비매품

94550

9 788972 184362

ISBN 978-89-7218-436-2
ISBN 978-89-7218-435-5 (세트)

항공선진화사업

R&D/11항공-안전03

중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 기획 최종보고서

Volume Ⅰ

2012. 10.

주관연구기관 / 한양대학교
공동연구기관 / 한국항공우주연구원
(주) 아피아엔지니어링

국 토 해 양 부
한국건설교통기술평가원

R&D Report on Planning for the Propagation Base Establishment of Small and Medium Sized(Part 25 class) Aircraft Volume 1

11항공-안전03

중소형항공기(Part25급) 국산화보급기반 구축기획최종보고서

한국건설교통기술평가원
국 토 해 양 부

주 의

1. 이 보고서는 국토해양부에서 시행한 항공선진화 사업의 연구보고서입니다.

2. 이 보고서 내용을 발표하는 때에는 반드시 국토해양부에서 시행한 항공 선진화 사업의 연구결과임을 밝혀야 합니다.

3. 국가과학기술 기밀유지에 필요한 내용은 대외적으로 발표 또는 공개하여서는 아니됩니다.

제 출 문

국토해양부 장관 귀하

이 보고서를 "중소형항공기(Par 25급) 국산화 보급기반 구축 기획에 관한 연구"과제의 보고서로 제출합니다.

2012 . 10 .

주관연구기관명 : 한양대학교
주관연구책임자 : 조진수
연 구 원 : 조이상
" : 이세욱
" : 최현민
" : 류민형
" : 김진욱
" : 김태우
" : 민준호
공동연구기관명 : 한국항공우주연구원
공동연구책임자 : 김일영
공동연구기관명 : (주) 아피아엔지니어링
공동연구책임자 : 하태흡

보 고 서 요 약 서

<table>
<tr><td>과제고유번호</td><td>10항공-
안전03</td><td>해 당 단 계
연 구 기 간</td><td>2011.12.27
~2012.10.26</td><td>단 계
구 분</td><td>기획단계</td></tr>
<tr><td colspan="2">연 구 사 업 명</td><td colspan="4">항공선진화사업</td></tr>
<tr><td rowspan="2">연 구 과 제 명</td><td>대 과 제 명</td><td colspan="4">중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 기획</td></tr>
<tr><td>세부과제명</td><td colspan="4"></td></tr>
<tr><td rowspan="2">연 구 책 임 자</td><td rowspan="2">조 진 수</td><td>해당단계
참 여
연구원수</td><td>총 : 15명
내부 : 9명
외부 : 6명</td><td>해당단계
연 구 비</td><td>정부:250,000천원
기업: 천원
계: 250,000천원</td></tr>
<tr><td>총연구기간
참 여
연구원수</td><td>총 : 15명
내부 : 9명
외부 : 6명</td><td>총연구비</td><td>정부:250,000천원
기업 : 천원
계: 250,000천원</td></tr>
<tr><td>연구기관명 및
소 속 부 서 명</td><td colspan="2">한양대학교</td><td>참여기업명</td><td colspan="2">한국항공우주연구원
(주) 아피아엔지니어링</td></tr>
<tr><td>국제공동연구</td><td colspan="3">상대국명 :</td><td colspan="2">상대국연구기관명 :</td></tr>
<tr><td rowspan="2">위 탁 연 구</td><td colspan="3">연구기관명 : 감우회경영회계연구원</td><td colspan="2">연구책임자 : 김덕영</td></tr>
<tr><td colspan="3">연구기관명 : ㈜ 웝스</td><td colspan="2">연구책임자 : 김미선</td></tr>
<tr><td colspan="4">요약(연구결과를 중심으로 개조식 500자 이내)</td><td>보고서면수</td><td>334</td></tr>
<tr><td colspan="6">○ 항공분야 전문가들로 구성된 자문위원회 구성(4명), 항공분야 과제수행 실무책임자들로 구성된 실무위원회 구성(7명) 및 항공관련 대학교 교수진(7명)으로 구성된 검토위원단 구성</td></tr>
</table>

○ 국내외 정책 동향, 시장동향 및 기술동향 등을 분석하여 중소형항공기(Part 25급) 개발방향 수립 ○ 국내외 특허동향 분석 및 국내 시험 인프라를 분석하여 중소형항공기(Part 25급) 개발전략 수립 ○ 중소형항공기(Part 25급) 인증기반 구축을 위한 인증기술 인프라 선진화 전략 도출 ○ 중소형항공기(Part 25급) BASA IPA 추진동향 분석을 통한 BASA IPA 확대 추진 방안 수립 ○ 중소형항공기(Part 25급) 사전타당성 검토를 통한 개발 가능성 검토 ○ 중소형항공기(Part 25급) 신기술 분석 및 경쟁기종 분석을 통한 항공기 제원 분석 ○ 중소형항공기(Part 25급)의 경제성분석을 통해 사업타당성을 검토 ○ 중소형항공기(Part 25급)의 BASA IPA확대를 도모하기 위해 인증 시제기 기종 선정 ○ 중소형항공기(Part 25급) 보급기반 구축을 위한 탐색개발 및 본개발 업무내용 검토(로드맵 작성)

색 인 어 (각 5개 이상)	한 글	중소형항공기, 제작, 시험, 인증, 상호협정안전협정
	영 어	Part 25, Manufacturing, Test, Certification, BASA

<국문 목차>

목 차

[국문 요약문] ····· Ⅰ
[영문 요약문] ····· Ⅳ

1장. 기술의 정의 및 필요성 ····· 1
1절. 기술의 정의 및 필요성 ····· 1
1. 기술의 정의 및 필요성 ····· 1
2. 세부과제별 기술정의 ····· 9
2절. 기술분류 및 내용 ····· 21
1. 기술분류 ····· 21
2. 기술내용 ····· 26

2장. 국내외 동향 및 환경 분석 ····· 42
1절. 국내외 정책동향 ····· 42
1. 국내 정책동향 ····· 42
2. 국외 정책동향 ····· 47
2절. 국내외 시장현황 및 전망 ····· 54
1. 국내 시장현황 ····· 54
2. 국외 시장현황 ····· 57
3절. 기술동향 분석 ····· 71
1. 관련 기술개발 동향 ····· 71
2. 기존 기술(연구)과의 차별성 ····· 85
4절. 유사과제 분석 ····· 87
1. 국내 유사과제 분석 ····· 87
2. 국외 유사과제 분석 ····· 104

5절. 연구개발 인프라 분석 ····· 111
1. 국내 항공산업 인프라 ····· 111
2. 항공기등의 인증 전문검사기관 ····· 112
3. 한국항공우주산업(KAI) ····· 119
6절. 종합분석 ····· 127

3장. 연구개발과제 구성 및 추진전략 ····· 129
1절. 비전 및 목표 ····· 129
2절. 기술개발에 따른 미래상 ····· 132
1. 현황 ····· 132
2. 기술개발 전략 및 효과 ····· 135
3. Part 25급 인증기 개발 ····· 137
4. SWOT 분석 ····· 142
3절. 연구개발과제 구성 ····· 145
1. 중소형항공기(Part 25급) 탐색개발 기간 산출 근거 ····· 147
2. 중소형항공기(Part 25급) 시제기 개발 기간 산출 근거 ····· 150
3. 중소형항공기(Part 25급) 인증 인프라 구축 기간/비용 산출 근거 ····· 151
4. 중소형항공기(Part 25급) 운용 및 사고예방 기술 기간 산출 근거 ····· 160
4절. (세부과제별) 주요내용 및 추진전략 ····· 162
1. 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 탐색개발 ·· 162
2. 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 본개발 ····· 176
5절. 과제별 · 연차별 기술로드맵 및 성과로드맵 ····· 191
1. 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 로드맵 ····· 191
2. 중소형항공기(Part 25급) 인증기술개발 사전 연구 ····· 192
3. 중소형항공기(Part 25급) 인증기술개발 및 시범사업 인증 ·· 192
4. 중소형항공기 기술기준 및 안전인증지침 개발 ····· 193
6절. 성과의 활용방안 ····· 194
1. 연구결과의 활용 계획 ····· 194
2. 기대성과 및 파급효과 ····· 194

7절. 연구수행체계 제안 ····· 196

4장. 사전타당성 검토 ····· 199
1절. 정책적 타당성 ····· 199
2절. 기술적 타당성 ····· 202
1. 기술적 분석 ····· 202
2. 중소형항공기 신기술 추세 ····· 205
3절. 경제적 타당성 ····· 211
1. 개관 ····· 211
2. 비즈니스 제트기의 가격대비 성능 분석 ····· 213
3. 가격에 미치는 성능의 영향력: 회귀분석 ····· 214
4. 중소형항공기 국산화사업의 경제성 분석 ····· 219
4절. 타당성 검토 종합 ····· 234

5장. 인력투입 소요예산 산정 ····· 235
1절. 연구일정에 따른 인력투입계획 ····· 235
1. 전체사업 인력투입계획 ····· 235
2. 세부과제별 인력투입계획 ····· 236
2절. 소요예산 산정 ····· 241
1. 전체사업 소요예산 ····· 241
2. 세부과제별 소요예산 ····· 246

6장. 과제 제안요구서 ····· 251
1절. 과제 제안요구서(RFP) ····· 251
1. 탐색개발 ····· 251
2. 본개발 ····· 262
2절. 평가기준 설정 ····· 300
1. 탐색개발 ····· 300
2. 본개발 ····· 301
참고문헌 ····· 307

부록 ····· 308
<부록 1> 도출과제 요약 ····· 308
<부록 2> 도출과제의 당위성 요약 ····· 330
• 과제의 시급성 ····· 330
• 국가 R&D 투자방향과의 부합성 ····· 331
• 기존 연구개발과제와의 차별성 ····· 331
• 인증용 시제기 제작의 필요성 ····· 331
<부록 3> 기술준비 수준(TRL: Technology Readiness Level) ····· 334

그림 차례

그림 2. 민수용 항공기 기종별 구분도 ····· 1
그림 3. Cessna社의 citation xls+ ····· 2
그림 4. Bombardier Aerospace社의 Learjet 45xr ····· 2
그림 5. 비즈니스 제트기 시장 진입시기 ····· 2
그림 6. 비즈니스기 보유 상위 20개국 ····· 3
그림 7. 기술의 필요성 ····· 4
그림 8. 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축의 필요성 ····· 6
그림 9. 중소형항공기(Part 25급) 보급기반 구축의 기술적 필요성 ····· 6
그림 10. 연도별 소형비즈니스 제트기 판매전망 ····· 7
그림 11. 항공기 체계 설계에서의 다분야 설계 고려 사항 ····· 9
그림 11. 항공기 체계 설계에서의 다양한 성능 해석 ····· 9
그림 12. 항공기에 발생되는 결빙형상 사례 ····· 10
그림 13. ATR-72 항공기 사고 사례 (Roselawn, 1994) ····· 10
그림 14. Appendix C vs Appendix O 결빙조건영역 비교 ····· 11
그림 15. Appendix C vs Appendix O 결빙조건에서 결빙생성형태 비교 ····· 11
그림 16. 항공기의 다양한 소음원 ····· 12
그림 17. 고신뢰성 다중화 비행제어시스템 기술이 적용된 항공기 ····· 13
그림 18. 중소형 항공기용 통합항전시스템 ····· 14
그림 19. LED 조명을 적용한 객실 ····· 14
그림 20. LED 조명 제어 통합 시스템 기본 개념도 ····· 15
그림 21. 객실 무선 인터넷 활용 사례 ····· 16
그림 22. 객실 무선 인터넷 서비스를 위한 네트워크 구성 ····· 16
그림 23. 비즈니스 제트기의 항공전자시스템 구성 ····· 17
그림 24. IMA 기반의 항공전자 시스템 S/W 구조 ····· 18
그림 25. 보잉社의 복합재 동체 구조물 ····· 19
그림 26. 항공기 객실 내추락 시험 사례 ····· 19
그림 27. 미국내 일반항공(General Aviation) 사용 빈도 ····· 39

그림 28. 미국내 일반항공 항공기 형식별 비행시간 추세 ····· 39
그림 29. 지분소유(Fractional Ownership) ····· 40
그림 30. 일반적인 지분소유(Fractional Ownership) 개념 ····· 41
그림 31. Fractional Market Growth (Total Shares Owned) ····· 41
그림 32. 항공산업 기본계획 (’10～’19)』 목표 및 추진 전략 ····· 42
그림 33. 항공안전기술개발사업단 조직도 ····· 44
그림 34. 항공선진화 사업 추진현황 ····· 45
그림 35. 국내 항공산업의 발전과정 ····· 54
그림 36. 국내 항공우주사업 무역수지 추이 ····· 56
그림 37. 세계항공산업 현황/전망 ····· 57
그림 38. 세계 항공산업 추세 ····· 59
그림 39. 민항기 산업 패러다임 변화 ····· 59
그림 40. 항공산업의 역할 분담 ····· 61
그림 41. 항공기업의 통합화 ····· 61
그림 42. 세계 지역별 항공수요 전망 ····· 66
그림 43. 세계 지역별 중형기 인도 전망 ····· 67
그림 44. 2008년 미국내 국내선 현황 ····· 67
그림 45. 비즈니스기 기종별 시장 점유율 ····· 68
그림 46. 비즈니스기 업체별 시장 점유율 ····· 69
그림 47. 항공기 주문량 및 사용 분야 ····· 70
그림 48. 국내 항공기술 현재 수준 ····· 72
그림 49. 항공기 날개구조용 신소재 (GLARE, CFRP) ····· 79
그림 50. 레이저 빔 용접 ····· 80
그림 51. 다중 고유압 비행제어시스템(신뢰성 향상, 경량화) ····· 81
그림 52. 가변주파수 발전기(Variable Frequency Generator, 전원계통) - A380 ····· 81
그림 53. 세브론 엔진(Chevrons Engine, 소음 저감) - B787 ····· 82
그림 54. Large Electrochromic Windows(구조, 편의 개선) - B787 ···· 82
그림 55. ARJ 21-700 ····· 108
그림 56. MRJ 주요 제원그림 58. 항공기 주요 부품별 관련 산업 ··· 109
그림 57. KAI社의 항공기 개발 인프라 ····· 111

그림 58. KAI社의 항공기 개발 인프라 ····· 119
그림 59. 전산유체 적용 사례 ····· 120
그림 60. 디지털 목업 적용 사례 ····· 120
그림 61. KAI社의 인증 시험 인프라 ····· 122
그림 62. KAI社의 지상 시험 인프라 ····· 123
그림 63. KAI社의 비행 시험 인프라 ····· 123
그림 64. KAI社의 부품 제조 프로세스 사례 ····· 125
그림 65. 연구개발과제 구성 ····· 145
그림 66. CAAC 조직 ····· 152
그림 67. CAAC 항공기 감항인증 조직 ····· 153
그림 68. CAB 국토교통성 항공국 조직 ····· 153
그림 69. CAB 항공기안전과 조직 구성 ····· 154
그림 70. JCAB AECC 조직 현황 ····· 155
그림 71 중소형항공기(Part 25급) 개념연구 Process ····· 166
그림 72. 중소형항공기(Part 25급) DP(Design Pahse) 엔지니어링 흐름도 ····· 166
그림 73. 연도별 소형 비즈니스 제트기 판매 전망 ····· 168
그림 74. 2009～2018년 제작사별 소형 비즈니스 제트기 예상 판매 전망 ····· 168
그림 75. 시장 포트폴리오 분석 ····· 169
그림 76. 기술 포트폴리오 분석 ····· 170
그림 77. 과제 구성도 ····· 176
그림 78. KABJ 형상 ····· 182
그림 79. 사업 추진체계도 ····· 196
그림 80. 항공산업 육성 체계도 ····· 201
그림 81. 신기술 바탕 신규 시장 진입 방안 ····· 202
그림 82. 경쟁기종 시장분석 ····· 203
그림 83. 신기술 적용 방법론 ····· 204
그림 84. 중소형항공기 기술발전 방향 ····· 205
그림 85. DOC에서 연료비 비중 ····· 205
그림 86. 국제 유가 향방, 1980～2030 ····· 206

그림 87. 환경 영향성 검토 ····· 206
그림 88. 항공 교통 체계 변화 ····· 207
그림 89. 중소형항공기 복합재 적용 추세 ····· 208
그림 90. 복합재 적용 비중 ····· 208
그림 91. 엔진 신기술 적용 사례 ····· 209
그림 92. More Electrical System 적용 사례 ····· 209
그림 93. Lean FBW 구성 사례 ····· 210
그림 94. 비즈니스 제트기 신규주문 실적 ····· 211
그림 95. 지역별 비즈니스 제트기 침투율 ····· 213
그림 96. 가격 대 성능: Plot 결과 ····· 214
그림 97. 세계 비즈니스 제트기 보유대수 전망 (2010-2030) ····· 216
그림 98. 비즈니스 제트기 매출액 전망(1991-2030년) ····· 216
그림 99. 크기 별 인도대수/매출액 전망 ····· 217
그림 100. 총괄사업단 평가방법 ····· 303

표 차례

표 1 비즈니스기 분류 등급표 ····· 3
표 2 각종 기술분류체계에 따른 본 기획연구 관련분야 ····· 21
표 3 기술분류 제 1호, 산업기술분류표에 따른 본 기획연구 해당분야 ····· 22
표 4 과학기술표준분류체계에 따른 본 기획연구 해당분야 ····· 23
표 5 미래유망 신기술(6T) 분류법에 따른 본 기획연구 해당분야 ····· 25
표 6 국가기술지도(NTRM)분류에 따른 본 기획연구 해당분야 ····· 25
표 7 항공우주산업 개발촉진법 주요내용 ····· 43
표 8 항공산업 정책 추진현황 비교 ····· 44
표 9 주요국의 항공산업 지원 실태표 10 외국의 항공기 인증기간 분석 ····· 48
표 10 외국의 항공기 인증기간 분석 ····· 51
표 12 국내 항공우주산업 수급현황 ····· 55
표 13 국내 항공우주산업 생산현황 ····· 56
표 14 국내 항공우주산업 수출 및 수입 현황 ····· 56
표 15 산업체 점유율 현황(2009년) ····· 57
표 16 세계 항공우주산업 매출 현황 ····· 58
표 17 민항기의 국제공동개발/사업 ····· 60
표 18 항공우주산업 국가별 순위(2011년) ····· 62
표 19 주요 항공우주기업의 현황(2011년) ····· 63
표 20 민항기 시장 현황 및 전망(2009년) ····· 64
표 21 세부시장 별 성장률 ····· 66
표 22 국내 항공기술 수준(2007년) ····· 71
표 23 국내 항공산업의 인프라 수준(2007년) ····· 72
표 24 민간여객기 분야의 국내 기술수준 발전과정 ····· 73
표 25 대한민국의 대형여객기 구성품 기술경쟁력 전망 ····· 73
표 26 비즈니스 제트기 부문의 기술축적 과정 ····· 74

표 27 비즈니스 제트기 국내 기술수준 발전과정 ····· 75
표 28 대한민국의 비즈니스 제트기 기술경쟁력 전망 ····· 75
표 29 대형 여객기 기술발전 추세 ····· 77
표 30 B-787의 분야별 기술특성 ····· 77
표 31 A-350의 분야별 기술특성 ····· 77
표 32 A-380의 분야별 기술특성 ····· 78
표 33 소형 비즈니스 제트기 개발 진행현황 ····· 78
표 34 기존 기술(연구)와의 차이점 비교표 ····· 86
표 35 기존 기술(연구)와의 차이점 비교표 ····· 93
표 36 ARJ 개발 동향 개요 ····· 107
표 37 일본 MRJ 개발 동향 개요 ····· 110
표 38 KAI社의 인증시험 인프라 현황 ····· 124
표 39 기종 별 수익성 비교 ····· 139
표 40 기종 별 표준 개발비 회수기간 분석 ····· 139
표 41 인증기 대상 기종들의 적합성 비교 ····· 142
표 42 주요 기술 검토 아이템 ····· 165
표 43 해외 벤치마킹 대상국의 5가지 발전 유형 ····· 200
표 44 국내 민수용 항공기 개발 계획 ····· 201
표 45 2011~2017년 동안 시장진입을 목표로 개발 중인 신기종 ····· 212
표 46 지역별 Fleet Evolution Forecast ····· 217
표 47 세분영역 별 수요예측(2011-2020) ····· 218
표 48 FAR25급 KABJ 개발계획 ····· 219
표 49 KABJ 총사업비 ····· 220
표 50 Burns모델을 적용한 항공기 개발비 추정 ····· 221
표 51 연도별 개발비 지출계획 ····· 221
표 52 개발비의 현재가치 ····· 222
표 53 SLJ급 시장규모 및 KABJ 판매대수 ····· 223
표 54 매출액의 현재가치 ····· 224
표 55 판매 예상가 이외의 부수적인 수익 ····· 225
표 56 시나리오 별 B/C Ratio ····· 226
표 57 매출원가 추정 ····· 227

표 58 연도별 매출원가 ····· 228
표 59 총비용의 현재가치 ····· 229
표 60 연도별 순 편익 ····· 230
표 61 시나리오별 경제성분석 결과 ····· 231
표 62 시나리오별 수익성 분석 ····· 231

<국문 요약서>

요 약 문

Ⅰ. 제목

○ 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 기획

Ⅱ. 기획 연구의 필요성

○ 항공교통은 인적·물적 교류의 가장 중요하고 효율적인 수단으로 국가산업의 경쟁력과 성장을 좌우하는 핵심 인프라

○ 우리나라 항공산업은 해외기술도입 생산방식에 대한 의존도가 높은 산업구조로 항공기 제작·인증 기술기반 취약

○ 국내 항공기 제작·인증기술은 선진국 대비 기초 단계로서, 선진국 수준의 첨단 항공기술 인프라 구축을 위한 기술 개발 필요

○ 2인승 경항공기(VLA급)/4인승 소형항공기(Part 23급)의 제작/인증기술 인프라 선진화 추진 사업에 이어, 중소형기급(Part 25급)으로 확대하여 중소형항공기 국산화와 수출기반을 추진하는 등 우리나라 항공 산업 기술 인프라를 미국/유럽 등 선진국 수준으로 단계적 조성 추진 필요

○ 중소형 항공기(Part 25급)의 제작/인증 기술 선진화를 통해 미국 등 외국과 항공안전협정(BASA)을 Part 25급으로 확대 추진하여 우리나라 항공산업을 10대 항공기술 강국의 육성 도모 필요

○ 항공운송, 공항실적 부문에서 세계 10위권 국가로써 국제 지위에 걸맞는 중소형항공기(Part 25급) 제작/인증 기술 선진화를 통해 인프라 구축 및 보급기반 확보 필요

○ 항공기 기술수준, 전략적 가치, 경제성, 타산업과의 기술적 연관성 분석 등을 토대로 항공기술을 분류, 경쟁국대비 비교우위 확보 가능한 핵심 기술에 집중투자 필요(선택과 집중)

○ 중소형 항공기(Part 25급)의 개발을 통한 보급기반 확대 및 항공안전협정(BASA) 확대 추진을 위해 중소형 항공기 탐색개발 및 본개발 업무내용 검토 필요(로드맵 등)

Ⅲ. 기획 연구의 목표 내용

○ ‘중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 기획’ 과제를 통해 중소형 항공기(Part 25급) 개발을 위한 제작/시험/인증기술 인프라를 선진화/국산화하고, 중소형 항공기(Part 25급) 수출 기반 확대 추진을 위한 미국과 항공안전협정(BASA) 추진방안 수립

○ 중소형항공기(Part 25급) 시장 조사
- 국내/외 중소형항공기 개발 현황 분석
- 경쟁기종 시장동향 및 기술동향 분석
- 중소형항공기(Part 25급) 특허동향 분석

○ 중소형항공기(Part 25급) 타당성 조사
- 국내외 중소형항공기 개발 신기술 분석
- 국내 장비/기술 인프라 · 기술인력 현황 분석
- 기술수요 및 기술예측 조사 실시
- 기술개발 추진방향 정립(SWOT 분석 등)

○ 중소형항공기(Part 25급) 형상 개념설계
- 주요 설계 사양 분석(성능 평가 및 비용분석 등)
- 중소형항공기 개발 신기술 적용 검토
- 중소형항공기 형상 도출

○ 중소형항공기(Part 25급) 보급기반 구축
- 중소형항공기 개발을 위한 부품/장비 국산화 개발 과제 도출
- 중소형항공기 신규 개발과제의 경제성 분석
- 중소형항공기 제작/시험 시설 인프라 구축방안 도출

○ 중소형항공기(Part 25급) 인증기반 구축
- Part 25급 인증기술 인프라 선진화 전략 도출
- Part 25급 BASA IPA 확대 전략 도출

Ⅳ. 기획 연구 결과

○ 국내외 정책 동향, 시장동향 및 기술동향 등을 분석하여 중소형항공기(Part 25급) 개발방향 수립

○ 국내외 특허동향 분석 및 국내 시험 인프라를 분석하여 중소형항공기(Part 25급) 개발전략 수립

○ 중소형항공기(Part 25급) 인증기반 구축을 위한 인증기술 인프라 선진화 전략 도출

○ 중소형항공기(Part 25급) BASA IPA 추진동향 분석을 통한 BASA IPA 확대 추진 방안 수립

○ 중소형항공기(Part 25급) 사전타당성 검토를 통한 개발 가능성 검토

○ 중소형항공기(Part 25급) 신기술 분석 및 경쟁기종 분석을 통한 항공기 제원 분석

○ 중소형항공기(Part 25급) 보급기반 구축을 위한 탐색개발 및 본개발 업무내용 검토 기술로드맵 작성 및 과제제안 요구서 도출

Ⅴ. 기획연구 결과의 활용 방안 및 기대성과

○ 활용 방안
- 중소형항공기 시제기 개발을 통해 제작/시험/인증기술 인프라를 선진화/국산화하고, 미국과 항공안전협정(BASA)도 중소형 항공기급(Part 25급)으로 체결하여 국산 항공기의 수출 기반도 확대 추진에 활용함.
- 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 기획에 의거한 사업의 성공적·효율적 수행과 파급효과의 극대화를 위하여 활용함.
- 신규과제 RFP를 바탕으로 연구개발사업의 전략적 우선순위와 개발비 규모를 산정하는 등 세부 실행계획으로 활용함.

○ 기술적 기대성과
- 항공선진국 수준의 국내 항공안전/인증 관련 핵심 신기술 확보
  * 국내 항공기 제작/시험/인증관련 핵심 신기술 확보
  * IT, 디지털, 네트워크 및 정밀기계 기술의 접목을 통한 국부창출 기술력 확보
- 중소형항공기(Part 25급) 제작/시험/인증기술 인프라 구축
  * 중소형항공기(Part 25급) 제작 종합평가·관리 인프라 구축
  * 중소형항공기(Part 25급) 시험/인증기술 지속적 연구기반 인프라 조성
- 중소형항공기(Part 25급) 고급 연구인력 및 기술 연구체계 확보

○ 사회·경제적 파급효과
- 고부가가치 항공안전기술의 국부 창출을 통한 미래 성장산업 육성
  * 중소형항공기(Part 25급) 제작 산업은 시스템 종합산업으로 부가가치성이 높음.
- 중소형항공기(Part 25급) 시험/인증기술 국민 안전성 및 이동성 향상
  * 쾌적하고 효율적인 대국민 중소형항공기(Part 25급) 개발
  * 중소형항공기(Part 25급) 개발을 통한 국민 이동성 증진
- 중소형항공기(Part 25급) 분야 대외 국가 신인도 및 경쟁력 강화
  * BASA체결, 미국 FAA 항공안전평가 대비 등 국가 항공안전수준의 지속적 유지를 통한 국가 신인도 제고 및 국가 경쟁력 향상

<영문 요약서>

SUMMARY

Ⅰ. Title

○ Planning for the Propagation Base Establishment of Small and Midium Sized(Part 25 class) Aircraft

Ⅱ. The necessity of Planning and Research

○ Air transportation is the core infrastructure of national industrial competitiveness and growth.

○ The aviation industry in Korea is high dependence on production of foreign technology. Therefore the basis of manufacture and certification technology is vulnerable.

○ The technology development is needed as the level of advanced countries-of-the-art aviation technology infrastructure.

○ After the advancement business of VLA-class aircraft, and Part 23 Class Aircraft Manufacturing/certification technology infrastructure, through the business of Part 25 Class Aircraft, it is needed raising the level of the aviation industry in Korea.

○ It is needed to bringing up 10 powers of the aviation industry through the Part 25 Class production/certification and BASA.

○ As countries in the world's top 10 of air transportation, airport performance categories, building infrastructure and secure the basis of supply are needed through production/certification technology of Part 25 Class aircraft.

○ Investment in core technologies is needed after comparing aircraft technology level, strategic value, and economics (selection and concentration).

Ⅲ. Final object of research

○ Through this research, infrastructure of production/test/certification for Part 25 Class aircraft development is to advance and to localize.

○ Market Research of Part 25 Class aircraft
- Overview of small and medium sized aircraft development of domestic and foreign
- Market and technology trends analysis
- Patents analysis of Part 25 Class aircraft

○ Feasibility Study of Part 25 Class aircraft
- Analysis of domestic and foreign small and medium-sized aircraft development technologies
- Domestic equipment/technology infrastructure and technology workforce analysis
- Demand and forecasting research of technology
- To establish the direction of promoting technology development(SWOT analysis)

○ The conceptual design of small and Part 25 Class aircraft
- Analysis of main design specifications (performance evaluation and cost analysis, etc.)
- Consideration for application new technologies to small and medium-sized aircraft
- Set of small and medium-sized aircraft configuration

○ Building the supply depot of Part 25 Class aircraft
- Making the localization business of parts/equipments for the development of small and medium-sized aircraft
- Economic analysis of new development projects for small and medium-sized aircraft
- Set the infrastructure of manufacturing/test facilities for small and medium-sized aircraft

○ Building the basis of certification of Part 25 Class aircraft
- Set the advancement certification technology infrastructure strategy of Part 25 Class
- Set the expansion strategy of Part 25 Class BASA IPA

Ⅳ. The Results of research

○ To establish the direction of Part 25 Class aircraft development through the analysis of domestic and foreign policy trends, market trends and technology trends

○ To establish the strategy of Part 25 Class aircraft development through the analysis of domestic and foreign patent trends and testing infrastructure at home

○ Set the strategy of certification technologies infrastructure advancement for the building basis to certificate Part 25 Class aircraft

○ Establishment of BASA IPA expansion through the analysis of BASA IPA for Part 25 Class aircraft

○ Possibility consideration through the examination of pre-feasibility for Part 25 Class aircraft

○ Data analysis of Part 25 Class aircraft through the analysis of new technologies and competitive aircraft

Ⅴ. Application of research and expected results

○ Application of research
- Export base expansion of domestic aircraft through the advancement/localization of manufacturing/test/certification infrastructure for small and medium-sized aircraft prototypes and the agreement BASA Part 25 Class
- Utilization of great ripple effect and successful · effective business
- Utilization of detailed plans through the new RFPs

○ Technical expectations
- Securing core new technologies of advanced level for aviation domestic aviation safety/certification
  * Securing core new technologies of domestic aircraft manufacturing /testing /certification
  * Securing technologies through convergence of IT, digital, network, and precision machinery technology
- Production/test/certification technology infrastructure for Part 25 Class aircraft
  * Set of comprehensive evaluation · management infrastructure for Part 25

Class aircraft

* Ongoing research infrastructure of test/certification technology for Part 25 Class aircraft

- Securing advanced research personnel and technology research system for Part 25 Class aircraft

○ Social and economic impacts

- The creation of future growth industries of aviation safety technology through the local value-added

* Manufacturing industry of Part 25 Class aircraft is a system-integrated industry and a high value-added industry.

- Improvement of public safety and mobility through the exam / certification technology for Part 25 Class aircraft

* Development of the public and efficient Part 25 Class aircraft

* Improvement of mobility through the development for Part 25 Class aircraft

- Reinforcement of foreign national credibility and competitiveness for the field of Part 25 Class aircraft

* Improvement of national credibility and national competitiveness through maintaining aviation safety levels such as the BASA signed, FAA aviation safety assessment.

1장. 기술의 정의 및 필요성

1절. 기술의 정의 및 필요성

1. 기술의 정의 및 필요성

○ Part 25의 정의
- 10인승 이상 탑승 가능한 제트기 또는 최대 이륙 중량(maximum takeoff weights, MTOW)이 12,500파운드(5,670kg) 이상인 제트기
- 19인승 이상 탑승 가능한 프로펠러기 또는 최대 이륙 중량(maximum takeoff weights, MTOW)이 19,000파운드(8,618kg) 이상인 프로펠러기

○ 일반적으로 보잉 737과 A300 시리즈 항공기 등 잘 알려진 국내선 및 국제선 여객기 대부분의 항공기는 FAR Part 25급 항공기임. (Federal Aviation Regulations)

○ 중소형 항공기(Part 25급)의 범위는 10인승 이상 탑승가능한 제트기 또는 최대 이륙 중량(MTOW)이 12,500파운드(5,670kg) 이상인 비즈니스 제트기로 한정함.

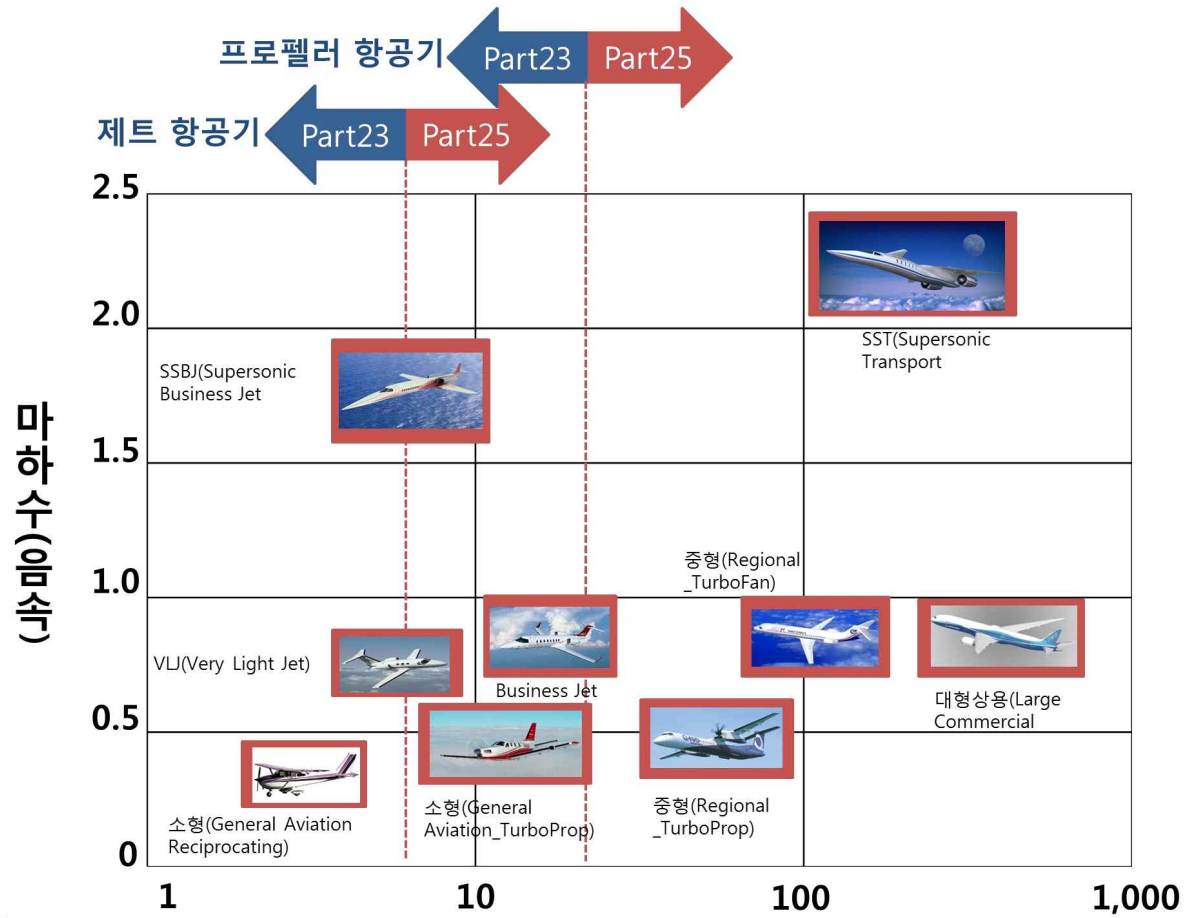


그림 2. 민수용 항공기 기종별 구분도

○ 비즈니스 제트기(Business jet)는 소그룹의 비즈니스인 들을 운송하기 위한 목적으로 사용되는 비교적 소형의 제트 여객기 임.

○ 대형 여객기가 때때로 호화스런 비즈니스 제트기로 “개조“되기도 하며, 이렇게 개조된 여객기는 전 세계 장기 투어를 떠나는 연예인들이 사용하거나 기자단, 혹은 스포츠 팀이 사용하기도 함.

○ 비즈니스 제트기로 개조된 대형 여객기는 운영에 있어서 공항 활주로 길이에 제약을 받거나 지역 소음 제한에 제약을 받기도 함.

○ 비즈니스 제트기는 현재 전 세계적으로 약 1만 1000여 대가 운항되고 있으며, 대부분은 미국 기업들이 소유하고 있음.

○ 비즈니스 제트기는 미국 다음으로는 유럽 시장이 크고, 아시아 및 중앙아메리카 시장도 성장하고 있음.



그림 3. Cessna社의 citation xls+



그림 4. Bombardier Aerospace社의 Learjet 45xr

출처: Bombardier Business Aircraft, 2009

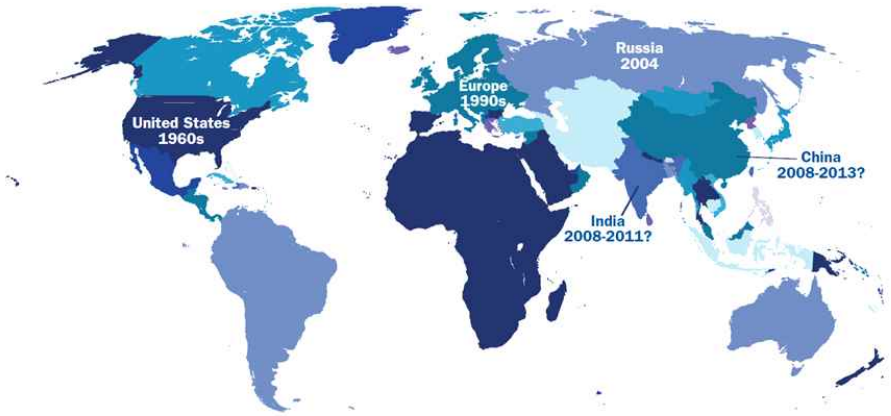


그림 5. 비즈니스 제트기 시장 진입시기

○ 비즈니스 제트기는 크기별로 여섯 등급(class)으로 나누고 있으며, 다음 표와 같이 분류됨.

표 1 비즈니스기 분류 등급표

Class	Weight (lb)	Model
Entry-Level	7,500 ~ 10,000	Citiation Mustang, Phenom 100, Hondajet, S-33 Independence
Light	10,000 ~ 21,000	Learjet 31A, Learjet 35/36, Learjet 40XR, Citiation Bravo, Citiation CJ1+, Citiation CJ2+, Citiation CJ3, Citiation CJ4, Citiation Encore+
Super Light	20,000 ~ 27,000	Learjet 45XR, Citiation XLS+, Legacy 450, Hawker 750, Sabreliner 65
Midsize	23,000 ~ 35,000	LearJet 60XR, Learjet 85, Citiation Sovereign, Falcon, 20/200 Mystere, Legacy 500, Gulfstream 150, Beechcraft, Hawker 850XP, Hawker 900XP, S-40 Freedom
Super Midsize	35,000 ~ 41,000	Challenger 300, Citiation TEN, Falcon 50EX, Falcon 2000S, Gulfstream 200, Gulfstream 280, Beechcraft, Hawker 4000
Large	35,000 ~ 95,000	328DBJ, ABJ, Challenger 605, Falcon 2000LX, Legacy 600, Legacy 650, Gulfstream 350

출처: Flightglobal, Pocket Guide to Business Aircraft, 2012

출처: The Economist / Economist Intelligence Unit, 2011

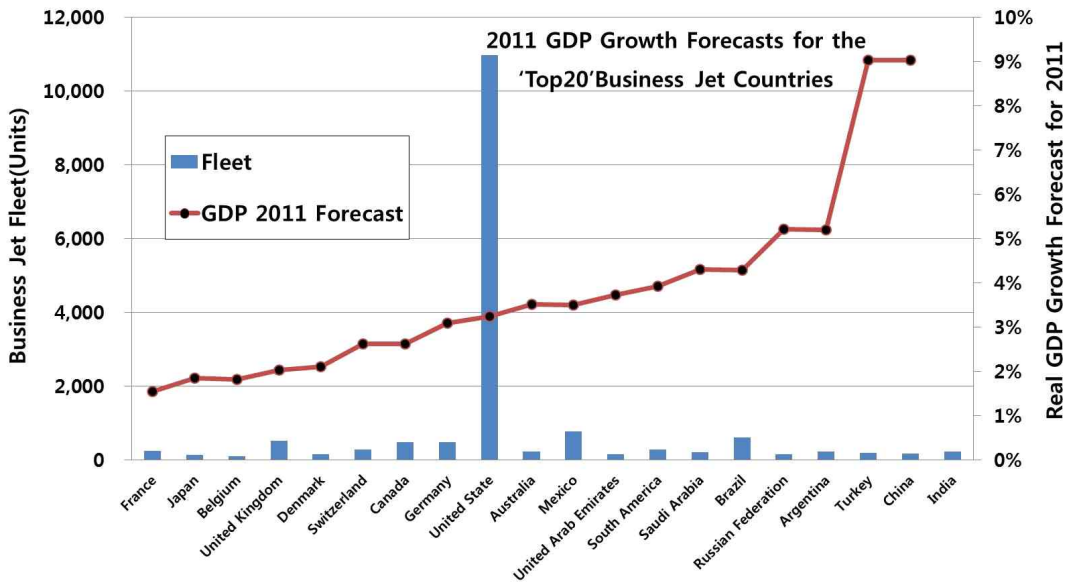


그림 6. 비즈니스기 보유 상위 20개국

○ 비즈니스 제트기는 민간 항공기술 중 가장 전투기 수준에 준하는 첨단기술(State-of-the-art technology)을 필요로 함.

○ 비즈니스 제트기는 주로 정부, 군 인사, 재계 CEO 등이 이용하므로 안락함과 쾌적함을 높이기 위한 기술을 필요로 함.

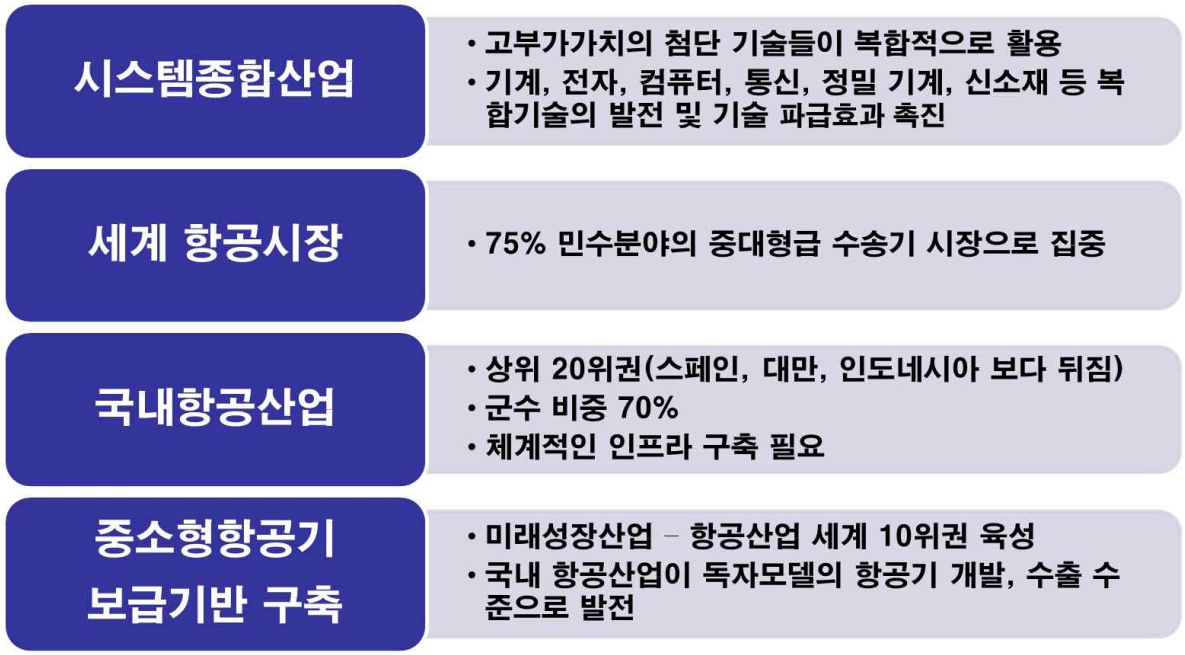


그림 7. 기술의 필요성

○ 항공기산업은 시스템종합산업으로 고부가가치의 첨단 기술들이 복합적으로 활용이 가능하며, 기계, 전자, 컴퓨터, 통신, 정밀 기계, 신소재 등 복합기술의 발전 및 기술 파급효과를 촉진함.

○ 전 세계 항공기 시장의 75% 민수분야의 중대형급 수송기 시장으로 집중됨.

○ 국내 항공산업은 상위 20위권(스페인, 대만, 인도네시아 보다 뒤짐)으로 군수비중이 70%를 차지하고 있음. T-50, KT-1, KC-100의 개발이 이루어졌지만, 체계적인 인프라 구축 필요함.

○ 항공산업은 미래 성장산업으로 항공산업 세계 10위권 육성계획을 갖고 있으며, 국내 항공산업이 독자모델의 항공기 개발, 수출 수준으로 발전이 필요함.

○ 우리나라의 항공산업 발전을 위해서는 글로벌 항공산업 시장동향을 주목하면서 국내 군용기 수요기반과 이미 확보한 경항공기 개발기술을 활용할 수 있는 미래형 고부가가치 기종을 단계적으로 개발해 나가는 전략이 필요함.

○ 글로벌 항공기 시장 진출을 위해서는 항공기보급기반을 구축하고 국산 완제기와 핵심부품의 인증기반을 구축함으로써 미국과의 BASA체결이 시급히 필요함.

○ 정부의 「항공산업발전기본계획」을 성공적으로 추진하고 항공선진화 목표를 달성하기

위해서는 기술적·경제적 파급효과를 극대화할 수 있는 기종을 인증기로 개발하고 동 인증기와 부품의 사업화를 도모해야 함.

가. 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축의 필요성

○ 항공교통은 미래 인적자원 물류의 핵심 수단으로서 글로벌화가 진행될수록 그 수요가 급성장할 전망되며 첨단기술을 바탕으로 하는 대표적인 지식기반 산업으로서 전후방 연관효과가 큼. 항공산업은 고용, 부가가치 창출, 수출증대에 기여할 수 있는 미래 성장 동력 산업임.

○ 우리나라는 세계 10위권의 항공운송대국임. 그러나 기계, 전자통신, 컴퓨터 등 항공산업이 도약할만한 기반산업이 잘 갖춰져 있고 군용기와 민간항공기의 수요기반도 탄탄함에도 불구하고 항공기 제작산업은 상대적으로 낙후되어 있으며 항공교통은 국민경제에서 차지하는 비중이나 기여도가 낮음.

○ 1970년대 이후 군용기의 조립이나 부품제작, 초경량항공기의 개발 등이 이루어졌지만 우리나라의 항공산업은 경제적 위상에 훨씬 못 미치는 수준에 머물고 있음. 민간부문이 감당하기에는 엄청난 투자비가 소요되고 투자비 회수에 오랜 시간이 소요되는 장주기산업이라는 특성에서 비롯된 것으로 항공산업의 진흥을 위해서는 항공관련 핵심기술의 개발을 지원하고 완제기 제작 및 인증기술 인프라를 구축하는데 정부가 주도적인 역할을 수행해야 한다는 사실을 뒷받침함.

○ 국내 항공산업은 군용기 개발경험을 통해 초음속 완제기급 체계종합 기반은 구축되었으며 기술기반인 기계, 전자, S/W 기술력도 세계적인 경쟁력을 보유하고 있는 상태이나, 민간항공기 부문은 완제기 개발경험이 전무하고 민항기 고유의 요구조건 반영을 위한 개발/시험/인증 인프라가 미비한 실정임.

○ 소형항공기급 인증기의 성공적 개발을 통해 민항기 시장분석, 요구도정의, 설계 및 개발, 시험평가 및 인증 등의 전 사이클을 경험하고 관련 기술, 전문 인력, 설비를 확보함으로써, 민항기 개발을 위한 체계종합/설계, 시험/인증 기술, 시험평가/생산 설비 등 인프라를 구축할 수 있음.

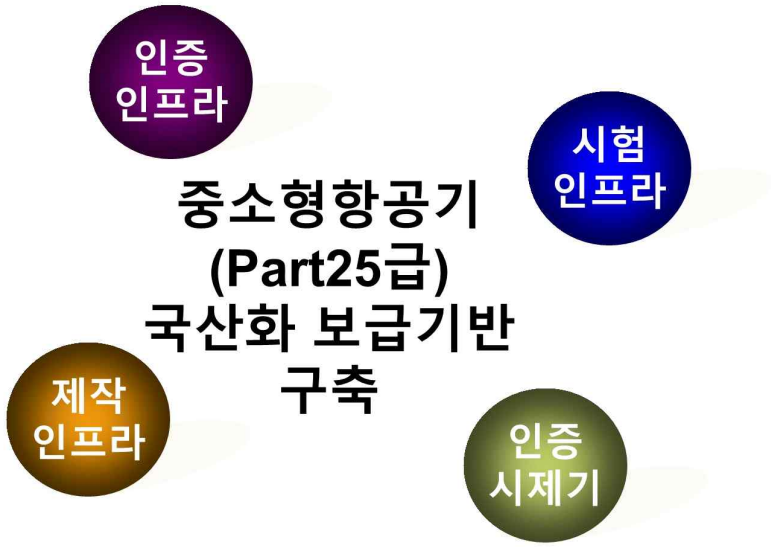


그림 8. 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축의 필요성

(1) 기술적 측면



그림 9. 중소형항공기(Part 25급) 보급기반 구축의 기술적 필요성

○ 중소형항공기(Part 25급) 보급기반 구축을 통해서 국내 항공기 제작/시험/인증 신기술 및 IT, 디지털 등의 기술 접목을 통한 기술력 확보가 가능함.

○ 중소형항공기(Part 25급) 보급기반 구축을 통해 제작 종합평가•관리 인프라 구축, 시험/

인증기술 지속적 연구기반 인프라 조성을 통하여 향후 항공기 개발시 사용이 가능함.

○ 고급인력 및 기술 연구체계 확보 측면에서 중소형항공기(Part 25급) 보급 기반 구축을 통해서 설계, 제작 인력, 연구 핵심 체계 확보가 가능함.

(2) 경제・산업적 측면

출처: Forecast International, 2007



그림 10. 연도별 소형비즈니스 제트기 판매전망

○ 2009년 대비 2018년 소형제트기 판매량은 약 260% 성장이 예상됨. 2009~2018년 소형제트기 전체 판매대수는 2,284대로 전망되고 시장규모는 170억 달러로 예상됨.

○ 미국 의회(GAO) 보고서에 의하면, 여러 전문기관 자료의 평균치를 기준시 향후 10년간 Very Light Jet 납품 대수는 5,100대 이상으로 전망됨.

○ 미국 항공기용 엔진 생산 전문업체이면서 세계적인 항공기 수요 예측전문기관인 하니웰(Honeywell)사에 의하면 2008년부터 향후 5년간 지역별 판매에서 미국이 50%의 시장 점유율을 예측함.

○ 같은 기간 유럽지역은 22%의 시장 점유율을 보일 것으로 예측되었으며, 아시아 지역은 같은 기간 15%의 점유율을 보일 것으로 예측됨. (아시아 지역은 2007년에 불과 4%의 판매비율을 보인지역으로서 비약적인 성장이 예상됨.)

○ 최근 5년간(2002~2007) 비즈니스 제트기 보유자들의 신규 항공기 보유계획은 약 23~33% 수준으로서 과거 5년(1997~2001)의 14~30%에 비해 비교적 높게 나타남.

○ 최근 2년간의 신규 항공기 구매계획은 25.6~32.7%로서, 2002~2004기간의 23~25%에 비해 상당히 높아졌음. 이와 같은 신규 항공기 구매계획의 대부분은 노후기종 대체임.

따라서 기존 보유자들의 항공기 대체 및 신규구매에 대한 잠재력은 상당히 높은 것으로 나타남.

(3) 사회・문화적 측면

○ 소형 제트기 개발로 FAR 25급 항공기 설계기술력 확보 및 세계시장 진출로 우리나라 항공산업의 수출산업화 달성함.

○ 한・미간 BASA체결로 고정익 항공기분야에서 항공선진국수준의 항공인증 기술력 확보함.

○ 소형 민항기 개발을 통해 국내 항공기 개발 기술 수준을 제고하고 경쟁력 있는 상업용 항공기 개발 기반을 확보하는 동시에 국제 공동개발에 참여를 기대할 수 있음.

○ 항공선진국과의 기술 격차를 줄이고 국내 미비한 기술 및 미 보유기술을 확보하여 항공기 개발 활성화가 기대됨.

○ 중장기적으로 민항기의 체계적인 개발 계획을 수립하고 연구 개발을 수행할 수 있는 여건이 조성되며 이를 통해 연구 인력 양성, 연구 시설 현대화, 제작 업체 활성화로 이어져 연구개발 전반에 걸친 인프라가 구축 가능함.

2. 세부과제별 기술정의

가. 항공기 설계

(1) 중소형 항공기 체계 설계를 위한 형상 설계 프레임웍 국산화 개발

○ 체계 설계 단계에서 임무 요구 조건을 충족하는 형상 및 Size 설계 후보군을 효과적으로 도출할 수 있고, 설계 요구 사항의 지속적인 확장 및 S/W 신뢰성 개선을 위한 유지보수가 가능한 설계 최적화 프레임웍의 국산화 개발

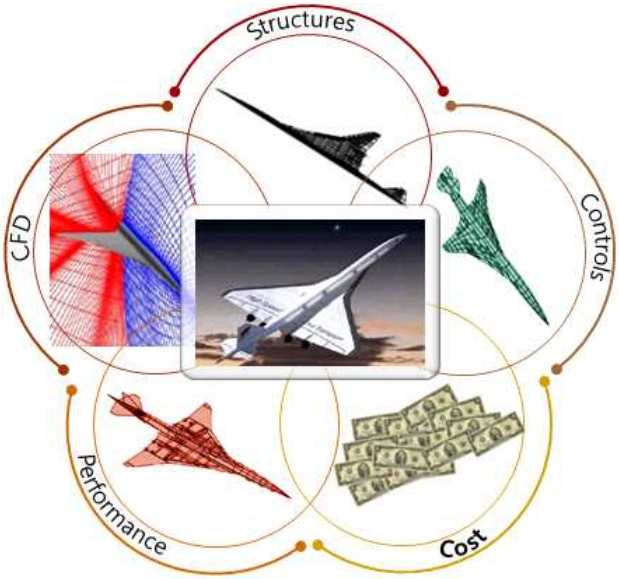


그림 11. 항공기 체계 설계에서의 다분야 설계 고려 사항

○ 체계 설계 단계에서 고려되어야 하는 공력 성능, 중량, 추진 성능, 비행 성능, 임무 형상 성능, 비용 예측을 위한 해석 모듈의 국산화 개발

그림 12. 항공기 체계 설계에서의 다양한 성능 해석

나. 기계보기

(1) SLD 조건 결빙인증을 위한 방/제빙 시스템 개발

○ 항공기 운항시에 발생 가능한 Icing을 방지하고 (Anti-Icing), 부득이 하게 Icing이 발생하였을 경우 제거하는 (De-Icing) 방/제빙시스템을 개발하여 비행 중 결빙 상황에서도 비행 안전성을 확보할 수 있는 장치를 개발하는 것임.



그림 13. 항공기에 발생되는 결빙형상 사례

○ 미연방항공청(FAA)는 미연방항공규정(FAR)에 결빙인증관련 규정(Appendix C.)을 만들어 엄격히 적용하고 있음.

○ 더욱 1994년 미국 Roselawn에서 68명의 사상자를 낸 ART-72 항공사고 이후 더욱 강화된 결빙인증 관련 규정(Appendix O)의 제정을 위한 NPRM(Notice of Proposed Rule Making)을 2010년 6월 29일에 공식적으로 발행하였고 현재 관련 협의가 활발히 진행되고 있으므로 곧 미연방항공규정에 관련규정이 적용이 될 것으로 예상됨.



그림 14. ATR-72 항공기 사고 사례 (Roselawn, 1994)

○ Appendix O는 대기에 존재하는 액적의 최대 지름을 기존 Appendix C에서 규정하고 있는 50㎛를 넘어서 최대 500㎛ 이상으로 확대하는 개념으로써 크게 Freezing drizzle과 Freezing rain으로 구분됨.

○ 일반적으로 항공기 결빙현상에서 액적 크기의 증가는 항공기에 발생되는 결빙의 크기를 크게 증가시키며 따라서 항공기 성능 및 조종안정성에 미치는 영향이 크게 증가됨.

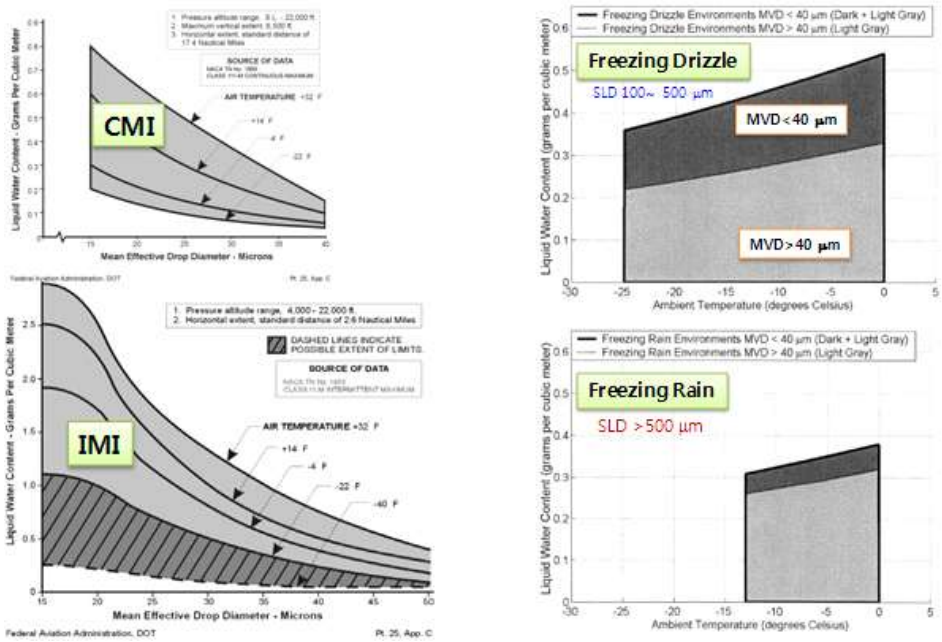


그림 15. Appendix C vs Appendix O 결빙조건영역 비교

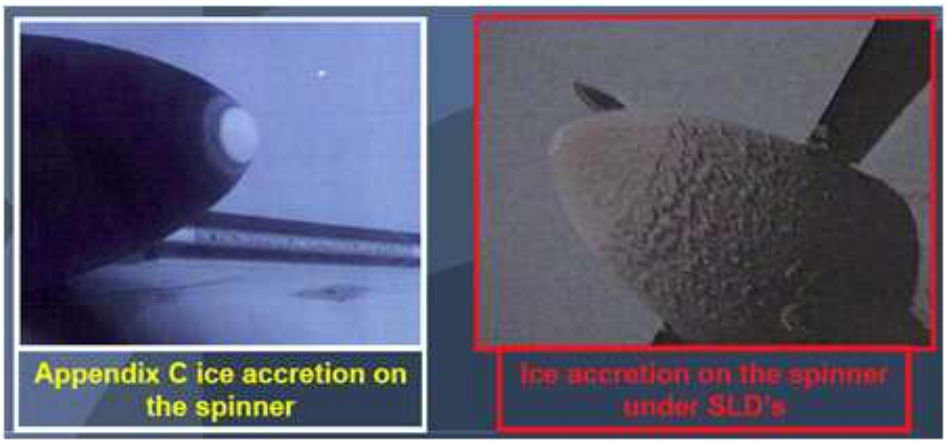


그림 16. Appendix C vs Appendix O 결빙조건에서 결빙생성형태 비교

○ 항공기 결빙방지 관련 개발기술은 국내 항공기 개발 경험상(군용기, 민수부품 생산) 상대적으로 경험이 부족한 기술이며 FIKI(Flight Into Known Icing) 인증 획득을 최종 목표로 방/제빙시스템 Trade Off Study, SLD 결빙조건의 설계 및 해석기술, 방/제빙 시스템 장치개발 및 항공기 장착설계, 지상시험 및 비행시험 기술을 선행하여 확보하는 것이 매우 중요함.

(2) 중소형항공기(Part 25급) 내/외부 소음저감 기술 개발 및 외부소음 측정시험 기술 확보

○ 항공기 내부소음은 승객에게는 안락성을 제공하고, 승무원에게는 근무환경 측면에서 소음으로 인한 피로감을 최소화하기 위해 반드시 저감이 필요한 것으로 내부소음이 높은 항공기는 시장에서 경쟁력 저하로 생존 가능성이 낮아질 수 있음.

○ 항공기 내/외부의 소음관련 기술은 국내 항공기 개발 경험상(군용기, 민수부품 생산) 상대적으로 경험이 부족한 기술임. 최근에야 소형민항기(FAR23 급)에 대한 외부소음 측정시험 및 평가가 수행중이나 내부 소음 절감을 위한 소음제어 기술이나 외부소음 최소화를 위한 형상설계 기술은 확보하지 못한 기술임.

○ 본 연구를 통해 내부(객실/Cockpit)소음 저감기술을 확보하고 외부소음을 저감 시킬 수 있는 형상설계 및 해석기술을 확보하고 고객요구도인 내부소음 측정 및 분석방법과 인증요구도인 외부소음 측정 비행시험 방법을 정립하고 시험으로 획득한 소음수준을 분석하여 인증 요구도를 만족하도록 하는 것이 핵심 목표임.

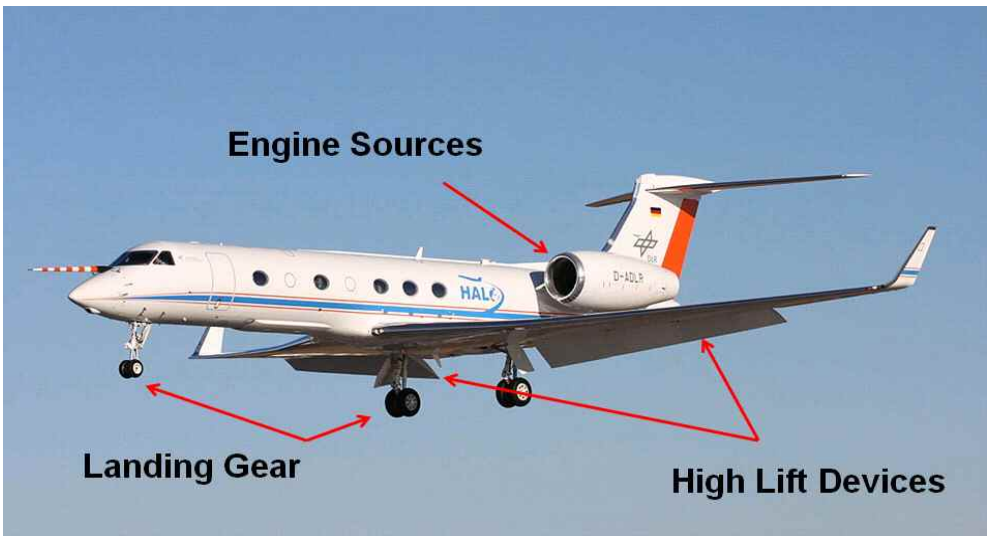


그림 17. 항공기의 다양한 소음원

다. 전기/전자보기

(1) 고신뢰성 다중화 비행제어시스템 기술 개발

○ 값싸고 좋은 성능을 제공하면서 고안전성과 고신뢰성을 가진 다중화 비행제어시스템은 Fly-By-Wire식 비행제어시스템임.

○ 비행제어시스템은 항공기의 속도, 자세각 및 비행경로 등을 제어하는 핵심장치로 기계식과 전자식(FBW: Fly-By-Wire)으로 구분할 수 있음.

○ 기계식은 조종면까지 복잡한 기계장치로 연결하여 조종입력을 전달하는 방식으로 비행제어 자동화가 제한적이고 정비 및 유지보수가 어려워 비행사고의 주요인이 되어 왔음.

○ FBW 비행제어시스템은 조종입력을 전기신호로 변환하고 컴퓨터와 소프트웨어로 비행임무에 적합한 자동제어입력을 계산하여 비행제어에 활용함으로써 비행안전, 임무효율 및 비행성능 등을 극대화할 수 있는 장치임.

○ 전자식 방식은 태생적으로 기계식에 비하여 신뢰성이 떨어지나, 같은 형태의 신뢰성을 만족시키기 위하여 같은 하드웨어를 중복하여 사용하는 다중화방식을 채택하고 있음.

○ 하드웨어의 다중화는 하드웨어의 크기가 커진 만큼 결함도 자주 발생하게 되므로 하드웨어의 다중화는 하드웨어의 결함을 탐지/격리시키고, 시스템 신뢰성을 유지하기 위하여 시스템을 재구성하는 등 소프트웨어적인 기능을 요구하고 있음.



그림 18. 고신뢰성 다중화 비행제어시스템 기술이 적용된 항공기

(2) 중소형 항공기용 통합항전시스템 개발

○ 항공전자 안전인증과 운용유지 경제성 확보에 요구되는 국제적 표준 및 기술추세가 적용된 항공전자 시스템을 개발함.

○ 국제적 안전인증기준에 부합하는 항공전자 체계에 대한 개발기술은 국내 항공기 개발경험상(군용기, 민수부품 생산) 상대적으로 경험이 부족한 기술임.

○ 그간 축적되어온 국내 항공전자 장비 및 시스템 개발기술과 결과물을 기반으로 활용하여 개발과 인증추진의 비용절감 및 성공 가능성을 높이고, 나아가 중소형 항공기의 비용/성능 측면에서의 제품 경쟁력을 높일 수 있는 통합항전시스템을 개발함.



그림 19. 중소형 항공기용 통합항전시스템

(3) LED 객실 조명장치 및 제어장치 개발

○ 항공기 객실의 조명을 IT의 한 분야인 전력선 통신과 LED 조명을 융합하여 ON/OFF 제어 및 조도제어, 원격제어가 가능한 네트워크 기반 제어 시스템을 구축함으로써 다양한 조명 연출을 지원하여 객실 안락성을 향상 시키는 추세임.

○ RGB LED 조명등 각각에 조도제어장치와 소형화된 전력선 모듈을 내장시키고 이를 원격에서 제어할 수 있는 마스터 컨트롤러를 개발함으로써 네트워크를 형성하고 통합 제어할 수 있는 시스템을 개발함.

○ 본 사업에서는 항공기의 객실 분위기와 안락성을 결정하는 LED 조명장치 및 제어 장치를 개발하는 것을 목표로 함.



그림 20. LED 조명을 적용한 객실

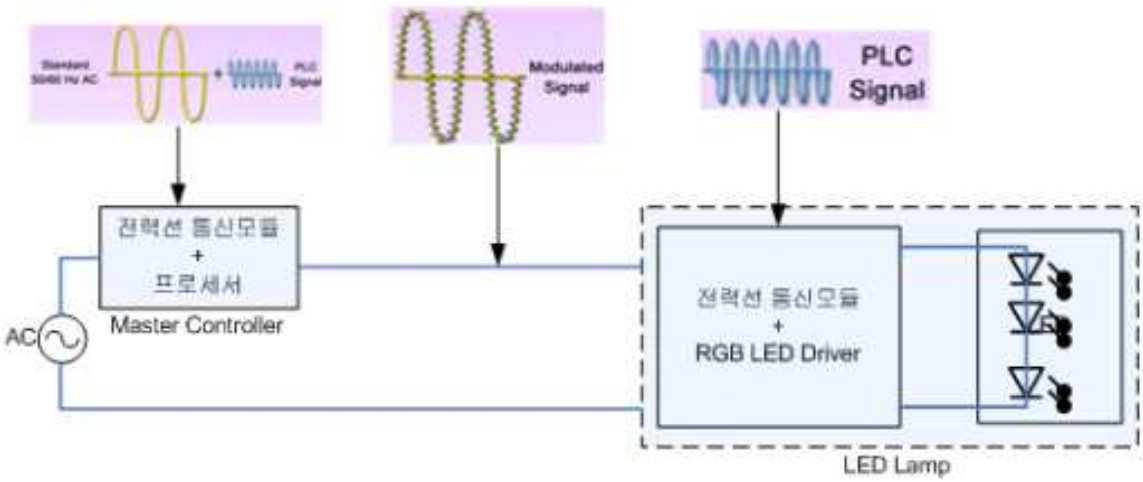


그림 21. LED 조명 제어 통합 시스템 기본 개념도

(4) 무선통신 기반 객실 IFE 시스템 개발

○ 스마트폰과 스마트패드와 같은 모바일 기기의 등장으로 이동전화기와 컴퓨터 간의 벽이 허물어지고, 언제 어디서나 인터넷에 접속하여 다양한 애플리케이션을 사용할 수 있게 됨. 또한 모바일 사용자들은 페이스북과 트위터 등의 소셜네트워크서비스(SNS)를 이용하여 실시간으로 서로의 정보를 주고받을 수 있음.

○ 개인 모바일 기기를 이용한 기내 무선 인터넷 서비스의 수요가 지속적으로 증가하고 있는 상태이며, 미국, 중국과 같이 자국 내에서 항공기를 이용하여 이동하는 시간이 많은 나라에서는 기내 무선 인터넷 서비스를 제공하고 있음.

○ 육상을 비행하는 항공기에 무선 인터넷 서비스는 지상망을 활용하여 지원이 가능하지만, 해상 및 대양을 횡단하는 항공기에서의 무선 인터넷 서비스는 위성통신 등의 지원이 필요한 상태임.

○ 항공기 내에서 승객에게 제공할 수 있는 엔터테인먼트는 서버에 저장되어 있는 영화, 음악 등으로 제한되어 있어, 승객의 다양한 요구를 충족시키기에는 부족한 점이 많이 있음. 따라서 객실 엔터테인먼트 서비스의 질적 향상과 다양화를 위해서는 무선 통신 기술과의 융합시스템 개발이 필요함.

○ IT 기기의 보급으로 많은 승객들이 무선 인터넷 기능을 제공하는 모바일 기기를 보유하고 있기 때문에 IFE(In-Flight Entertainment) 장치와 개인 모바일 기기 간의 연동을 통해 다양한 기능 등을 제공할 필요가 있음.

○ 본 과제는 항공기 탑승부터 도착까지 객실에서 승객에게 오락 기능을 제고하는 audio와 video 장치를 포함하는 무선통신 기반의 IFE(In-Flight Entertainment) 시스템을 개발하는 것이 목표임.



그림 22. 객실 무선 인터넷 활용 사례

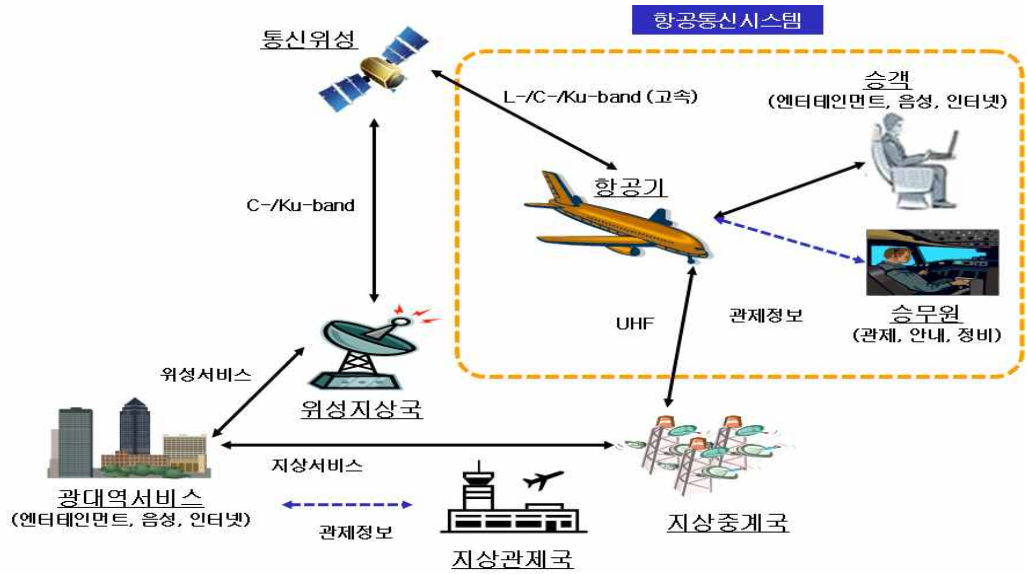


그림 23. 객실 무선 인터넷 서비스를 위한 네트워크 구성

(5) 중소형항공기용 IMA 기반 항공전자시스템 S/W 개발

○ 최근 항공기에서 항공통신, 항법지원, 비행관리, 항공계기, 기록장치 등 항공 전자 장치들은 항공기 전체 가격의 30% 이상의 비중을 차지하고 있으며, 항공전자 분야의 비중은 점차 증대하고 있음.

○ 항공전자시스템은 1940~1950년대의 독립형 시스템(Independent System), 1960 ~ 1970년대의 연합형 시스템(Federated System). 1980~2000년대의 통합형 시스템(Integrated System)으로 발전되어 왔음.

○ 디지털 컴퓨터 기술의 발전을 기반으로 항공전자시스템 개발/유지보수 비용의 절감 및 일부 기능 고장의 상황에서도 항공기의 운항에 지장을 최소화하기 위해서는 통합 모듈러형 항공전자시스템(IMA: Integrated Modular Avionics)으로의 개발이 요구됨.

○ 통합 모듈러형 항공전자시스템(IMA)은 통합 항공전자시스템 S/W가 기능별로 모듈화되어, 시간적/공간적으로 독립적으로 분할된 파티션 기반으로 설계되는 시스템임.

따라서 하나의 모듈에서 발생한 오류가 다른 모듈에 영향을 주지 않고, 항공 전자 시스템의 구성에 따른 S/W의 변경이 용이한 장점이 있음.

○ 항공전자시스템은 조종사의 임무 기능 단위별로 개별 장비들이 LRU 단위로 장착되어 구성되며, 각각의 장비들은 높은 신뢰성 요구로 인하여 개발 기간/비용이 매우 높기 때문에 항공전자시스템을 구성하는 모든 LRU의 국산화 개발은 단기간에 실현되기 어려운 실정임.

○ 중소형항공기 개발 시 항공전자시스템 H/W의 국산화를 수행하여 TSO 인증을 획득하여 개발 항공기에 적용하는 것은 물리적으로 어려움이 있기 때문에, TSO 인증된 LRU들을 이용하여 중소형항공기의 항공전자시스템 체계를 설계하고, 각각의 LRU를 제어하고, 조종사가 필요한 정보를 편리하게 표시할 수 있는 통합 시스템 S/W 개발을 수행하는 것이 필요함.

○ 국산 항공기의 항공전자시스템 체계 설계 및 통합 시스템 S/W의 국산화는 항공기 유지/보수 및 성능 개선에 능동적으로 대처하기 위해 반드시 필요하며, 타 항공기의 성능 개선 사업에 응용할 수 있어 파급 효과가 큰 분야임.

○ 본 과제는 TSO 인증된 LRU를 이용하여 중소형항공기용 DO-178B 인증 수준의 IMA (Integrated Modular Avionics) 기반의 통합 모듈러형 항공전자시스템 체계 및 S/W 개발을 목표로 함.



그림 24. 비즈니스 제트기의 항공전자시스템 구성

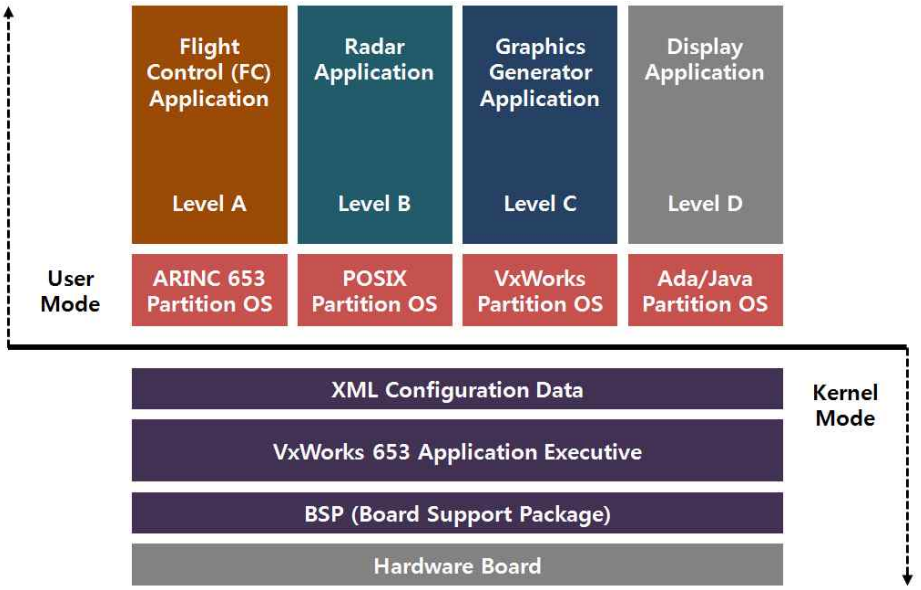


그림 25. IMA 기반의 항공전자 시스템 S/W 구조

다. 기체/소재

(1) Part 25급 저비용 복합재 동체 구조물 개발

○ Part 25급의 동체구조물을 저비용 복합재 동체구조물로 개발하는 것을 목표로 하며, 적용될 재료의 인증에서부터 구조물의 설계, 제작 및 평가를 포함하는 내용임.

○ 저비용 복합재 동체구조물의 개발을 위해서는 Co-bonding, Co-curing 등의 일체화 공정 기술 또는 액상성형기술을 이용하여, 구조물의 일체화 및 대형화하는 공정개발이 필요함.

○ 소형항공기급 인증기개발 사업을 통해 Part 23급에서 소요되는 복합재 구조물 개발 기술이 확보되었으나, 여압이 요구되는 Part 25급의 동체구조물을 국내에서 개발한 이력이 없음.

○ 상세설계 착수 전 본 과제의 선행개발을 통해 저비용 복합재 구조물을 개발하기 위한 설계개념을 조기에 결정하여 일정을 단축하고 개발 리스크를 줄여야 함.

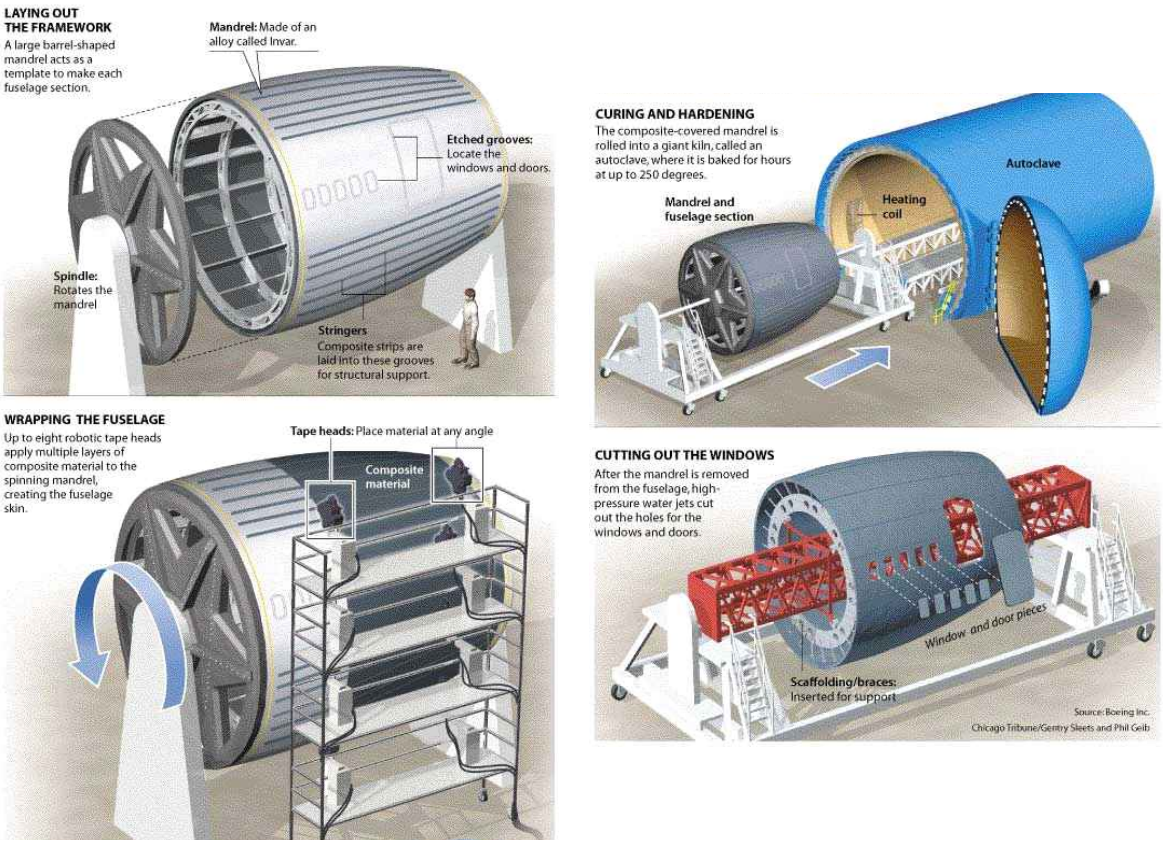


그림 26. 보잉社의 복합재 동체 구조물

다. 인증

(1) 객실 내추락 인증을 위한 시험 및 해석 기법 개발

○ 항공기 비상 착륙시 발생할 수 있는 충돌시, 탑승객을 보호할 수 있도록 구조물이 설계되어야 하며, 이를 입증하도록 감항규정은 요구하고 있음. 시험 및 해석을 통해 이를 입증하는 방법을 개발하고자 함.

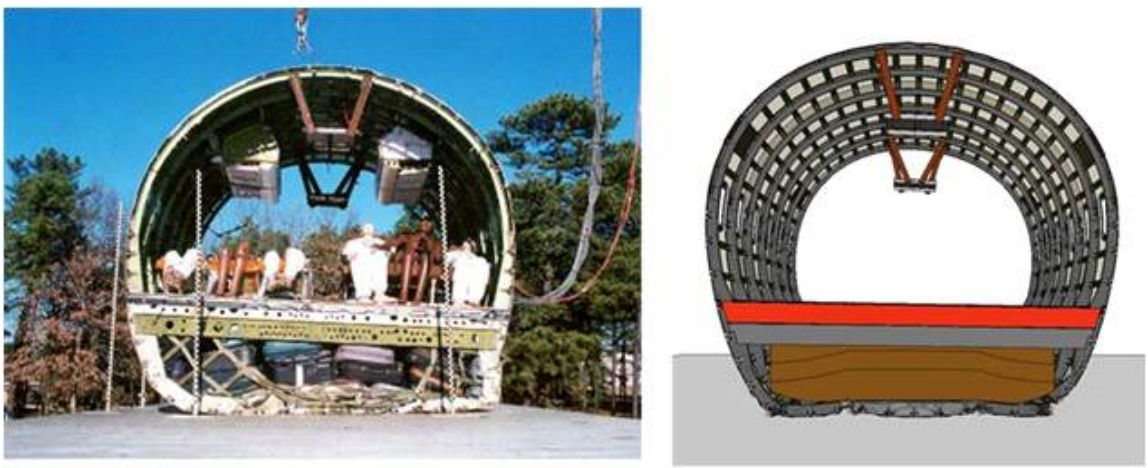


그림 27. 항공기 객실 내추락 시험 사례

○ 항공기 객실 내추락 인증 관련 기술은 국내 민간 항공기 개발 경험상 상대적으로 새로운 분야임.

○ 내추락 시험을 통해 구조물의 추락 에너지 흡수 특성을 확인하고 이를 해석에 적용하여 구조물의 내추락 특성을 평가할 수 있는 기술을 확보하는 것은 매우 중요함.

(2) 국내 독자개발 중소형항공기 인증을 통한 수송기급(Part 25급) BASA IPA 확대 체결

- 수송기급 인증체계 구축 및 이행

- 수송기급 인증인력 양성 및 인증기술 확보

- 수송기급 인증 및 BASA IPA 확대 체결

(3) 수송기급 항공기기술기준 요건 해설서 및 핵심 인증요건의 적합성평가기준 개발

- 수송기급 비행기 기술기준체계 분석

- 수송기급 비행기 기술기준(KAS Part 25) 개발

- 수송기급 비행기 소음기준(KAS Part 36) 개발

- 수송기급 비행기 배기가스 배출기준(KAS Part 34) 개발

- 수송기급 비행기 적합성 평가기준 개발(기술기준 요건 해설서 개발과 병행)

· 구조분야 적합성 평가기준

· 시스템 분야 적합성 평가기준

· 동력장치 분야 적합성 평가기준

· 전기전자 분야 적합성 평가기준

· 비행시험 적합성 평가기준

2절. 기술분류 및 내용

1. 기술분류

○ 기술 분류체계에는 수많은 접근법 및 결과물이 있겠으나 우리나라에서는 정부 산하기관인 한국과학기술기획평가원(KISTEP)에서 제시하는 다수의 분류체계가 있음.

○ 이중 과학기술표준분류체계는 현재 연구분야에서는 6대 분야, 33개 대분류, 371개 중분류, 2902개 소분류가 정의되어 있고 적용분야에는 2대분야, 32개 대분류로 정의되어 있음.

○ 본 기획연구에서 고려하는 인증체계구축, 시범인증용 중소형항공기(Part 25급)체계 개발, 운용기반시설 구축, 인력양성에 해당하는 항목은 표 2와 같음.

○ 이외에도 산업기술분류, 미래유망신기술(6T)분류, 국가기술지도(NTRM)분류, 녹색기술분류, 중소기업형 신성장분야 전략기술, 국가핵심기술 등이 정의되어 있음.

○ 이와 같은 기술분류에 따르면 본 연구에서 고려하는 중소형항공기(Part 25급)의 인증체계 구축, 인증용 중소형항공기(Part 25급)체계 개발은 다음과 같이 정의될 수 있음.

표 2 각종 기술분류체계에 따른 본 기획연구 관련분야

	인증시제기 개발	인증체계 개발	인프라 구축
산업기술분류표	대분류: 기계・소재, 중분류: 항공/우주시스템		
과학기술표준분류체계	P07 항공교통기술	H11 항공시스템	H11 항공시스템
미래유망신기술(6T) 분류	항공기술		
NRTM분류	<기타> 분야		
녹색기술 분류	고효율화 기술-수송효율 향상		
국가핵심기술	해당분야없음		

표 3 기술분류 제 1호, 산업기술분류표에 따른 본 기획연구 해당분야

대분류: 기계 · 소재			
중분류	**소 분 류**	**중분류**	**소 분 류**
정밀생산기계	절삭 가공기계	산업/일반기계	농업기계
	연삭/연마 가공기계		인쇄/섬유기계
	광 에너지 응용 가공기계		식품포장기계
	전기/화학 에너지 응용 가공기계		건설/광산기계
	수치제어장치		일반가공기계
	프레스 기계		방재소방기계
	사출 기계		운송하역기계
	CAD/CAM 관련 S/W		정보산업장비
	기타 정밀생산기계 관련기술		산업/일반기계관련 S/W
자동차/철도차량	엔진 및 동력전달장치		기타 산업/일반기계 관련기술
	전기 및 전자장치	조선/해양시스템	선박소재/구조기술
	차체 및 경량화 기술		선형 개발/성능해석기술
	공조기술		주기/보기 및 추진계통부품
	차량운동성능 및 진동/소음저감기술		갑판설비 및 항해통신장치
	안전도 향상기술		선박생산시스템/건조공법
	차량 지능화 기술		해양구조물/설비기술
	철도차량 추진/제어기술		해양레저 및 탐사장비
	시스템 통합기술		해양 환경/안전설비
	저공해 및 대체에너지 차량기술		조선/해양시스템관련S/W
	기타 자동차/철도차량 관련기술		기타 조선/해양 시스템 관련기술
에너지/환경 기계시스템	공기조화/냉동기계	항공/우주시스템	고정익/회전익 항공기 기체
	보일러/로설비		고정익/회전익 항공기 동력장치
	유체기계		고정익/회전익 항공기 기계시스템
	수처리 설비		고정익/회전익 항공기 전기전자시스템
	폐기물 처리설비		인공위성체/탑재체 시스템
	대기오염 방지 설비		액체 추진제 발사체 시스템
	건조/농축 설비		고체 추진제 발사체 시스템
	에너지/환경 제어설비		항공우주 지상설비 시스템
	IBS/HA 시스템 기술		항공/우주 시스템 관련 S/W
	에너지/환경 기계 시스템 관련 S/W		기타 항공/우주 시스템 관련기술
	기타 에너지/환경 기계 시스템 관련기술	나노 · 마이크로 기계시스템	나노마이크로 센서
요소부품	체결용 요소부품		초소형 구동장치
	전동용 요소부품		초소형 디바이스
	완충/제동용 요소부품		초소형 가공·조립·측정기술
	회전축용 요소부품		시스템 특성분석·신뢰성 평가기술
	배관용 요소부품		시스템 집적화 기술
	유공압 부품		시스템 통합화 기술
	액츄에이터		나노 마이크로기계시스템 관련 S/W
	절삭/연삭공구		기타 나노 마이크로기계시스템 관련기술
	치공구	금속재료	구조재료
	금형		기능재료
	요소부품 관련 S/W		복합재료
	기타 요소부품		재료공정기술
로봇/자동화기계	로봇 설계기술		기계/전자부품소재기술
	로봇 제어 및 지능화기술		에너지소재기술
	로봇 비젼 및 생산자동화 기술		생체재료기술
	기계 자동화 기술		금속정제/회수기술
	조립/정밀 이송기술		재료분석/평가기술
	자동화 관련 계측/센서 기술		기타 금속재료 관련기술
	로봇/자동화기계 관련 S/W		
	기타 로봇/자동화기계 관련기술		

표 4 과학기술표준분류체계에 따른 본 기획연구 해당분야

H. 기계			
중분류	**소 분 류**	**중분류**	**소 분 류**
H01 측정표준 / 시험평가 기술	H0101. 물리/기계 측정표준 H0102. 전자기 측정표준 H0103. 광응용 측정표준 H0104. 삶의 질 측정표준 H0105. 융합기술 측정표준 H0106. 교정/시험평가 H0107. 인증 표준물질 H0108. 참조표준 H0109. 신뢰성/비파괴평가 H0199. 달리 분류되지 않는 측정표준/시험평가기술	**H07 에너지/ 환경기계 시스템**	H0701. 공기조화/냉동기계 H0702. 보일러/로설비 H0703. 유체기계 H0704. 수처리설비 H0705. 대기오염방지설비 H0706. 건조/농축설비 H0707. 에너지/환경 제어설비 H0708. 자능형빌딩시스템(IBS)/가정자동화(HA) 시스템기술 H0709. 에너지/환경 기계시스템 관련 S/W H0799. 달리 분류되지 않는 에너지/환경기계시스템
H02 생산 기반기술	H0201. 생산관리기술 H0202. 품질관리기술 H0203. 물류시스템 H0204. 산업정보화기술 H0205. 인간공학기술 H0206. 경제성공학기술 H0207. 예측/시뮬레이션기술 H0208. 컴퓨터통합생산시스템 H0209. 최적화기술 H0210. 설계방법기술 H0299. 달리 분류되지 않는 생산기반기술	**H08 산업/일 반기계**	H0801. 인쇄/섬유기계 H0802. 식품포장기계 H0803. 건설/광산기계 H0804. 일반가공기계 H0805. 방재소방기계 H0806. 운송하역기계 H0807. 정보산업장비 H0808. 산업/일반기계 관련 S/W H0899. 달리 분류되지 않는 산업/일반기계
H03 요소부품	H0301. 체결용 요소부품 H0302. 전동용 요소부품 H0303. 완충/제동용 요소부품 H0304. 회전축용 요소부품 H0305. 배관용 요소부품 H0306. 유공압 부품 H0307. 액츄에이터 H0308. 절삭/연삭공구 H0309. 치공구 H0310. 금형 H0311. 요소부품 관련 S/W H0399. 달리 분류되지 않는 요소부품	**H09 자동차/ 철도차량**	H0901. 엔진/동력전달장치 H0902. 전기/전자장치 H0903. 차체/경량화기술 H0904. 공조기술 H0905. 차량운동성능 및 진동/소음저감기술 H0906. 안전도향상기술 H0907. 차량지능화기술 H0908. 철도차량 추진/제어기술 H0909. 시스템제어/통합기술 H0910. 저공해/대체에너지 차량기술 H0999. 달리 분류되지 않는 자동차/철도차량
H04 정밀생산 기계	H0401. 절삭 가공기계 H0402. 연삭/연마 가공기계 H0403. 광에너지 응용 가공기계 H0404. 전기/화학에너지 응용 가공기계 H0405. 수치제어장치 H0406. 프레스기계 H0407. 사출기계 H0408. CAD/CAM 관련 S/W H0499. 달리 분류되지 않는 정밀생산기계	**H10 조선/해 양시스템**	H1001. 선박소재/구조기술 H1002. 선형개발/성능해석기술 H1003. 주기/보기 및 추진계통부품 H1004. 갑판설비/항해통신장치 H1005. 선박생산시스템/건조공법 H1006. 해양구조물/설비기술 H1007. 해양레저/탐사장비 H1008. 해양환경/안전설비 H1009. 조선/해양시스템 관련 S/W H1099. 달리 분류되지 않는 조선/해양시스템
H05 로봇/ 자동화 기계	H0501. 로봇 설계기술 H0502. 로봇 제어/지능화기술 H0503. 로봇 비전/생산자동화기술 H0504. 기계자동화기술 H0505. 조립/정밀 이송기술 H0506. 자동화 관련 계측/센서기술 H0507. 로봇/자동화기계 관련 S/W H0599. 달리 분류되지 않는 로봇/자동화기계	**H11 항공 시스템**	H1101. 고정익/회전익 항공기 기체 H1102. 고정익/회전익 항공기 동력장치 H1103. 고정익/회전익 항공기 기계시스템 H1104. 고정익/회전익 항공기 전기전자시스템 H1105. 항공 지상설비 시스템 H1106. 항공시스템 관련 S/W H1199. 달리 분류되지 않는 항공시스템
H06 나노/ 마이크로 기계 시스템	H0601. 나노마이크로센서 H0602. 초소형 구동장치 H0603. 초소형 디바이스 H0604. 초소형 가공/조립/측정기술 H0605. 시스템 특성분석/신뢰성 평가기술 H0606. 시스템 집적화기술 H0607. 시스템 통합화기술 H0608. 나노 마이크로 기계시스템 관련 S/W H0699. 달리 분류되지 않는 나노/마이크로 기계시스템	**H12 우주 발사체**	H1201. 우주발사체/탑재체 시스템 H1202. 액체 추진체 발사체 시스템 H1203. 고체 추진제 발사체 시스템 H1204. 우주발사체 유도/자세제어 기술 H1205. 우주발사체 구조체 H1206. 우주발사체 관제시설 H1207. 우주발사체 관련 S/W H1208. 우주발사체 지상설비시스템 H1299. 달리 분류되지 않는 우주발사체

P. 건설/교통			
중분류	소 분 류	중분류	소 분 류
P01 국토정책 /계획	P0101. 국토정책 P0102. 국토계획 P0103. 교통계획 P0104. 도시계획 P0199. 달리 분류되지 않는 국토정책/계획	P07 항공교통 기술	P0701. 항공안전기술 P0702. 항공기 운영기술 P0703. 공항시스템 기술 P0704. 항행시스템 기술 P0799. 달리 분류되지 않는 항공교통기술
P02 국토공간 개발기술	P0201. 국토지능화/공간정보 P0202. 지능형 생태도시 P0203. 대공간 지상건축물 P0204. 지하대공간 P0205. 해저공간 P0206. 인공섬/준설 매립기술 P0207. 경관관리 P0299. 달리 분류되지 않는 국토공간개발기술	P08 해양안전 / 교통기술	P0801. 선박운항 안전기술 P0802. 해상교통 관제기술 P0803. 인적안전기술 P0804. 항만/항로 설계기술 P0805. 해양안전 방재기술 P0899. 달리 분류되지 않는 해양안전/교통기술
P03 시설물 설계/ 해석기술	P0301. 설계 표준화기술 P0302. 설계 정보화기술 P0303. 도로 P0304. 교량 P0305. 플랜트 P0306. 지반구조/터널 P0307. 건축 P0308. 철도 P0309. 항만 P0399. 달리 분류되지 않는 시설물 설계/해석기술	P09 수공시스템기술	P0901. 수리/수문 조사/해석기술 P0902. 수자원계획기술 P0903. 수자원 통합관리기술 P0904. 해안/항만/해양개발기술 P0905. 수리구조물설계기술 P0906. 하천설계기술 P0907. 생태수리/수문기술 P0999. 달리 분류되지 않는 수공시스템기술
P04 건설시공 /재료	P0401. 토목시공기술 P0402. 건축시공기술 P0403. 플랜트시공기술 P0404. 건설시공관리기술 P0405. 시공 자동화기술 P0406. 건설구조재료 P0407. 건설마감재료 P0408. 친환경/재생건설재료 P0409. 생애주기가치평가 P0410. 극한 시공기술 P0411. 건설안전 관리기술 P0499. 달리 분류되지 않는 건설시공/재료	P10 물류기술	P1001. 물류운송기술 P1002. 보관기술 P1003. 하역기술 P1004. 물류정보화기술 P1005. 물류시스템 운용기술 P1006. 교통수단별 물류운용기술 P1007. 물류 표준화기술 P1099. 달리 분류되지 않는 물류기술
P05 도로교통 기술	P0501. 교통환경 조사/분석기술 P0502. 자동차기반기술 P0503. 교통시설기반기술 P0504. 교통운영관리기술 P0505. 교통안전기술 P0506. 교통환경 개선기술 P0599. 달리 분류되지 않는 도로교통기술	P11 시설물 안전/ 유지관리 기술	P1101. 시설물점검/진단기술 P1102. 구조물 보수/보강기술 P1103. 시설물 해체/복구기술 P1104. 시설물 소방안전관리기술 P1105. 자연재해 저감기술 P1199. 달리 분류되지 않는 시설물안전/유지관리 기술
P06 철도교통 기술	P0601. 철도시스템 엔지니어링 P0602. 궤도토목기술 P0603. 전철/전력기술 P0604. 철도신호통신기술 P0605. 철도시스템 안전방재 P0606. 철도시스템 유지관리기술 P0607. 철도역사 시설물/역무 자동화기술 P0608. 철도차량기술 P0699. 달리 분류되지 않는 철도교통기술	P12 건설 환경설비 기술	P1201. 상/하수도 시스템 설계/시공/관리기술 P1202. 건축/도시환경 시스템 정보화기술 P1203. 건축환경/설비기술 P1204. 친환경건축물 설계/시공/관리기술 P1205. 친환경 토목시설물 설계/시공/관리기술 P1206. 건물일체형 신재생에너지설비 설계/시공/관리기술 P1207. 시설물 소음진동 제어/관리기술 P1299. 달리 분류되지 않는 건설환경설비기술
		P99 기타 건설/교통	P9999. 달리 분류되지 않는 건설/교통

표 5 미래유망 신기술(6T) 분류법에 따른 본 기획연구 해당분야

구 분(중분류)	코드값	기술명(소분류)	분 류 기 준
위성기술	040111	위성설계 및 개발기술	초정밀 및 저궤도 지구 탐사위성·정지궤도 기상위성·통신위성·소형 과학시험위성 설계 및 개발기술, 위성설계·조립·시험 기술, 위성체 구조물 기술, 위성체 자세제어 기술, 위성체 전력장치 기술, 위성체 통신장치 기술
	040112	위성관제기술	위성지상국 기술, 관제 시스템 기술
	040113	차세대 통신위성 탑재체기술	위성탑재 관측기기 기술, 위성탑재 통신기기 기술, 우주 핵심기반 기술(열제어 등)
	040114	기타 위성기술	탐사위성 기술 등
발사체 기술	040211	로켓추진 기관기술	고체추진기관 기술, 액체 추진기관 기술, 위성 자세제어 추진기 기술
	040212	소형위성 발사체개발기술	발사체 구조기술, 추진기관 시스템 종합기술, 로켓 유동방법 및 자세제어 기술
	040213	발사운용, 통제 및 관제기술	발사 관제장치 기술, 로켓 관제 시스템 기술
	040214	기타 발사체기술	대형 우주발사체 기술 등
항공기 기술	040311	항공기 체계종합 및 비행성능기반기술	항공기 체계종합기술, 시험평가 기술
	040312	지능형 자율비행 무인비행기기 시스템(UAV)기술	무인기 설계/해석 기술, 무인기 시험평가 기술, 무인기 제작/조립 기술
	040313	다목적 헬리콥터기술개발	헬리콥터 설계/해석 기술, 헬리콥터 시험평가 기술, 헬리콥터 제작/조립 기술
	040314	기타항공기기술	항공 제어장비 기술, 항공 전자보가·통신기기 기술, 항공기 엔진 기술, 비행시뮬레이션 기술
기타	040411	기타 우주항공기술	우주왕복선 기술, 우주정거장 기술, 완제기 시스템 기술, 비행선 기술 등

표 6 국가기술지도(NTRM)분류에 따른 본 기획연구 해당분야

코드값	분 류 기 준
060000	위의 국가기술지도(NTRM) 99개 핵심기술 분류에 속하지 않는 기타 연구

2. 기술내용

가. 미국의 중소형항공기 인증 및 운항 관련 기술기준

○ 미국의 수송급 항공기의 인증 및 운항에 관한 기술기준은 14 CFR의 각 규정에서 세부 요건을 명시하고 있으며, Part 25급의 수송기급 비행기에 적용되는 항공기 인증 및 운항 관련 규정은 다음과 같이 구성되어 있음.

○ 항공기 인증 분야
- Part 3, General requirements
- Part 13, Investigative and enforcement procedures
- Part 21, Certification procedures for products and parts
- Part 23/25/27/29/33/34/35/36, Airworthiness Standards
- Part 39, Airworthiness directives
- Part 43, Maintenance, preventive maintenance, rebuilding, and alteration
- Part 45, Identification and registration marking
- Part 47, Aircraft registration

○ 항공기 운항 분야
- Part 91, General operating and flight rules
- Part 95, IFR altitudes
- Part 119, Certification: Air carriers and commercial operators
- Part 121, Operating requirements: Domestic, flag, and supplemental operations
- Part 125, Certification and operations: Airplanes having a seating capacity of 20 or more passengers or a maximum payload capacity of 6,000 pounds or more; and rules governing persons on board such aircraft
- Part 135, Operating requirements: Commuter and on demand operations and rules governing persons on board such aircraft

○ 상기 기술한 미국의 법 체계에 따른 인증체계/절차 중 Part 25급의 중소형기에 적용되는 규정은 다음과 같으며, Part 23급의 KC-100 소형비행기에 적용을 위해 기 분석 및 우리나라 체제에 반영이 완료된 규정은 제외하였음.
- Part 25, Airworthiness Standards ; Transport Category Airplane
- Part 26, Continued Airworthiness and Safety Improvement for Transport Category Airplane
- Part 34, Engine Emission
- Part 36, Noise
- FAR Part 91, “General Operating And Flight Rules“
- Part 95, IFR altitudes

- Part 119, Certification: Air carriers and commercial operators
- Part 121, Operating requirements: Domestic, flag, and supplemental operations
- Part 125, Certification and operations: Airplanes having a seating capacity of 20 or more passengers or a maximum payload capacity of 6,000 pounds or more; and rules governing persons on board such aircraft
- Part 135, Operating requirements: Commuter and on demand operations and rules governing persons on board such aircraft

○ 위에 기술한 규정에 대한 분석 결과 Part 25급 항공기 적용 인증 및 운항 규정 분석에 따른 보완 필요사항은 아래와 같으며, 본 연구 착수 시 보다 심층적인 연구를 통해 추가 보완이 필요한 분야를 도출하여야 함.

○ 항공법 (US Code 49, Part A 대비)
- 항공기 정의 및 구분(초경량/경량/경항공기), 국가기관등 항공기 체계 개선
- 항공기기술기준(KAS)의 법적 근거 보완
  * 준수 의무 규정 및 위반 시의 처벌조항
  * 운항기술기준과의 중복성 배제 등

- 소음기준적합증명 재검토
- 항공안전협정/약정에 관한 규정 재검토
- 항공기등의 고장/기능불량/결함 보고에 대한 조항 보완
- 운항기술기준 체계 개선
- Design Organization Certificate, 위임 제도 검토 등
  * 훈령 및 고시(FAA Order 14종 대비)
- 비행안전위원회, 운항평가위원회, 정비심의위원회 등의 운영 절차(8110.4C)
- 항공분야를 포함한 각계 기술전문가의 활용을 위한 체계 및 프로그램의 구축, 운영(8000.80A)
- BASA 하에서 Maintenance IP에 대한 프로그램 검토 (8000.85A)
- 인증전문인력에 대해 인증기술교육을 제공하고 평가하기 위한 제반 요구조건 수립, 운영(8000.93B)
- 국내 인증 항공제품의 주요 수리/개조 데이터의 승인에 관한 절차(8100.17)
- 인증비행시험에 대한 세부적인 책임, 절차 및 지침 보완 (8110.41A)
- 운항분야 검사관/감독관, 인증분야 엔지니어/검사원, 항공기평가그룹(AEG) 간의 유기적 운영 프로그램 (8430.21A) 등

나. 중소형항공기(22,000 lbs급)의 인증에 적용하는 기술요건 분석

○ 22,000lbs급의 중소형항공기의 인증에 적용하는 기술요건은 기술기준 Part 25, Part 26 및 환경기준 Part 34, Part 36을 기본으로 분석하였으며 인증기술요건의 경우 성능 인증요건, 비행조종성 및 안정성 인증요건, 비행하중 인증요건, 구조피로 및 낙뢰

인증요건, 설계 및 구조 인증요건, 조종면 및 조종계통 인증요건, 착륙장치 인증요건, 설비 인증요건, 동력장치 인증요건, 장비 인증요건, 운용제한사항/표시/비행교범 인증요건으로 구분하였음.

○ 현 시점에서 중소형항공기 인증에는 적용하지 않을 것으로 판단되는 요건은 별도로 구분하였음.

○ 중소형항공기 인증기술요건 분석(Part 25)

- 성능 인증요건
  * 중소형항공기급의 실속 속도 규정과 관련하여, 지시실속속도 및 수정대개속도의 결정을 위한 기술 요건을 규정하고 있음.(25.103) 또한, 실속을 입증하기 위하여 정해진 조건에서 직선비행과 30도 경사 선회를 통해 규정된 절차에 따라 적합성을 증명하도록 하며, 실속 특성 및 실속경보에 대한 요건을 제시하고 있음.(25.201, 25.203, 25.207)
  * 이륙을 위해 결정되어야 할 이륙속도, 가속정지거리, 이륙경로, 이륙비행경로, 이륙거리 및 활주를 이륙 요건에 맞게 설정한 운용한계 내에서 각 중량 및 고도, 대기온도 등을 고려하여 결정하도록 규정하고 있음.(25.105, 25.107, 25.109, 25.111, 25.113, 25.115)
  * 상승에 대한 적합성을 검증하기 위한 상승 시 엔진 작동 상태(전 엔진 작동 및 한 엔진 부작동 상태)에 대한 요건을 규정하고, 각 상태에서 해당 항공기의 운용한계 내에서 중량, 고도, 대기온도 등을 고려하여 가장 불리한 중량중심에서 해당 요건을 입증하도록 하고 있음.(25.117, 25.119, 25.121)
  * 해당 항공기의 운용한계 내에서 중량, 고도, 대기온도, 연료 및 윤활유 소모 등을 고려하여 항로비행경로를 설정하기 위한 기준을 제시하고, 착륙을 위한 요건을 규정하고 있음.(25.123, 25125)
- 비행 조종성 및 안정성 인증요건
  * 세로조종, 방향조종 및 가로조종, 최소조종속도에 대한 요건을 제시하고, 비행기가 이륙, 상승, 수평비행, 하강, 착륙하는 모든 과정중에 안전하게 조종되고 기동함을 입증하도록 엔진 상태, 프로펠러 위치, 비행기 트림 상태 및 결빙조건에 대한 요건을 고려해야 함.(25.143, 25.145, 25.147, 25.149)
  * 비행기는 트림된 후에 주 조종장치에 부가적인 힘을 가하거나 움직이지 않고 또는 조종사나 자동조종장치에 의한 상응하는 트림 조종 없이 트림 요건을 만족해야 하며, 각 비행 상태에서 가로, 세로, 방향 조종 트림에 대한 조건을 유지해야 함.(25.161)
  * 가로안정성, 방향안정성, 세로안정성과 같은 정적 안정성 및 동적 안정성에 대한 규정 및 적합성 입증을 위한 요건을 제시하며, 비행기는 운용 중 예상되는 모든 조건에서 적절한 안정성과 조종감을 갖추도록 해야 함.(25.171, 25.173, 25.175, 25.177, 25.181)
  * 비행기는 모든 예상 운용 상태에서 가로안정성 및 방향안정성을 가져야 하며, 조종이 되지 않는 경향을 보이지 않아야 하므로 이와 관련한 요건 및 입증을 위한

풍속 등의 조건을 고려해야 함.(25.231, 25.233, 25.235, 25.237)

* 그 외 안전한 비행을 저해하는 진동 및 이상진동이 발생하지 않는 것을 입증하기 위해 규정된 요건을 적용하고, 속도증가와 회복특성, 안정 특성을 위한 최대속도, 결빙조건 하에서 안정 특성을 위한 최대 속도에 대한 요건을 통해 고속도 특성을 입증해야 함.(25.251, 25.253)

- 비행 하중 인증요건

* 구조 강도 및 변형 입증을 위한 적용 하중, 안전율을 규정 요건과 입증방법과 관련한 요건을 확인함.(25.301, 25.303, 25.305, 25.307)

* 비행하중계수, 비행하중조건에 대한 적합성 판단을 위한 요건, 비행기의 기동요건, 비행기동영역선도, 설계대기속도, 제한기동하중계수에 대한 요건을 검토함.(25.321, 25.331, 25.333, 25.335, 25.337)

* 비행기는 관련 요건에서 규정하는 돌풍하중, 롤링, 요우, 연료 및 윤활유, 엔진 고장에 따른 비대칭, 자이로 효과에 의한 하중을 고려하여 설계해야 함.(25.341, 25.343, 25.349, 25.351, 25.367, 25.371)

* 엔진 마운트 및 지지구조, 엔진 및 보조동력장치의 마운트 및 지지구조 설계를 위하여 고려해야할 하중 요건을 확인함.(25.361, 25.363)

* 여압실이 하나 이상인 비행기에 대하여 여압실 설계시 고려해야 할 하중, 강도, 파손에 대한 압력저하 등과 관련한 요건을 검토함.(25.365)

- 구조 피로 및 낙뢰 요구 사항

* 요건에서 규정하는 기준에 따라 구조의 강도, 세부설계 및 제작에 대하여 비행기 수명 중에 피로, 부식, 제조결함 또는 우연한 손상에 의한 치명적인 결함이 운용 중 위험을 초래하지 않는다는 것과 이러한 파손에 대한 손상 허용평가 및 최종적으로는 피로평가를 통하여 구조의 수명을 예상하여야 함.(25.571)

* 낙뢰로 인한 피해를 방지하기 위하여 전기적 접속 및 보호조치, 재료에 대한 낙뢰 안전성 평가 등에 관한 요건을 고려해야 함.(25.581)

- 설계 및 구조 인증요건

* 비행기 설계 및 구성품에 대한 입증을 요구하며, 구체적으로 사용 재료의 적합성과 내구성 입증을 위한 요건, 제작방법 및 결합에 대한 입증, 운용 중 발생하는 노화 또는 강도저하에 대한 설계 및 입증, 운용 중 점검을 위한 접근할 수 있는 설비 설계에 대한 요건에 대한 적합성 입증을 요구함.(25.601, 25.603, 25.605, 25.607, 25.609, 25.611)

* 비행기 설계에 있어 재료의 강도특성에 대한 입증 및 적절한 재료 설계값, 특별계수, 주물계수, 면압계수, 피팅계수의 적용에 대한 요건을 고려해야 함.(25.613, 25.619, 25.621, 25.623, 25.625)

* 구조부의 변형에 의해 발생하는 플러터, 다이버전스, 조종역전 및 다른 부적합한 안정성 및 조종성 손실에 대하여 공탄성학적 안정성에 대한 요구조건과 비행기 운용 중 조류 충돌에 의해 기체에 손상이 발생하더라도 안전하게 비행을 계속하고 착륙할 수 있기 위한 설계 요건 및 적합성 입증 방법을 고려해야 함.(25.629, 25.631)

- 조종면 및 조종계통 요구 사항

* 조종면 설계를 위하여 고려해야 할 비행상태 및 하중에 대한 요건, 조종면 및 지지용 힌지장치 설계를 위한 적용하중에 대한 기술 요건을 규정함.(25.391, 25.393)
* 조종계통 설계 및 하중 요건을 적용해야 하며, 이중조종장치를 갖춘 경우의 설계 요건, 차륜브레이크, 스포일러 탭의 조작장치와 같은 2차 조종계통 설계 요건, 탭 설계 요건, 트림탭의 효과를 고려하기위한 요건을 고려해야 함.(25.395, 25.397, 25.399, 25.405, 25.407, 25.409, 25.415, 25.427)
* 플랩 및 조작장치와 슬롯, 슬랫, 스포일러 등과 같은 특수장치의 설계관련 요건을 적용해야 함.(25.345, 25.457, 25.459)
* 조종면의 강도 입증, 장착 요건, 조종면 힌지 설계 및 강도 입증 요건을 고려해야 함.(25.651, 25.655, 25.657)
* 정지장치, 트림계통, 조종계통 돌풍대비장치 등의 조종장치 및 조종계통의 설계 및 시험 입증 방안에 대한 요건을 만족해야 함.(25.671, 25.675, 25.677, 25.679, 25.681, 25.683)
* 케이블 계통 및 조종계통의 연결부위와 같은 조종계통 각 부분의 설계 기술 요건, 플랩의 상호연결장치 설계를 위해 고려해야 할 요건이 있음.(25.685, 25.689, 25.693, 25.701)

- 착륙 및 착륙장치 요건
* 착륙 및 착륙장치에 가해지는 지상하중과 관련하여 하중 및 평형, 임계중량중심, 착륙장치의 제원에 대한 규정을 확인하고, 착륙하중조건 및 가정을 위한 요건을 고려해야 함.(25.471, 25.473)
* 수평착륙, 꼬리내림 착륙, 한쪽바퀴착륙, 측하중 조건에 대해 고려해야할 요건 및 입증방안에 대해 검토하고, 이러한 조건이 적용되는 착륙장치 배열에 대한 조건도 확인해야 함.(25.477, 25.479, 25.481, 25.483, 25.485)
* 착륙장치 및 지지를 위한 기체구조 설계를 위하여 착륙시 비행기의 반동 발생하는 동안 가해지는 하중, 지상조종조건, 지상활주, 이륙 및 착륙상태에서의 롤, 제동상태에서의 롤, 지상선회, 전륜의 요잉 및 조향, 한쪽 주륜에 브레이크를 걸어 선회하는 축선회, 역전 제동에 대한 요건 및 적합성을 입증해야 함.(25.487, 25.489, 25.491, 25.493, 25.495, 25.499, 25.503, 25.507)
* 착륙장치 및 견인장비 설계를 위한 요건을 고려해야 함.(25.509)
* 비행기는 비상착륙 및 착수 상태에서 구조부분이 손상되더라도 모든 탑승자를 보호하도록 설계되어야 하므로, 각 파손 상태에 따른 착륙, 내부 장비 및 화물 등, 좌석 및 질량체의 변형 등에 대한 요건을 확인해야 함.(25.261)
* 착륙장치 설계시 고려해야 할 요건 및 규정에서 제시한 적합성 입증 방안을 고려해야 한다. 착륙장치의 동력학적 특성은 충격흡수시험을 통해 확인되어야 하며, 이때의 적용 요건 및 입증 방법을 검토해야 함.(25.721, 25.723)
* 인입식 착륙장치 설계 및 입증 시험 요건, 착륙장치 차륜의 적용 요건, 타이어 장착 및 반력 요건, 제동 장치 및 제동 계통의 적용, 용량, 조작, 미끄럼 방지 등에 대한 요건을 고려함.(25.729, 25.731, 25.733, 25.735)

- 설비 인증요건
* 승객, 승무원 및 화물을 위하여 조종실, 기상상태에 따른 조종실의 시계 확보,

비행기 전면 및 측면의 창, 조종실의 조종장치 배치 및 작동방향, 조작 방법 및 작동 설계, 조종장치 손잡이 형태, 구비좌석 요건, 침대, 안전벨트 및 어깨끈 설계 규정, 화물, 수화물, 기내휴대품 및 장비의 적재칸, 객실/조종실 및 조리실내 중량물 고정관련 규정, 흡연금지/안전벨트 착용표시/가연성 폐기물 휴지통 표시등과 같은 승객용 정보신호 및 표시에 대한 규정을 적용해야 함.(25.771, 25.773, 25.775, 25.777, 25.779, 25.781, 25.783, 25.785, 25.787, 25.789, 25.791)

* 비상설비와 관련하여 비상탈출 입증, 비상탈출구 설계 요건 및 입증방법, 비상탈출구 표시 요건, 비상조명 설계 및 적용 요건, 비상탈출구 접근관련 요건, 승객좌석 사이의 통로폭 설계 요건, 통로가 한 개 밖에 없는 비행기의 경우 통로 양쪽 옆의 좌석이 각각 세 개를 초과할 수 없다는 요건 등을 제시하고 있음.(25.803, 25.807, 25.809, 25.811, 25.812, 25.813, 25.815, 25.817)
* 객실 및 승무원실의 환기 요건, 고장 또는 기능불량시의 조건 및 입증 방안에 대해 적용함.(25.831)
* 비행기 내의 여압을 위하여 여압실 설계 및 시험 입증 요건을 만족해야 함.(25.841, 25.843)
* 화재방지를 위하여 기내의 휴대용 및 고정 소화장치에 구비 기준, 구획 내부의 각 공간에 이용되는 재료 및 좌석 쿠션 등에 대해 관련 요건을 만족하거나 이와 동등한 시험 요건에 적합함을 입증하여야 함. 또한 금연구역을 설정하고 흡연구역에는 관련 설비를 구비해야 하며 가연성 쓰레기 처분용기에 대한 규정을 적용해야 함. (25.851, 25.853)
* 화물실 분류 및 설계 요건, 단열 및 방음 재료의 입증 및 시험 요건, 가연성 유체의 화재방지를 위한 설비요건, 조종계통, 엔진마운트 및 기타 비행구조부재의 화재방지 요건, 나셀 등의 기타 구성부품 및 전기계통 구성품의 화재 방지 요건을 입증해야 함.(25.855, 25.856, 25.857, 25.863, 25.865, 25.867, 25.869)

- 동력장치 인증요건

* 엔진의 형식증명, 엔진 결함이나 고장시에도 영향을 받지 않도록 하기위한 엔진과 동력장치의 배열, 엔진 회전의 제어, 터빈엔진 장착관련 및 보조동력장치를 위한 요구조건을 고려하여 설계 및 장착해야 함.(25.901, 25.903)
* 터보제트엔진의 경우, 역추력장치 설계 및 시험, 특성 입증을 위한 요건, 비행영역선도 내에서 감속할 경우 관련된 계통 및 구성품을 위한 요건을 고려해야 함.(25.933, 25.934, 25.939, 25.943)
* 연료계통의 설계 및 적합성 입증을 위해서는 연료시스템의 분석 및 시험, 연료시스템의 돌립성, 낙뢰 방호, 연료흐름을 위한 연료시스템 설계, 사용불가능한 연료의 설정, 고온에서의 작동에 관한 요건을 검토해야 함.(25.951, 25.952, 25.953, 25.954, 25.955, 25.957, 25.959, 25.961)
* 연료계통 중에서도 연료탱크의 설계 및 입증을 위해서는 일반적인 요건, 입증시험을 위한 요건, 탱크 장착, 연료탱크 설계시 고려해야 할 팽창공간이나 고이개, 연료주입구, 환기구, 연료 배출구에 대한 요건을 적용해야 함.(25.963, 25.965, 25.967, 25.969, 25.971, 25.973, 25.975, 25.977)
* 가압식 급유시스템을 적용할 경우에 고려해야 할 요건과 연료나 증기의 증발로

인하여 고장을 유발할 수 있으므로 연료탱크 발화 방지에 관한 요건이 있음.(25.979, 25.981)

* 연료시스템의 구성품인 연료펌프, 배관 및 피팅, 밸브, 여과기 또는 필터, 배출구, 사출장치의 설계 및 적합성 입증을 위한 요건이 있음.(25.991, 25.993, 25.994, 25.995, 25.997, 25.999, 25.1001)
* 엔진의 윤활 및 냉각을 위한 윤활 계통 설계를 위해서는 윤활계통을 구성하는 오일 탱크, 배관 및 피팅, 여과기 또는 필터, 배출구, 방열기, 밸브에 대한 요건을 검토해야 함.(25.1011, 25.1013, 25.1015, 25.1017, 25.1019, 25.1021, 25.1023, 25.1025)
* 엔진의 냉각 및 흡배기 설계 및 적합성 입증을 위해서는 냉각시험, 흡기계통 및 그것의 결빙방지 요건, 도관 및 공기관 계통, 그리고 배기를 위한 배기관과 관련한 요건을 고려해야 함.(25.1041, 25.1043, 25.1045, 25.1091, 25.1093, 25.1103, 25.1121, 25.1123)
* 동력장치 제어장치는 조종실 및 객실의 설비 요구조건 및 제어계통의 표시 요건과 함께 일반 요건에 따라 검토되어야 하며, 구체적으로 엔진 제어장치, 점화스위치, 동력장치 보기, 엔진 점화계통에 대한 요건을 만족해야 함.(25.1141, 25.1143, 25.1145, 25.1155, 25.1163, 25.1165)
* 동력장치의 방화를 방지하거나 그로 인한 피해를 감소하기 위하여, 화재위험구역, 방화벽 부착 구조물, 가연성 유체 및 그것을 운반하는 구성품, 방출 및 환기, 차단장치, 방화벽, 카울링 및 나셀의 외판 설계에 대한 요건을 고려해야 함.(25.1181. 25.1182, 25.1183, 25.1185, 25.1187, 25.1189, 25.1191, 25.1193, 25.1207)
* 해당 요건에서 요구하는 소화계통 적용 위치, 종류, 양, 방출율 및 분포상태, 재료, 소화제, 소화제 용기, 화재탐지 등의 적합성을 확인해야 함.(25.1195, 25.1197, 25.1199, 25.1201, 25.1203, 25.1207)

- 장비 인증요건

* 비행 및 항법계기, 동력장치계기 및 기타 장비의 기능 및 장착 요건에 대한 규정을 이해하고, 이러한 기능과 관련한 전기 및 전자 시스템이 낙뢰로부터 영향을 받지 않도록 설계, 장착하고 적합성을 입증하기 위한 방안을 확인해야 함.(25.1301, 25.1303, 25.1305, 25.1307, 25.1309, 25.1316)
* 비행계기, 항법계기 및 동력장치계기의 배치 및 조종사의 시계확보를 위한 장비 배치, 경고등, 주의등 및 기타 지시등의 충족 사항, 대기속도 지시계통, 정압계통, 정압관 가열 지시장치, 자기방향지시계, 자동 조종장치, 동력을 요하는 계기, 계기시스템, 비행 지시 시스템, 동력장치계기의 적합성 입증을 위한 요건을 고려해야 함.(25.1321, 25.1322, 25.1323, 25.1325, 25.326, 25.1327, 25.1329, 25.1331, 25.1333, 25.1335, 25.1337)
* 전기계통의 용량, 발전용량, 전원의 수 및 종류와 발전계통, 외부전원 등에 대한 요건, 전기장비 및 전기장비의 장착, 배전계통, 회로보호장치 설계 및 장착에 대한 요건, 이러한 전기계통의 적합성을 입증하기 위한 시험요건을 고려해야 함.(25.1351, 25.1353, 25.1355, 25.1327, 25.1363)
* 항공기 안전운항을 위한 등화 요건은 계기등, 착륙등, 위치 표시등의 장착, 이면각, 배광과 강도, 전방 및 후방 항공등의 수평 및 수직면상에서의 최소광도, 전방 및

후방 위치표시등 중복광의 최대광도, 색광의 사양, 충돌방지등 시스템에 관한 요건을 입증해야 함.(25.1381, 25.1383, 25.1385, 25.1387, 25.1389, 25.1391, 25.1393, 25.1395, 25.1397, 25.1401)

* 안전장비의 접근, 보관 및 구비요건을 확인하고, 안전장비 중에서 비행 착수를 위한 착수장비, 결빙 상태에서 안전한 운항을 위한 결빙방지요건을 확인해야 함.(25.1411, 25.1415, 25.1419)

* 기타 무선장비와 전자장비, 제어장치, 전선의 설계 및 장착 요건, 유압, 가압, 공압 시스템의 설계 및 시험 입증 요건, 산소장비와 산소공급시스템에 대한 입증요건, 산소공급장치의 파열을 방지하기 위한 보호 및 배치 요건을 고려해야 함.(25.1431, 25.1435, 25.1438, 25.1441, 25.1453)

- 운용제한사항, 표시 및 비행교범 인증요건

* 운용제한사항과 관련해서는 대기속도 제한사항, 최대운용제한속도, 기동속도, 플랩 작동속도, 최소조종속도, 착륙장치작동속도, 기타 속도한계, 중량, 질량중심 및 중량분포, 동력장치 운용제한사항, 최소승무원수, 시스템 또는 동력장치 고장후의 비행시간 한계 설정, 운용방식, 대기온도 및 운용고도, 기동하중계수, 기타 운용제한사항에 대해 절차화하여 기재하고, 운항 승무원이 인지할 수 있도록 표시하거나 절차화하여 비치해야 함.(25.1501, 25.1503, 25.1505, 25.1507, 25.1511, 25.1513, 25.1515, 25.1516, 25.1519, 25.1521, 25.1523, 25.1524, 25.1525, 25.1527, 25.1531, 25.1533)

* 비행기에는 계기, 대기속도제한, 자기방향지시기, 동력장치 및 보조동력장치의 계기, 윤활유 및 연료 유량계, 제어계통에 대한 표시, 화물실 및 밸러스트 위치, 연료 및 윤활유 주입구 표시, 비상탈출구 설명판, 출입문과 같은 기타 표시 및 설명판, 안전장비품, 대기속도에 관련한 설명판을 표시하고 설치해야 하며, 그 위치나 방법을 관련 요구조건을 통해 확인해야 함.(25.1541, 25.1543, 25.1545, 25.1547, 25.1549, 25.1551, 25.1553, 25.1555, 25.1557, 25.1561, 25.1563)

* 비행교범에는 운용제한사항, 작동절차 및 성능자료 등이 수록되어 비행기에 비치하여야 하며, 이와 관련한 사항은 해당요건에 따라 입증되어야 함.(25.1581, 25.1583, 25.1585, 25.1587)

○ 다음과 같은 인증기술요건은 현시점에서 중소형항공기기 인증에는 적용하지 않을 것으로 판단되나, 향후 중소형기 세부 사양 및 요구 성능이 확정된 후 최종 확인 및 적용에 대한 검토가 가능함.

- 비행 인증요건

* 프로펠러 속도와 피치범위, 수상에서의 분무 특성, 조종 및 안정성, 트림이 되지 않은 상태에서의 특성과 관련된 요건(25.33, 25.239, 25.225)

- 구조 인증요건

* 보조공력면, 꼬리바퀴 요잉, 다차륜식 착륙장치와 비대칭지상하중, 잭지지대와 고정끈 고정대, 비상착륙에 대비한 동적조건, 불시착에 대비한 구조에 대한 요건(25.445, 25.497, 25.511, 25.519, 25.562, 25.563)

- 설계 및 제작 인증요건

* 안전성 증가, 자동 및 동력식 계통, 스키, 플로트 및 선체관련 요건, 조종실 문, 바닥표면, 보안, 비상착수, 비상탈출 보조수단 및 탈출경로, 객실바닥 아래 서비스실, 화장실문, 객실의 오존농도, 난방계통, 화장실 화재방지, 화물실의 연기 또는 화재검출계통, 연소가열기의 화재방지, 수평위치, 프로펠러 근방의 보강, 전기적 본딩 및 정전기 보호에 대한 요건(25.672, 25.697, 25.699, 25.703, 25.737, 25.751, 25.753, 25.755, 25.772, 25.793, 25.795, 25.801, 25.810, 25.819, 25.820, 25.832, 25.833, 25.854, 25.858, 25.859, 25.871, 25.875, 25.899)

- 동력장치 인증요건

* 자동이륙추력 제어계통, 프로펠러관련 요건(프로펠러, 프로펠러 진동, 여유간격 및 제빙, 터보프로펠러 항력제한 장치, 프로펠러 페더링시스템 및 제어장치, 프로펠러 회전속도 및 피치 제어장치), 공기흡입구, 엔진 및 배기구의 적합성, 추력 또는 동력 증강장치, 기화기 공기예열기의 설계요건, 흡기계통의 여과망, 중간냉각기 및 후방냉각기, 배기열교환기, 배기구동식 터보과급기, 보조동력장치의 제어관련 요건, 혼합기 제어장치, 기화기 공기온도제어장치, 과급기 제어장치, 연료사출계통 제어장치, 보기 기어박스, 엔진보기 다이어프램과 관련한 요건(25.904, 25.905, 25.907, 25.925, 25.929, 25.937, 25.941, 25.945, 25.1027, 25.1101, 25.1105, 25.1107, 25.1125, 25.1127, 25.1142, 25.1147, 25.1149, 25.1153, 25.1157, 25.1159, 25.1161, 25.1167, 25.1192)

- 장비 인증요건

* 전원의 용량 및 분배, 고장도 전자장(HIRF)로부터의 보호, 부상에 대한 예방조치, 비상조건 전기공급장치, 전기장비, 모터 및 변압기, 정박등, 주익 착빙감시등, 휴대용 확성기, 기내 방송장치, 진공시슬템, 방호호흡장비, 보조산소의 최저유량, 산소분배시스템에 대한 장비 기준, 산소공급장치에 대한 기준, 산소사용 확인 수단, 화학적 산소발생기, 동결 위험이 있는 용액의 배출, 조종실 음성 기록장치, 비행기록장치, 고속회전체를 포함하는 장비품과 관련한 요건(25.1310, 25.1317, 25.1360, 25.1362, 25.1365, 25.1399, 25.1403, 25.1421, 25.1423, 25.1433, 25.1439, 25.1443, 25.1445, 25.1447, 25.1449, 25.1450, 25.1455, 25.1457, 25.1549, 25.1461)

- 운용제한사항, 표시 및 비행교범 인증요건

* 돌풍속도, 보조동력장치 운용제한사항, 감항성 계속 유지를 위한 지침서, 장거리 운항(ETOPS) 승인 요건(25.1517, 25.1522, 25.1529, 25.1535)

○ 중소형항공기의 감항성유지 및 안전성 개선에 관한 인증요건(Part 26)

- 이 기준은 중소형항공기가 포함되는 Transport Category Airplanes에 적용되는 감항성 유지 및 안전성 향상을 위한 요구조건에 관한 것으로서 이 요구조건에는 평가수행, 설계변경, 감항성유지지침서(ICA, Instructions for Continued Airworthiness) 개정, 그리고 이와 관련된 문서 작성이 포함되게 됨.
- 본 요건은 형식증명을 받고자 하는 제작자는 물론 기존의 형식증명 소지자에게도 적용되고 있으므로 적용 요건에 대한 분석 및 인증기술의 확보가 필요함.
- 비행기 시스템의 감항성 향상을 위하여 전선연결시스템(Electrical Wiring Interconnection System) 정비 프로그램을 규정하고 있음.

- 노후항공기의 피로평가 요건
- 연료탱크 가연성에 대한 평가 요건으로서 형식증명 소지자/연료탱크 가연성에 영향을 주는 형식증명 변경/진행 중인 형식증명 과제에 대한 연료탱크 가연성/신규 제작 비행기에 대한 연료탱크 가연성으로 구분할 수 있으며 중소형항공기는 신규제작에 해당하는 요건의 분석이 요구됨.
- 노후 비행기 수리 및 개조를 위한 손상허용 데이터에 대한 요건은 형식증명 소지자 및 신청자, 형식증명 소지자의 개조 및 수리, ,부가형식증명 소지자 및 신청자의 개조 및 수리로 구분할 수 있으며, 중소형항공기는 형식증명신청자에게 적용되는 요건의 분석이 필요함.

○ 환경기준(Part 34 및 Part 36)
- 환경기준은 항공기 엔진의 배기가스 배출기준과 소음기준으로 구성됨.
- 항공기 엔진의 배기가스 배출기준에 따라 중소형항공기에 적용되는 인증요건은 다음과 같음.
  * 연료 및 매연과 가스 배출의 적합성 증명 절차 및 적합기준, 부적합 판정시 절차
  * 연료방출 기준 및 고의적의 연료방출의 예방
  * 배출증명 관련 매연 규제수준, 가스배출물 규제 수준 및 요구자료
  * 기준압축비의 측정 기준 및 측정방법
  * 매연배출 평가를 위한 매연의 측정, 매연지수의 산출 및 결과보고
  * 가스배출물의 측적 관련 요구자료 및 측정장치의 배치, 구성부품, 시험절차
  * 시험연료의 규격
- 소음기준의 경우 ‘1977.10.6이전에 형식증명 신청서가 제출된 아음속 제트 비행기’, ‘1977.10.6이후 및 2006.1.1이전에 형식증명 신청서가 제출된 아음속 제트 비행기’, ‘1985.1.1에서 2006.1.1 사이에 형식증명 신청서가 제출된 8,618kg이상 프로펠러 구동 비행기’, ‘2006.1.1이후에 형식증명 신청서가 제출된 아음속 제트 비행기’, ‘2006.1.1이후에 형식증명 신청서가 제출된 8,618kg이상 프로펠러 구동 비행기’, ‘1985.1.1이전에 형식증명 신청서가 제출된 5,700kg이상 프로펠러 구동 비행기’, ‘1988.11.17이전에 형식증명 신청서가 제출된 8,618kg미만 프로펠러 구동 비행기’, ‘프로펠러 구동 STOL 비행기’, ‘헬리콥터’, ‘APU 및 관련된 항공기 시스템의 지상운영’, ‘1988.11.17 및 그 이후에 형식증명 신청서가 제출된 8,618kg미만 프로펠러 구동 비행기’, ‘최대이륙중량 3,175kg미만 헬리콥터’, ‘틸트로터 항공기’로 구분하여 해당 요건이 규정되어 있으며 중소형항공기의 경우 다음의 요건에 대한 분석 및 적용이 필요한 것으로 판단됨.
  * 2006.1.1이후에 형식증명 신청서가 제출된 아음속 제트 비행기의 요건 및
  * APU 및 관련된 항공기 시스템의 지상운용 요건

○ 위의 Part 25, Part 26, Part 34 및 Part 36의 기준을 토대로 중소형항공기급의 인증을 위하여 확보하여야 하는 세부 적합성 평가기준은 다음과 같이 도출되었으며, 본 과제 착수 후 세부 연구과정에서 해당 기준의 수정, 보완이 필요하다.
- 중소형항공기의 인증비행시험을 통한 적합성확인 방법

- 보조연료시스템의 장착 승인
- 연기탐지, 침투, 비상탈출 시험 및 관련 비상절차에 대한 비행교범 검증
- 관성항법계통 승인요건
- 기타, 비필수(Non-required) 전기 장비의 장착승인
- 수송급비행기의 전자시현장비
- 중소형항공기의 윈드쉬어 경고계통 승인 감항기준
- 이륙추력 경감/완화 절차에 대한 승인기준
- 수송급비행기의 비행관리계통 승인
- 전기 결함 및 화재 방지 및 방호 대책
- 중소형항공기의 객실 인테리어 내충돌성
- 인증정비요건
- 고고도 아음속비행에 대한 여압, 환기, 산소계통 평가
- 지상근접경보체계(TAWS) 장착 승인 감항기준
- 결빙상태 성능 및 조종 특성
- 표준 전기 배선 지침서 개발
- 고속기동 특성
- 설계 급강하 속도
- 지상활주, 이륙 및 착륙 회전 설계하중
- 좌석결속 및 승객보호에 대한 동적 평가
- 구조물에 대한 손상허용 및 피로평가
- 중소형항공기의 공탄성 안정 입증방법
- 능동형 비행조종
- 이륙 형상 경보 체계
- 착륙장치 충격흡수 시험
- 브레이크 계통 인증 시험 및 해석 방법
- 조종실 시야 설계 고려사항
- 바람 및 윈드쉴드 인증요건
- 조종실 방호(무단점유 방지, 관통 방지, 스모크/화염 방지)
- 객실 스모크 방지
- 화물실 화재 진압
- 생존장비 계통
- 비상탈출 실증
- 비상구 배치 계획
- 바닥면 비상탈출 경로 표시
- 좌석쿠션 화염성 평가 요건
- 열/음원 절연재 화염 전파 시험방법 및 장착
- 화재 방지 계통
- 연료 탱크 화재 감소대책
- 터빈 엔진 운용 특성 평가
- 중소형항공기의 Cargo ULD(Unit Load Device)의 장착 승인

- 관성항법시스템
- 중소형항공기 인증비행시험
- 보조 연료 시스템 장착
- 연기 탐지, 관통 및 비상탈출 시험 및 관련 비상절차 비행교범
- 중소형항공기 전자 시현 시스템
- 전자식 조종실 시현장치
- 중소형항공기의 공중 윈드시어 경고시스템 승인을 위한 감항기술기준
- 감소된 이륙 추력(출력) 절차
- 중소형항공기의 비행관리시스템 승인
- 전자장애와 화재의 방지 및 보호
- 중소형항공기 객실 내장재 내추락성
- 인증관리요구조건
- 고고도 운용을 포함한 아음속 비행을 위한 여압, 환기 및 산소 시스템 평가
- 중소형항공기 구조 인증
- 중소형항공기 기계 시스템 인증
- 중소형항공기의 지형식별 및 경고시스템의 장착 승인을 위한 감항기술기준
- 결빙조건에서의 성능 및 조종 특성
- 표준 배선실무 문서의 개발
- 고속 특성
- 설계 다이브 속도
- 지상이동, 이륙 및 착륙 롤 설계하중
- 중소형항공기에서의 좌석 구속시스템과 탑승객 보호의 동적 평가
- 구조의 손상 허용 및 피로평가
- 중소형항공기 공탄성 안정성 입증
- 능동 비행 조종
- 이륙 형상 경고 시스템
- 충격 흡수 시험
- 브레이크 및 브레이크 시스템의 인증시험 및 해석
- 조종실 시야설계 고려사항
- 창 및 방풍창
- 동체 문, 해치 및 비상구
- 동체 문 및 해치
- 비행 승무원 좌석 및 상체 구속시스템 장착
- 조종실 침입 방지
- 조종실 관총 방지
- 조종실 보호 (연기 및 연무)
- 승객실 연기 보호
- 화물실 화제 진압
- 시스템의 생존성
- 용이한 수색을 위한 내부 설계

- 비상탈출 실증
- 비상구의 균일 분포
- 바닥면 근접 비상탈출 경로의 표시
- 빛 흡수 발광 요소를 갖는 바닥면 근접 비상탈출 경로의 표시 시스템
- 비행기 좌석 쿠션의 가연성 요구조건
- 열/소음 절연물 화염 전파 시험방법의 세부사항
- 화재관통 보호를 위한 열/소음 절연물 장착
- 화재 보호 시스템
- 전기적 본딩 및 정전기에 대한 보호
- 프로펠러 블레이드 및 허브 파괴로 인한 위험의 최소화
- 터빈 엔진 운용특성 평가
- 연료탱크 접근 커버
- 연료탱크 화재원 방지
- 연료탱크 가연성 감소 방법
- Wheels-up 착륙시의 연료시스템 보호를 위한 설계 고려사항
- 시스템 설계 및 해석
- 자동 조종 시스템 승인
- 비행 안내 시스템의 승인
- 전자 장치와 장착
- 회로 보호 장치
- 부상에 대한 보호
- 비상상태를 위한 전기 공급
- 전기 장치품, 모터 및 변압기
- 결빙조건에서의 비행을 위한 수송급 비행기의 인증
- 유압 시스템 인증 시험 및 해석
- 배출수/휴대용 배수 시스템 인증 시험
- 조종실 음성 녹음기
- 최소 비행승무원
- 중소형항공기의 구조 수리를 위한 계속감항성 유지 지침서
- 비행기 비행교범

다. 국내 개발 중소형항공기(22,000 lbs급)의 수출 후 수입국 운용 측면에서의 승인(인증) 요건 및 고려사항

○ 미국내 일반항공(General Aviation) 사용 빈도
- 피스톤엔진-소형기가 미국 일반항공의 대부분을 점유(89%). 터보프롭(5%) 및 비지니스 제트(6%)는 상대적으로 작은 점유율을 나타냄.
- 미국내 일반항공 항공기의 2/3은 비지니스 또는 사업용(Commercial) 목적으로 사용되고 있음.

출처: General Aviation Myths & Realities, 2010.4.20 SEC-AAAE Annual Conference

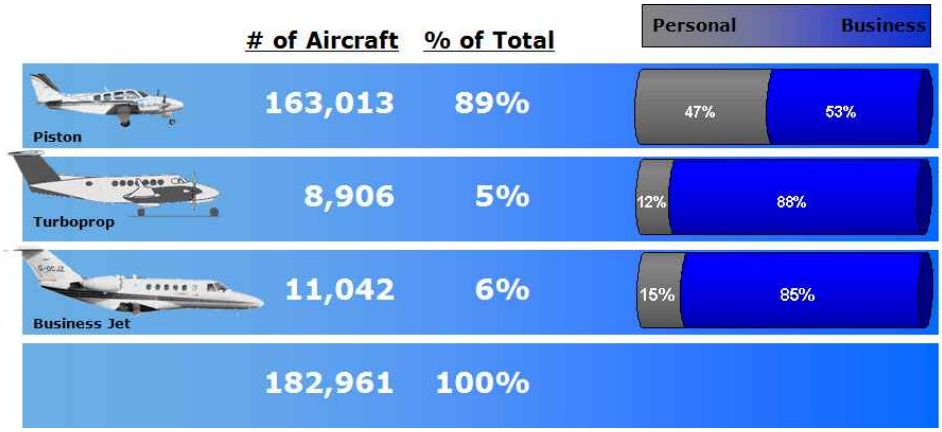


그림 28. 미국내 일반항공(General Aviation) 사용 빈도

○ 미국내 일반항공 항공기 형식별 비행시간 추세
- 단발 피스톤엔진 사용시간은 장기적 감소 추세이며, 터보프롭 및 비지니스 제트 사용 시간은 장기적 증가 추세임.
- 1994년 대비 2006년 비지니스 제트의 사용시간은 3배로 확장되었으며, 터보프롭은 2배로 확장되었음.
- 이후 경기침체로 3가지 지표가 모두 감소하고 있음.

출처: General Aviation Myths & Realities, 2010.4.20 SEC-AAAE Annual Conference

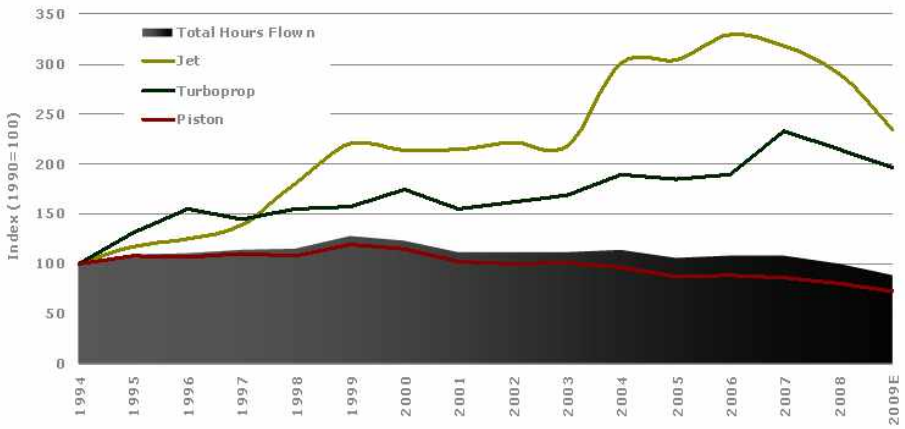


그림 29. 미국내 일반항공 항공기 형식별 비행시간 추세

○ 미국내 일반항공 항공기 형식별 비행시간 추세중소형항공기 운용 분류
- 사업용항공기를 이용한 비지니스 비행(Business Flight)
- 기업소유 업무용항공기 운영(Corporate Aviation)
- 독자소유 운용(Owner Operated)
- 지분소유 운용(Fractional Ownership)

○ 기업소유 업무용항공기 운항(Corporate Aviation)의 개념

- 비지니스 목적의 운항
- 항공사업용도가 아님.
- 항공기를 운항하기 위하여 조종사를 고용

※ 우리나라의 경우 회사에서 사용하는 자가용항공기에 해당함.

○ 개인/기업의 중소형항공기 운항기준별 분류

- 독자소유(Full Ownership) - Part 91
  * 연간 비행시간이 400시간을 초과하는 경우 비용측면 유리함.
  * 독자소유 방식의 자가용항공기 운용은 시간 절약, 안락함, 편리성 및 사생활보호 측면에서 많은 장점을 보유함.
  * 항공기 구매 비용과 함께 조종사와 항공기 정비에 필요한 비용, 및 보험료, 행거 사용료 등 각종 부대비용은 항공기 운용시간과 무관하게 계속해서 지불해야 하는 단점이 있음.
- 전세기(Chartering) - Part 135
  * 연간 비행시간이 50시간 이하인 경우 비용측면 유리. 연간 일정한 항공기 비행 시간이 정해지지 않은 경우도 전세기 사용이 유리함.
- 지분소유(Fractional Ownership) - Part 91 Subpart K / 135
  * 연간 비행시간이 50시간 초과 400시간 이하인 경우 개인/회사의 편리한 비행요구를 충족할 수 있는 최선의 대안으로 떠오르고 있음.
  * 지분소유 방식은 구매자의 연간 비행 사용시간에 따라 특정 항공기의 지분을 구매하는 방식으로 항공기 1대에 대하여 800시간을 총 지분으로 하여 최소 50시간(1/16) 단위로 공동 소유하는 방식임.
  * 유지/보수비용을 분담할 수 있으며, 확보한 비행시간 범위내에서 편리한 시간에 원하는 항공기를 사용할 수 있음.

출처: NETJET OVERVIEW, 2009

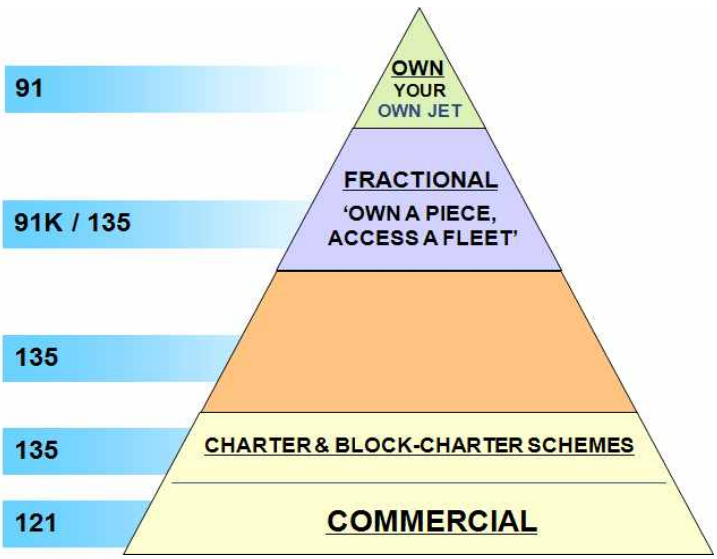


그림 30. 지분소유(Fractional Ownership)

출처: NETJET OVERVIEW, 2009

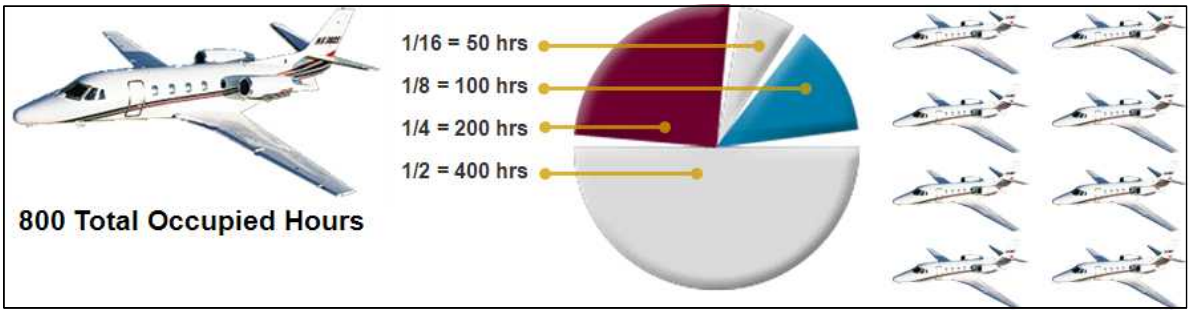


그림 31. 일반적인 지분소유(Fractional Ownership) 개념

출처: NETJET OVERVIEW, 2009

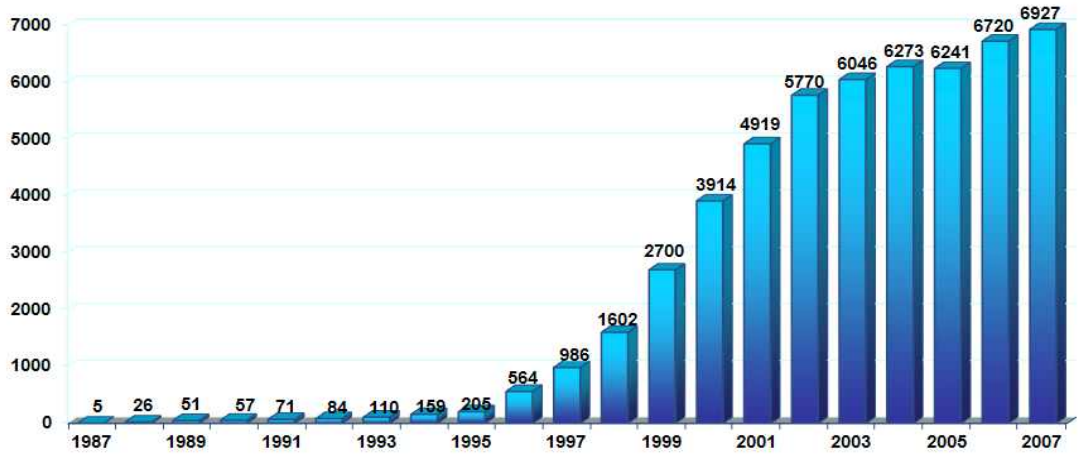


그림 32. Fractional Market Growth (Total Shares Owned)

○ 국내의 항공 수요 활성화를 위해서는 탐색 개발 시 미국 등 항공선진국이 도입하고 있는 지분소유 방식 운항을 국내에 적용하기 위한 운항 기준에 대한 기준을 제시할 필요가 있음.

2장. 국내외 동향 및 환경 분석

1절. 국내외 정책동향

1. 국내 정책 동향

가. 『항공산업 발전 기본계획(’10~’19)』

○ 2010년 1월, 정부는 ‘2020년 항공산업 Global 7 도약’을 위한 『항공산업 발전 기본계획(’10~’19)』 발표

- 국내 항공산업을 2020년 까지 생산 200억불, 수출 100억불 달성과 함께 완제기 개발을 통해 현재 세계 16위에서 7위권으로 향상시키려는 것을 주된 내용으로 함.
- 기술, 자본, 인력 등 모든 측면에서 항공산업의 진입장벽이 높다는 점을 고려하면, 기본 계획의 목표달성을 위해 쉽지 않은 장벽이 있음.
- 1999년에 수립된 『항공우주산업 개발기본계획』이 훈련기 KT-1, T-50의 개발, 부품 생산 증가 등에 성과를 이루었지만, 중소형 항공기의 생산과 체계 종합 능력에서 미흡한 성과를 남겼음을 부인할 수 없음.

출처: 지식경제부, 항공산업 발전 기본계획(2010~2019), 2010



그림 33. 항공산업 기본계획(’10~’19) 목표 및 추진 전략

○ 2000년 이전 항공산업 제조분야의 발전에는 국가정책이 큰 역할

- 1978년 12월에 당시 유명무실한 상태였던 『항공기 제조 사업법』(1961년 12월 공포 시행)이 폐지되고 『항공공업진흥법』이 새롭게 제정되었음.
- 이 진흥법은 항공기 및 기기류의 국산화, 기술 개발, 인력 수급, 자금 지원 등 제반 사항에 걸쳐 '기본 계획'을 수립하고, 기체, 엔진, 기기 분야의 부문별 단일 업체 지정과 중점 지원 등을 결정하여, 국가 차원의 항공산업 육성을 본격화할 것을 밝혔음.
- 이후 우주분야가 추가되면서 동법은 1987년 12월에 제정된 『항공우주산업 개발 촉진법』으로 대체되었고, 이후 2009년 4월까지 15회의 수정을 거쳐 현재까지 시행되고 있음.

표 7 항공우주산업 개발촉진법 주요내용

	주요 내용
1	항공우주산업 개발기본계획 수립
2	항공우주산업의 육성 시책 수립
3	특정사업자의 지정 및 지원, 취소
4	성능검사 및 품질검사
5	장기저리 자금 및 연구개발비의 자금지원
6	국유시설 및 기기 등의 대여
7	항공우주산업개발정책심의회 설치(심의회의 기능) • 기본계획 수립 • 기본계획과 관련된 정부 중요정책 및 각부처간의 주요업무 조정 • 기본계획 시행을 위한 세출예산의 수립 • 항공우주과학기술의 연구, 개발활동에 대한 총괄, 조정 • 기타 대통령령이 정하는 사항

○ '2020년 항공산업 Global 7 도약'을 위한 『항공산업 기본계획('10~'19)』 수립의 의의

- (성장 모멘텀 확보) '99년 기본계획 수립 이후 국내 항공산업 발전을 위한 큰 틀의 중장기 정책이 제시되어야 할 시점
  * 부품산업 육성, 기체 설계, 생산 능력 확보 등을 목표로 하여, 훈련기(KT-1, T-50) 개발, 부품 생산 증가('99년 6억불 → '08년 13억불) 등 일부 목표 달성
- (민수 확대) 민수시장이 커지는 환경 변화에 대응하고, 민항기 시장 진입을 통해 항공산업의 도약기반을 마련하는 것임.
  * 탈냉전 이후 군수 감축, glottalization으로 인한 민항기 수요 증가 등
  * 완제기 시장(민수 : 군수) : '85년 38 : 62 → '95년 58 : 42 → '08년 72 : 28
  * 비용절감, 위험분산 위한 국제공동개발 활성화로 후발국의 시장진입 기회 확대
- (산업 정책 방향에 부합) Green, IT 융합 등 녹색성장 방향과 일치함.
  * 친환경, 고효율화가 미래항공기술의 중심으로 부각(유럽비전 2020)
  * 미래 항공 시장을 주도할 무인기/PAV(Personal Air Vehicle)는 IT융합기술이 핵심이며, 이는 우리의 강점이자 중점 육성기술

표 8 항공산업 정책 추진현황 비교

구분	한국	싱가포르	캐나다
항공산업 정책 추진현황	• '90년대 말까지 군소 4사(삼성, 현대, 대우, KAL) 경쟁 • 중형항공기개발 ('93~'99, 중국과 공동개발 등) 실패 • KAL 설립('99) 이후에도 역량 집중 미흡	• '90년대 정부에서 MRO 산업집중 지원 • '00년 이후 년 13.3% 성장 • 아시아 MRO 25% 점유	• '89년 만년적자인 국 영 Canada Air 민간 매각 • '92년 항공제작사 봄 바르디어로 단일화 • '00년대 이후 세계 5위권 유지
국가순위	('99) n.a → ('08) 16위	('99) n.a → ('08) 12위	('99) 7위 → ('08) 5위
주요기업 순위	KAL: ('99) 52 → ('08) 67	STA: ('99) 58 → ('08) 51	봄바르디어: ('99) 25 → ('08) 17

출처: Flight International, 2009

나. 항공선진화 사업

○ 우리나라는 2009년 3월 공개된 2008 ICAO 항공안전종합평가 결과 항공안전 국제기준 이행율이 세계최고 수준이나 아직까지 국내 건설교통 산업 규모에 비해 R&D 투자 및 연구개발 지원은 소극적이며 그 규모가 매우 미미하며 체계적이고 통합적인 관리가 미흡함.

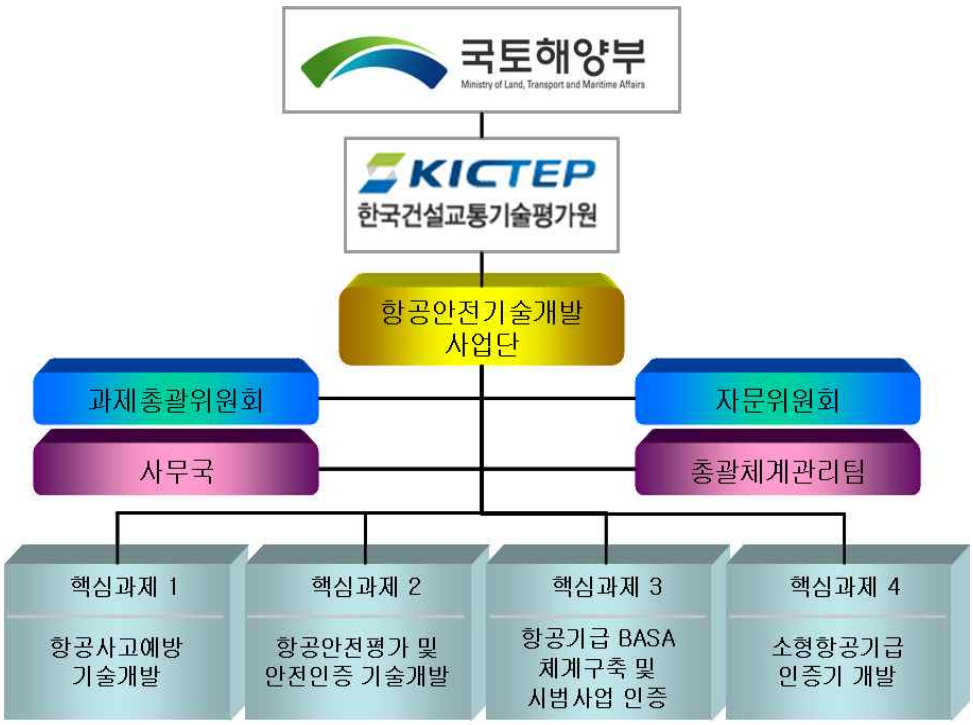
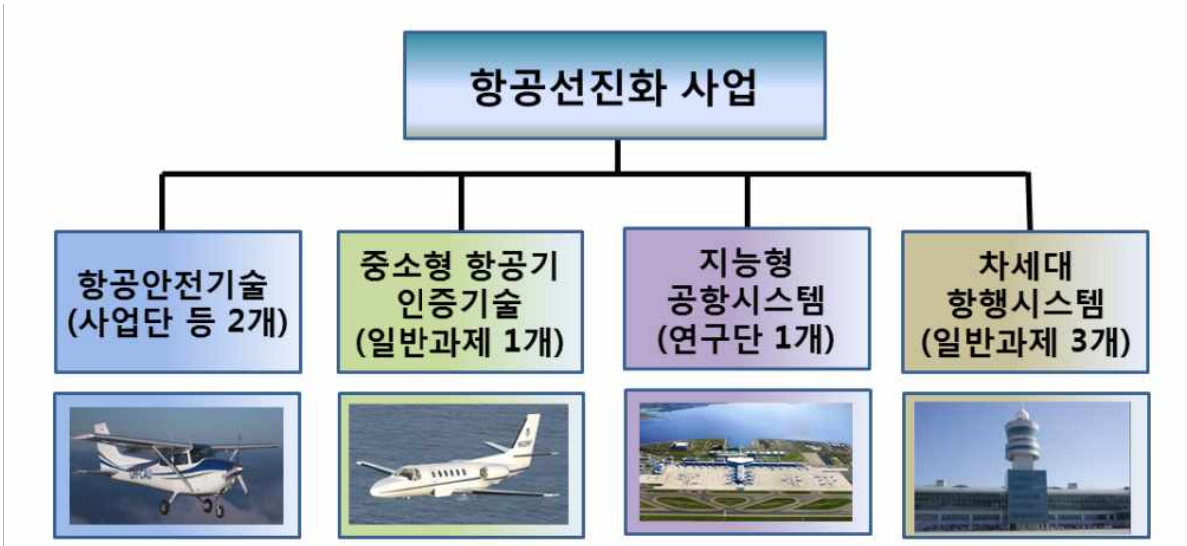


그림 34. 항공안전기술개발사업단 조직도

○ 항공안전 수준을 G-5 수준으로 향상시켜 항공선진국이 되기 위한 항공안전기술 개발 및 국가 항공인증기술 기반 구축을 목표로 하는 '항공안전기술개발' 사업을 진행하고 있음.

○ ‘항공안전기술개발’ 사업의 경우 2007년 ‘항공안전기술개발 사업단’이 설립되었으며, 관련 4개 핵심과제(15개 세부과제 중 현재 6개 세부과제 진행 중) 사업 진행 중임.



분야	추진 현황	연구 기관
항공안전기술 (사업단 등 2개)	➢ 사업단 핵심과제 선정 및 총괄협약('08.6), 3차년도 추진 중 ➢ 스포츠급 클린 경량항공기 개발 기획 추진 중('09.4~12) - 안전하고 고효율적인 스포츠급 클린 경량항공기(2인승, 육상 및 수상용) 개발 및 안전성 인증 - 동체 경향화, 저탄소·고효율 엔진기술적용	2007 ~ 2014
중소형 항공기 인증기술 (일반과제 1개)	➢ 중소형항공기 인증기술 개발(일반과제, '07.6~'16.6) - 중소형(CFR-25급)항공기에 대한 설계, 제작, 감항성 등에 대한 인증인프라 구축	2007 ~ 2016
지능형 공항시스템 (연구단1개)	➢ 차세대 지능형 공항시스템 개발 (연구단, '07.12~'12.5) - 여객 프로세스 간소화 연구 및 여객정보통합 시스템 개발 - 공항시설안전 통합관리 시스템 개발 - 유비쿼터스 기반 항공화물 통합관리 시스템(S/W)개발	2007 ~ 2012
차세대 항행시스템 (일반과제3개)	➢ 항공관제용 통합정보처리시스템 개발 (일반과제, 07.12~'14.9) - 항공관제용 통합정보처리시스템 및 현시시스템 개발 - 시범 운용을 통합 시험평가, 항공교통관제 센터 개량사업 및 국산화 ➢ 항공감시용ADS-B핵심기술 개발 (일반과제 '09.5~'14.5) - 차세대 항공감시 핵심기술인 ADS-B국내기술 확보 및 테스트베드 개발 및 검증 ➢ 위성항법 지역보강시스템 인증기술 개발(일반과제 '09.5~'14.5) - GBAS CAT-1 시스템의 인증기준 수립과 관련 인증기술의 개발	2007 ~ 2014

그림 35. 항공선진화 사업 추진현황

다. KC-100 4인승 소형비행기 인증 및 미국과의 BASA IPA를 Part 23급으로 확대 추진

○ 국토해양부 항공선진화 사업의 일환으로 KC-100 4인승 소형비행기에 대한 인증 과제가 진행 중에 있으며 2012년 12월 인증비행시험을 종료하고 2012년 1월에 형식증명서를 교부 및 2014년 6월까지 미국과의 BASA IPA를 Part 23으로 확대하는 것을 목표일정으로 하고 있음.

○ KC-100 형식증명 및 BASA IPA 확대를 위한 항공선진화사업 연구는 제3-1세부과제로서 분류되어 있으며 다음의 3개 분야와 같이 구분하여 추진 중에 있음.
- 소형항공기 인증체제 구축 및 세부인증절차 개발
- 인증전문인력 양성 및 국제적 수준의 인증기술 개발
- 소형항공기 시범사업 인증 및 FAA 기술평가

○ KC-100 인증은 다음과 같은 세부 프로세스에 따라 진행되고 있으며, 중소형항공기의 인증에 있어서도 이를 준용하여야 할 것으로 판단되나, Part 23급 대비 절차 및 기술의 복잡성으로 인하여 보다 세부적인 계획이 수립되어야 함.
- KC-100 비행기 형식증명 신청 수락 및 과제 부여
- 인증과제계획서(CPP) 제출
- 1차 예비 형식증명위원회의
- 제작증명 신청 접수
- FAA TC 신청
- 2차 중간형식증명위원회의
- G-1 Issue Paper 발행
- 예비적합성점검표 작성
- PSCP 서명
- FAA TA/MLTM-FAA 상호이해회의
- 엔진 형식증명승인
- 3차 중간 형식증명위원회의
- 비행시험계획서 승인
- 비행시험 시제1호기 합치성검사 완료
- 비행시험 시제1호기 시험비행 허가
- 최초 비행시험
- 비행시험 시제 2호기 합치성검사 종료
- 비행시험 시제 2호기 시험비행허가
- 4차 형식증명위원회의
- 엔진 TC Amendment
- 형식검사승인서(T.I.A) 작성
- 5차 비행전 형식증명위원회의
- 인증비행시험 착수
- 인증비행시험 종결

- 적합성점검표 확정
- 비행교범 및 정비교범 승인/수락
- 6차 최종 형식증명위원회의
- KC-100 형식증명서 및 형식증명자료집(TCDS) 교부 (예정)
- 형식검사보고서(Type Inspection Report) 발행
- 품질관리절차서 및 생산비행시험 절차서 승인
- 초도감항증명

라. KLA-100 2인승비행기 개발 및 인증 추진

○ 현재 데크항공은 삼양컴텍, 건국대, JMC 및 넥스트 등과 공동으로 2인승 비행기(모델명: KLA-100)를 개발하고 있음. KLA-100은 조종사를 포함하여 2인이 탑승하며, 2개의 골프가방을 탑재할 수 있는 대용량 화물칸을 갖도록 설계되고 있으며, 약 275kg의 Useful load를 갖는 4기통 4행정의 피스톤엔진과 3엽 프로펠러로 구동되는 고정익 항공기로서, 일부 Fitting 및 EMS 등을 제외한 대부분의 구조물을 복합재료(Composite material)를 사용하고 있음.

○ 데크항공은 2012년 4월 2일에 국토해양부에 KAS Part VLA 및 KAS Part 36에 대한 형식증명을 신청하였으며, 인증계획서(Certification plan), 인증기준(Certification basis) 및 인증방법(MOC, Means of Compliance)에 대한 검토와 협의를 수행하고 있는 바, 동 비행기는 신청일로부터 3년 이내에 우리나라 형식증명 및 제작증명 취득을 목표로 하고 있음.

2. 국외 정책 동향

가. 항공분야 국제적 여건 변화 및 전망

○ 세계적인 항공자유화 확대, 항공사간 경쟁 심화
- 지역 간 통합 항공운송 시장, 대형 항공사간 제휴 강화
- EU-US항공자유화 지역(Open Aviation Area) 확대, 한ㆍ중ㆍ일간 항공협정 필요성 대두
- 에어프랑스 KLM의 합병(2004), 델타항공의 노스웨스트 인수(2009) 등 대형항공사 제휴강화

○ 소득의 증가, 항공수요의 다양화
- 저비용 항공사(LCC), 일반 항공(GA) 수요 급증
- 미국, EU에서는 LCC 시장이 2010년 까지 40% 성장 예상(ICAO)
- 우리나라는 2005년 1%(한성항공 출범) → 2009년 27.3% 성장

○ 지구 온난화에 대비한 환경규제 강화, 에너지 고갈

- 항공분야 친환경 녹색성장, 항공산업의 경기 민감도 증가
- 우리나라는 <에너지부문 CO2 배출량 기준> 4억 4천 9백만 톤으로 세계 10위권 수준
- 최근 글로벌 경기 위기, 유가 상승, 환율 상승에 따른 항공산업의 급격한 침체를 경험

○ 허브 공항 선점을 위한 아태공항간 경쟁, 공항운영 효율을 위한 민영화 증가
- 하네다 공항(제4활주로 2010년 완공 추진), 푸동공항(제3활주로 및 제2여객청사 2008년 3월 확장)
- 공항 민영화 사례(민간지분 - 파리 드골(32%), 프랑크푸르트(48%), 푸동(47%))

표 9 주요국의 항공산업 지원 실태

구분	재정적 지원	비 재정적 지원
미국	• R&D 투자 및 민국 기술 인력 교류 • 개발 프로젝트 비용 국고 지원	• 토지, 건물 대여 • 국산 제품구매자 금융혜택
프랑스	• R&D는 정부사업으로 민간에 위탁 • 민간 개발 프로그램에 보조금 지급 • 생산/판매에 무이자 융자	• 정부 기구를 통한 판매 활동 지원
독일	• 민간 개발 프로그램에 보조금 지급 • 생산/판매에 무이자 융자	
영국	• 민간 개발 프로그램에 보조금 지급	• 정부차원의 마케팅 활동
일본	• 개발 프로젝트 자금 지원 • 보조금 지급(장기 융자, 기금 조성)	• 국제 개발 프로젝트에 국제적 로비활동 전개

○ 인구 증가에 따른 항공수요 증가 및 항공산업의 외연적 성장
- 항공정비업(MRO), 항공기 임대리스업, 부대운용업(FBO) 등 대폭 확대
- 2030년경 세계인구는 82억명, 중국 인도의 급격한 성장(2000년 이후 9.8%, 7.5% 성장)
- 세계 항공정비산업 성장 : (2008) 55조원 → (2018) 84조원

○ 신종 항공기의 출현, 차세대 항행기술 개발
- 항공 및 공항 운영 체계의 자동화, 디지털화
- 무인항공기(미국의 프레데터, 이스라엘의 헤론), 초대형 항공기(에어버스 A380)
- 디지털 기술, IT 산업발달, 인공위성기술을 융합한 항로안내, 위치추적 항행기술개발

나. 국외의 항공정책 동향

○ 미국
- '안전하고 효율적이며, 환경 친화적인 항공교통수단 추진' 을 목표로 하는 항공교통시스템 계획(Next Gan) 2008년 수립
  * Next Generation 계획 : 2025년 까지 안전 · 기술 · 효율 및 저탄소 지향의 계획 추진

- 네덜란드와 항공자유화 협정 체결(1992) 이후, 최근 EU와 항공자유화 협정 체결 등 세계시장 선점을 위한 항공자유화 선도

○ EU
- 2020년까지 항공통신 및 교통량 처리를 단일화 할 SESAR(Single European Sky Atm) 및 항공부문 ETS 추진
  * ETS(Emission Trading Scheme) : CO2 배출량을 시장에서 거래하게 하는 제도로 EU는 2012년부터 항공부문 도입예정
- 유럽항공안전청(EASA) 주도하에 EU 자원의 안전관련 운항금지 기준통합, 테러대비 보안기준 강화
  * 전신검색기운용 : 영국(히드로, 맨체스터공항), 네델란드(스키폴 공항 15대)

○ 중국
- 2002년 9개 항공사를 3대 항공그룹으로 개편, 공항개발 계획(1996～2020) 및 '전국 민영화 공항 배치 계획'(2007) 추진
  * 97개 공항을 신설, "2020년까지 인구의 80% 이상을 공항에서 100km 범위내 수용
- AVIC Commercial Aircraft의 중소형 항공기 ARJ-21 개발
  * 향후 150명 이상 탑승가능한 중대형 항공기 C919 개발 추진 중

○ 일본
- 불황으로 감소한 내수 수요를 아시아로 확대하는 "아시아GATEWAY" 전략 추진
- '공항정비법'을 '공항법'으로 개정(2008.6), 향후 효과적인 공항운영에 중점
  * 일본정부 관리하의 26개 공항중 84%에 해당하는 22개 공항 적자
- 민간항공기 국산화(MRJ) 및 LCC 전용공항(이바라키공항) 개발 추진
  * MRJ(Mitsubish Regional Jet)는 MRJ90(86-96인승), MRJ70(70-80인승) 개발 중

○ 중동
- 두바이 월드의 채무상환 유예사태로 '두바이 허브화 전략' 추진 차질
  * 두바이 허브화 : 세계최대 '알막툼국제공항(6개 활주로, 1억5천만명 수용)' 건설 및 초대형 공항도시(DWC : 두바이월드센트럴) 개발 등 330억달러 규모 프로젝트 추진

다. 미국의 BASA 관련 정책 및 규정 동향

○ 법적 요건
- 감항증명이 없는 항공기의 미국 내 운용금지
  * 미연방항공법(PL 103-272) § 44711(a) Prohibitions A person may not operate a civil aircraft in air commerce without an airworthiness certificate in effect
- FAA 의무 : 감항증명 발행시 해당 항공기가 형식증명서 (Type Certificate)에 합치하며, 안전한 운용상태일 때 감항증명 발행

* 미연방항공법(PL 103-272) § 44704(c) Airworthiness Certificate The Administrator shall issue an airworthiness certificate whe the Administrator finds that the aircraft conforms to its type certificate and, after inspection, is in condition for safe operation

- 감항증명은 형식증명을 전제로 하며, 수입항공기에 대한 형식증명은 BASA 체결국에 한함

* FAR § 21.183(c) …a standard airworthiness certificate for an import aircraft type certified i.a.w § 21.29 (Issue of type certificate : import products)…

* FAR § 21.29(a) …. A product that is manufactured in a foreign country with which the U.S. has an agreement for the acceptance of these products for export and import…

- BASA체결 + FAA형식증명 + CAA수출감항증명→FAA감항증명
- 해당 제품의 FAA TCDS에 BASA 체결국이 제작한 항공기 범주에 한해 감항증명 발행함을 명시.

○ 사례 분석

<사례 1>

- CN-235 (TC Holder : EADS CASA) : 스페인에서 제작되고,
- 스페인 수출감항증명(EAC)이 있는 항공기에 한해 FAA 감항증명 발행
  : 인도네시아 제작(NURTANIO, NUSANTARA) CN-235는 수입 불가

[FAA TCDS No. A21NM]

Import Requirements : The FAA can issue a U.S. airworthiness certificate based on an Export Certificate of Airworthiness (Export C of A) signed by a representative of the Spanish DGAC on behalf of the European Community. The Export C of A should contain the following statement: 'The aircraft covered by this certificate has been examined, tested, and found to conform with the Type Design approved under U.S. Type Certificate No. A21NM and to be in a condition for safe operation.'

: "Only CN-235-100 airplanes manufactured in Spain and accompanied by a Spanish export certificate of airworthiness are eligible for a United States airworthiness certificate."

<사례 2>

- B427 (TC Holder : Bell Helicopter Textron Canada Limited)
  : 캐나다에서 제작되고, 캐나다 수출감항증명(EAC)이 있는 항공기에 한해 FAA 감항증명 발행. 또한 S/N도 구분하여 관리.
  : 한국 제작 SB-427은 미국 수입 불허

[FAA TCDS No. R0001RC]

Serial numbers eligible : 56001 and subsequent.

Serial numbers 58001 and subsequent are not eligible for FAA Certificate of Airworthiness.

Import Requirements : To be considered eligible for operation in the United States, each aircraft manufactured under this Type Certificate must have a U.S. Airworthiness Certificate that may be issued on the basis of the Canadian Department of Transport Certificate of Airworthiness for Export signed by the Minister of Transport containing the following statement:

"The rotorcraft covered by this certificate has been examined, tested and found to comply with the type design approved under Type Certificate R00001RC and to be in condition for safe operation."

The approved type design for the model 427 consists of data listed on Bell Helicopter Textron top drawing 427-100-001, Revision CY, or later approved revision and the incorporation of Bell kit 427-706-018 (fuel shut off valve kit). For helicopter serial numbers 56001 through 56043, either ASB 427-01-05 must be incorporated or Bell kit 427-706-019 (FAA Type Certification Kit) must be installed. See NOTE 9.

○ 중소형항공기 인증기간 분석

- 중소형항공기급의 BASA IPA 확대를 위한 기간을 산정하기 위하여 외국의 인증소요기간 사례 분석 결과를 분석하고 아래 표와 같이 제시하였음.

표 10 외국의 항공기 인증기간 분석

제 작 사	항 공 기 형 식	인 증 기 간
캐나다 Bombardier	DHC-8-101	4년 ~ 4.5년
	DHC-8-104	4년
프랑스 ATR	ATR 42-101	3년 6개월
	ATR 72-101	3년 9개월
브라질 Embraer	ERJ 170	4년 9개월
프랑스 Airbus	A380	5년
미국 Boeing	B787	4년 11개월
프랑스 Dassult	Falcon 2000	5년 3개월
미국 Gulfstream	G200	5년
	G280	3년 5개월 +
중국 COMAC	ARJ 21-700	9년 1개월 +
일본 Mitsubishi	MRJ 70	4년 4개월 +

- 위의 표에서 알 수 있듯이 국내 중소형기 인증(신청으로부터 인증 획득까지)에는 최소 5년 이상의 기간이 소요될 것이며 중국 및 일본의 인증 사례를 고려하여 충분한 개발준비 기간이 요구됨.
- 중국의 경우 감항당국인 CAAC의 감항인증 조직은 "항공기적항인증(사)"로서 현재 ARJ 및 C919등의 형식증명 전담 인력이 150여명(2010.5)인 것으로 파악되며 해외 공급업체 인증을 위해 외국과의 BAA/BASA 적극 활용하고 있는 것으로 파악됨.
- 일본의 경우 항공국 기술부 안전과(Engineering Department) 및 항공기기술검사센터(AECC)에서 감항증명과 형식증명 업무를 담당하고 있다. 특히 항공기기술검사센터(AECC)는 2004년 4월 1일 설립되었으며 일본 개발 항공기의 형식증명 업무를 전담하고 있음. 이에는 운용 중인 항공기의 정비, 설계 개선, 개조 업무를 포함하고 있으며 최근 MRJ의 개발 진척에 맞추어 조직을 강화하고 있는 것으로 파악되는 바, 2011년 4월 기준으로 73명의 인력을 운영(Flight Test Pilot/Engineers 미포함)하고 있는 것으로 파악됨.
- 중국 및 일본의 사례를 통하여 분석한 결과 우리나라의 중소형항공기 인증인력은 신청 전 준비단계에서 40명이 필요할 것으로 보이며 이후 인증/인증관리/ BASA IPA 확대 단계에서 최소 70명이 소요될 것으로 판단됨. 이에 대해서는 일본/중국의 인증전담 인력 및 KC-100 소형항공기 인증수행인력 규모를 고려하고 세부 인증기술 분석 결과에 따라 기술분야별 적정 인력을 재평가한 것으로 향후 중소형항공기 개발 및 인증 과정에서 설계복잡도 등을 고려하여 적정인력에 대한 지속적인 검토가 필요할 것임.
- 중소형항공기급의 BASA IPA 확대추진방안은 향후 국토해양부 항공정책실과 FAA 간의 세부적인 협의를 통하여 확정이 가능한 사항으로서 이때의 방안은 다음을 기본으로 수립하게 될 것으로 예상됨.
  * 2015년부터 중소형항공기 국내 인증 및 FAA 기술평가 착수
  * 2020년까지 미국과의 BASA IPA를 수송기(Part 25급)으로 확대 체결
  * 중소형항공기를 FAA Shadow Project로 선정

		
비행 특성 평가(시뮬레이터)	객실 내부 평가(목업)	엔진(PW1217G) 지상시험
		
엔진(PW1217G) 개발비행시험	Iron Bird 시험 관련 착륙장치장착	라인정비 지상인력 평가 목업
		
축소 모델 풍동 시험	축소 모델 착수(Ditching) 시험	객실 설계평가 (비상탈출 실증, 목업)
		
Electrical Wiring Interconnection System (EWIS)		

2절. 국내외 시장현황 및 전망

1. 국내 시장현황

가. 국내 항공우주산업의 발전과정

○ 우리나라의 항공산업은 1950년대 군항공기 정비시작으로, 1970년대 전반까지 창정비 중심으로 민간분야 보다는 군용기 분야로 성장하였음.

○ 1970년대 후반 군용 헬기인 500MD 면허생산과 군용기 기체와 엔진 창정비 시작단계를 거쳐, 1980년대 F-5/F 항공기 개조와 면허생산을 시작으로 본격적인 초음속 항공기 산업기반을 구축하였음.

○ 민간 항공산업 분야는 1980년대 민간여객기의 일부 부품 하청생산을 통해 항공산업에 참여하였으나, 1980년대 중반이후 상당기간 공백기가 생기면서 기술 및 경험 축적에 어려움을 겪었음.

○ 1990년대 한국형전투기사업계획(KFP) 사업이 (K)F-16으로 확정되면서 국내에서 면허생산을 하며 4세대급 첨단 항공기 산업발전의 기틀을 마련하였음.

○ 2000년대 초등 훈련기인 KT-1이 최초로 생산 되면서 대한민국 공군과 인도네시아 등에서 훈련기로 사용하기 시작하였고, 이후 무장 능력을 갖춘 근접 지원 항공기 KA-1으로 개량되어 실전 배치가 되었음.

출처: 지식경제부, 항공산업 발전 기본계획(2010~2019), 2010

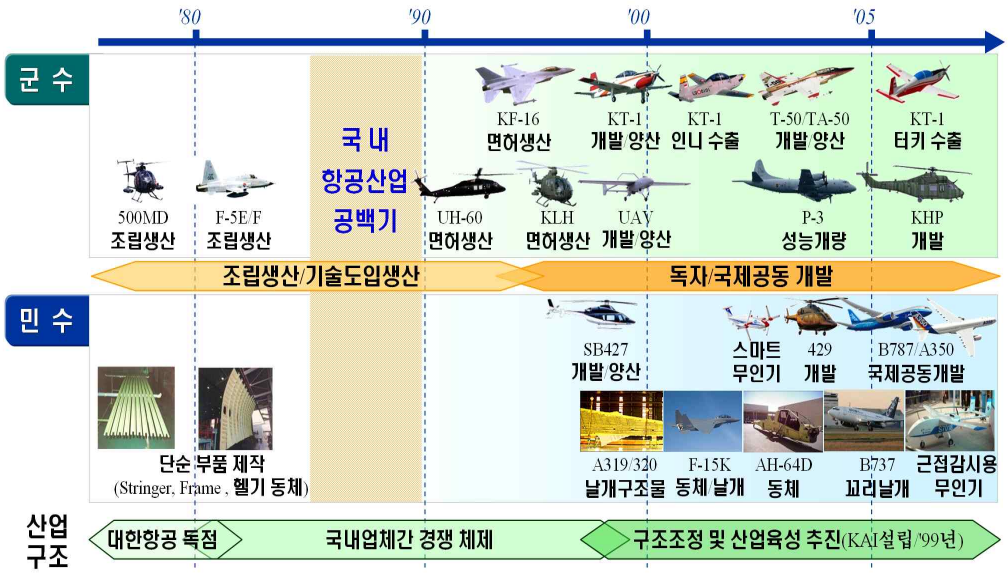


그림 36. 국내 항공산업의 발전과정

○ 소형 항공기 개발
- 2인승 경량 항공기 개발 중

- 4인승 소형 항공기 개발 중(KC-100)

○ 중소형 항공기 개발
- 1994~2002년 선진 항공기 제작사와 국제공동개발을 통해 국내 최초의 민간 여객기 개발하는 국책개발사업 → 사업종료(대안사업 부재 및 항공산업 구조조정 등)

나. 국내 항공우주산업의 시장현황 및 전망

○ 2010년 국내 항공우주산업의 총 수급규모는 전년대비 약 55% 증가한 60억불로 대폭 성장했음.

○ 공급분야에서는 생산액이 전년 대비 약 20% 가량 증가한 23.7억불을 기록하였는데 이는 항공우주산업 사상 처음으로 20억불 대를 돌파함.

○ 수입액 또한 90%가까이 상승한 37억불에 달하였는데 특히 민항기 수입이 152%나 상승하여 경제성장에 따른 파급효과가 즉각적으로 반영된 결과임.

○ 2010년 항공우주산업 생산규모는 23억 7천만 불로, 달러로 환산한 생산액은 약 20%의 괄목할만한 증가를 보였으며, 사업별 비중은 T-50 관련 생산이 28%, Boeing, Airbus 등 민항기 부품 수출이 약 22%를 차지하였고, KHP사업 7%, 엔진 정비사업 5%임.

○ 국내 항공우주산업은 1990년대부터 IMF이후 몇 년 간을 제외하고 대부분 20억불 대를 유지하던 무역수지 적자폭은 지속적으로 감소하다 2010년에는 다시 증가세로 접어들어 약 20억불의 적자를 기록했음.

표 12 국내 항공우주산업 수급현황

(단위 : 백만 달러)

구 분		2007년		2008년		2009년		2010년		2011년(전망)	
		실적	전년대비 증감(%)	실적	전년대비 증감(%)	실적	전년대비 증감(%)	실적	전년대비 증감(%)	실적	전년대비 증감(%)
공급	생산	1,861	22.8	1,945	4.5	1,970	1.3	2,365	20.1	2,349	-0.7
	수입	3,129	0.4	2,592	-17.2	1,960	-24.2	3,711	89.3	4,451	19.9
계		**4,990**	**7.7**	**4,537**	**-9.1**	**3,930**	**-13.4**	**6,076**	**54.6**	**6,800**	**11.9**
수요	내수	4,393	5.6	3,765	-14.3	3,170	-15.8	5,141	62.2	5,775	12.3
	수출	597	26.5	772	29.3	760	-1.6	935	23.0	1,025	9.6

출처: 한국항공우주산업진흥협회, 항공우주, 2010

표 13 국내 항공우주산업 생산현황

(단위 : 백만 달러)

구 분	2009년	2010년	2011년(전망)
T-50 후속양산(구성품포함)	367	508	490
FA-50 개발	68	149	107
KHP 개발(구성품포함)	240	171	206
KT-1계열사업(수출포함)	76	122	95
F-15K	32	28	34
민항기 부품수출	468	531	617
엔진정비	267	109	109
기체정비	152	184	197
우주사업	124	140	70
무인기사업	4	13	31
기타	172	410	393
계	1,970	3,965	3,967

출처: 한국항공우주산업진흥협회, 항공우주, 2010

표 14 국내 항공우주산업 수출 및 수입 현황

(단위 : 백만 달러)

구분		2009년			2010년			2011년(전망)		
		수출	수입	수지	수출	수입	수지	수출	수입	수지
항공	완제기	64	735	-671	123	1,855	-1,732	250	2,226	-1,976
	부 품	847	1,099	-252	1,508	1,779	-271	3,020	2,155	865
우주부품		73	126	-53	12	77	-65	30	70	-40
계		**984**	**1,960**	**-976**	**1,643**	**3,711**	**-2,068**	**3,300**	**4,451**	**-1,151**

출처: 산업자원부, 항공산업 발전기본계획, 2007

출처: 한국항공우주산업진흥협회, 항공우주, 2011

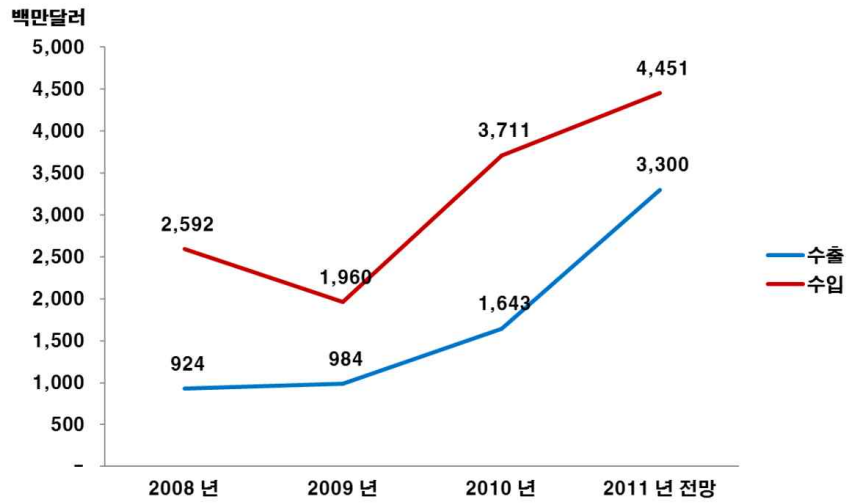


그림 37. 국내 항공우주사업 무역수지 추이

○ 국내 항공산업의 기업 현황

- 1999년 항공 산업 구조조정을 통해 완제기 제작은 항공 3사(삼성항공, 대우중공업, 현대우주항공)의 통합으로 설립한 '한국항공우주산업(KAI)'으로, 엔진분야는 '삼성테크윈'으로 재편되었고, 부품업체로는 대한항공, 위아, 한화 등과 전자장비 업체인 LIG넥스원, 삼성탈레스 등이 있음.

- 상위 3개 업체(한국항공우주산업, 삼성테크윈, 대한항공)가 전체 항공분야 생산의 90%를 차지하고 있음.

표 15 산업체 점유율 현황(2009년)

	KAI	테크윈	대한항공	한화	넥스원	위아	기타
매출액(억원)	9,101	5,424	5,090	733	464	250	2,482
구성비(%)	38.7	23.0	21.6	3.1	2.0	1.1	10.5

출처: 지식경제부, 항공산업 발전 기본계획(2010~2019), 2010

2. 국외 시장현황

가. 세계 항공우주산업 규모

○ 항공운송량 증가에 따른 항공기 신규/교체 수요로 민수 중심 안정적 성장 전망되며, 향후 10년간 민항기의 시장과점(70%) 지속, 시장전체의 성장을 견인함.

○ 항공우주산업 선진국인 세계주요 6개국의 2008년도 매출액은 약 3,500억 달러로, 그 중 약 60%를 차지하는 미국이 차지하고 있음.

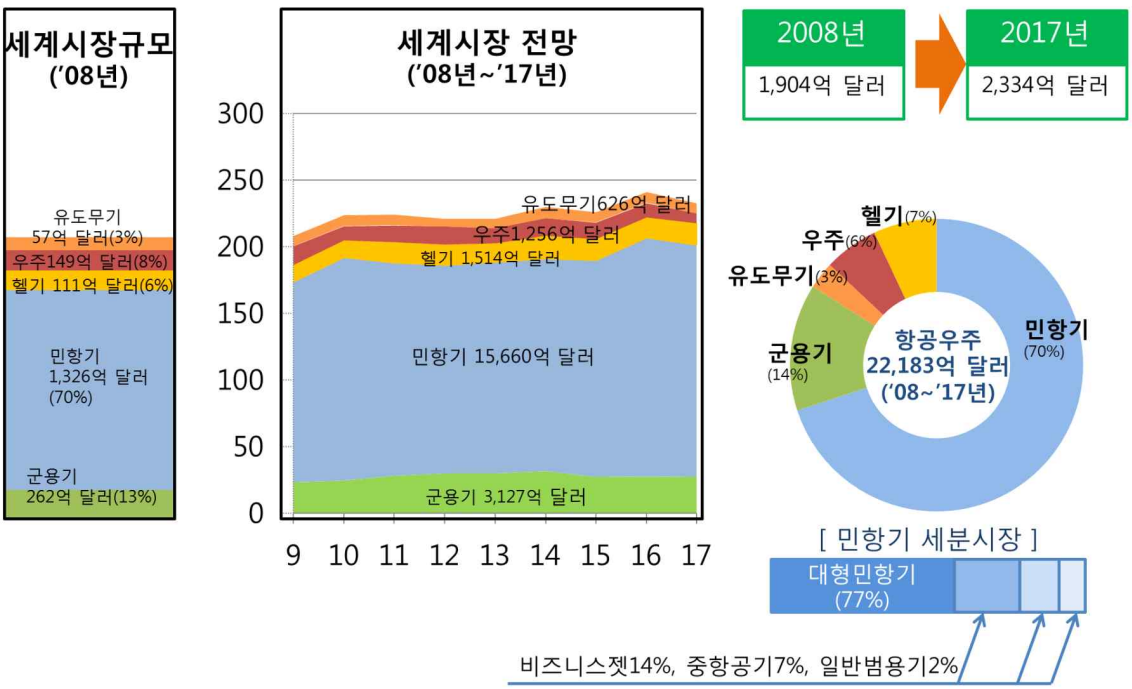


그림 38. 세계항공산업 현황/전망

○ 유럽 각국의 항공우주산업도 적극적으로 공동개발과 기업 합병을 추진하고 있고 유럽의 주요 3개국(영국, 프랑스, 독일)의 매출 총계는 약 1,200억 달러로 크게 성장하고 있음.

표 16 세계 항공우주산업 매출 현황

구 분	세계 각국의 항공우주산업 매출 현황 (억 달러)				
	2000년	2001년	2002년	2003년	2004년
미국	1,447	1,516	1,523	1,466	1,557
영국	276	265	242	279	324
프랑스	226	226	232	281	322
독일	136	148	144	177	191
캐나다	125	146	164	152	167
일본	127	115	107	104	107

○ 첨단 신기술 도입에 따른 항공기의 기술적 복잡성 증가로 인한 개발비용 상승과 막대한 초기 시설투자 등으로 투자 회임기간이 더욱 장기화됨.
- 민항기의 좌석당 개발비는 '70년대 대비 '90년대 들어 2배 이상 증가
- 투자 회임기간은 과거 8년에서 12년 정도로 장기화
- 세계시장 진입장벽은 높으나, 진입 이후에는 안정적 성장기회 확보 가능
  ※ T-50 수출시 수명주기 기간 중 지속적인 수요(후속군수지원, 성능개량) 확보 용이

○ 세계의 항공우주 주요 6개국의 2004년도 매출액은 약 2,668억 달러로, 그 중 약 60%를 미국이 차지하고 있으며, 유럽 각국의 항공우주산업도 적극적으로 공동개발과 기업 합병을 추진하고 있고 유럽의 주요 3개국(영국, 프랑스, 독일)의 매출 총계는 약837억 달러로 크게 성장함.

○ 세계 민항기 시장은 군용기 시장 대비 4배 규모로 향후 지속적 성장 전망됨.
- '90년대 냉전 종식 이후, 민항기 시장이 세계 항공시장 성장의 견인차 역할 수행
- 항공 운송량 증가에 따른 항공기 신규/교체 수요로 민수 중심의 안정적 성장 전망
- 대형민항기, 중소형항공기(중형항공기, 비즈니스젯) 시장의 지속적 발전 예상

○ 세계항공산업은 2017년까지 매년 3% 이상 성장 지속이 예상됨.
- 대형민항기가 시장을 주도하고, 중형항공기/비즈니스젯 시장도 지속적 발전
- 군용헬기 시장도 성장세 지속 전망
- 민항기분야의 세계 시장규모는 2008년 말 현재 약 1,326억 달러 규모에서 2020년에는 1,640억 달러로 증가할 전망이며, 민항기분야의 품목은 대형 여객기, VLJ, 중형 헬기 등임.

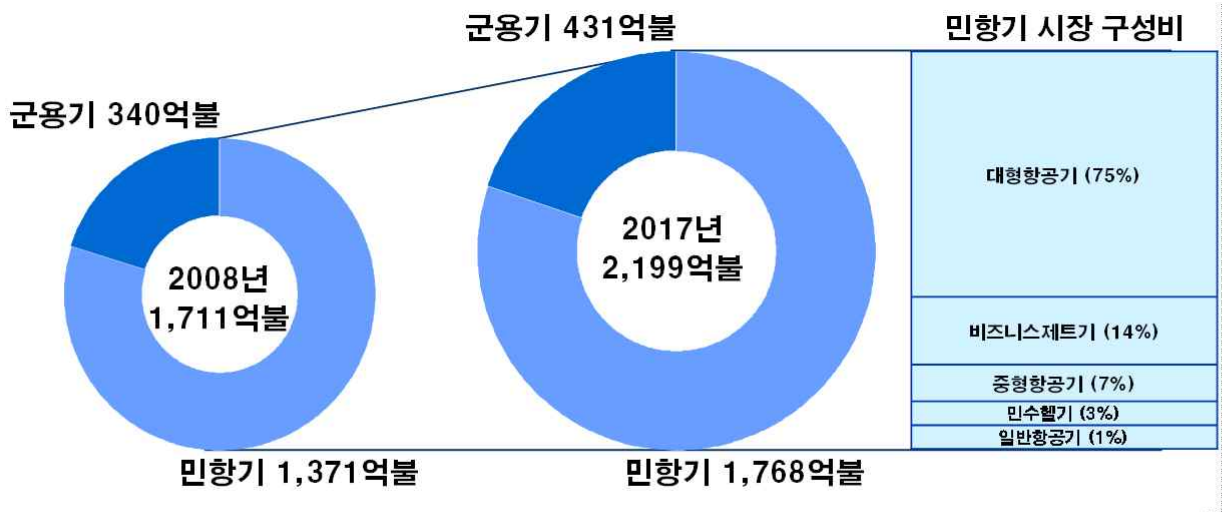


그림 39. 세계 항공산업 추세

나. 세계 항공우주산업 동향

(1) 국제협력과 기업동향

○ 전 세계적으로 항공기의 국제공동개발이 활발히 이루어져, 새로운 민항기의 대부분이 공동개발로 생산되고 있으며 군용기와 우주개발로도 확대되고 있음.

○ 2차 세계대전 이후, 유럽 각국은 미국에 맞설 독자적인 항공우주산업육성의 필요성을 인식하였고, EU를 중심으로 서둘러 공동개발을 계획하고 기반을 구축하였음.

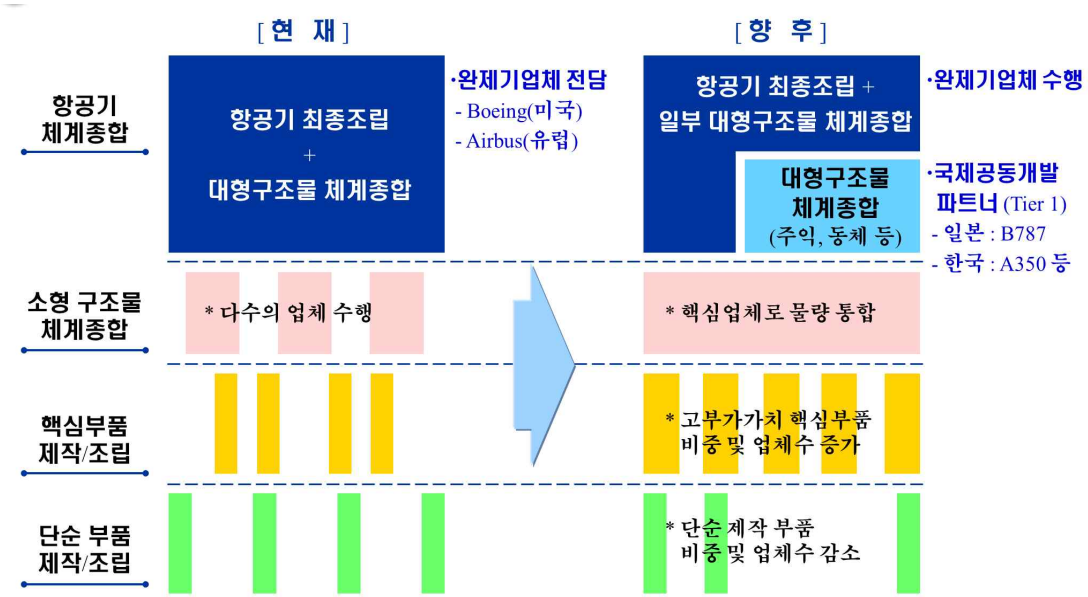


그림 40. 민항기 산업 패러다임 변화

표 17 민항기의 국제공동개발/사업

취항년도	기종	좌석수	개발업체(국적)
1969	F28	60	Fokker(네덜란드), VFW(독일 MBB(독일), Shorts(영국)
1974	A300	251	Airbus Industrie Aerospatiale(프랑스), DASA(독일), CASA(스페인), BAe(영국)
1974	Mercure	150	Dassualt Breguet(프랑스), Aeritalia(이탈리아), CASA(스페인)
1975	VFW 614	40	VFW(서독), Fokker(네덜란드)
1976	Concorde	128	BAe(영국), Aerspatiale(프랑스)
1982	B767	224	Boeing(미국), Aeritalia(이탈리아) 민간수송기개발협회(일본)
198	A310	218	Airbus Industrie Aerospatiale(프랑스), DASA(독일), CASA(스페인), BAe(영국)
1988	A320	150	
1993	A321	186	
1993	A330	335	
1993	A340	335	
1996	A319	124	
1984	ATR42	42*	ATR [Aerospatiale(프랑스), Aeritalia(이탈리아)]
1989	ATR72	64*	
1988	CN-235	44*	Aircraft • Technology • Industries [CASA(스페인), IPTN(인도네시아)]
1995	B777	375	Boeing(미국), 일본항공기개발협회(일본)
2003	A318	107	Airbus S.A.S
2007	A380	555**	[EADA(프랑스/독일/스페인),BAE(영국)]
2010	B787	223**	Boeing(미국), 보트(미국), Aeritalia(이탈리아), 일본항공기개발협회(일본)
(2013)	A350XWB	270**	Airbus S.A.S, [EADA(프랑스/독일/스페인]

○ 민항기시장(리저널기 제외)은 보잉과 에어버스가 양분하고 있는 상황임.

○ 현재의 국제분업방식을 크게 구분하면, ① 비용절감을 위한 국제하청 ② 개발위험의 일부 경감과 개발비용절감 등을 위한 위험분담(Risk Sharing)하청 ③ 대등한 입장으로 참여하여 개발위험의 분산과 시장 확보를 추구하는 공동개발 · 생산 방식이 있음.



그림 41. 항공산업의 역할 분담

(2) 기업동향

○ 항공기가 대형화되면서 개발비용이 늘어났으며 보다 고도의 기술이 필요하게 되어 미국에서는 항공기제조업체에 대한 인수·합병 움직임이 활발히 진행되었음.

○ 1999년 영국의 British Aerospace(BAe)社가 자국의 마르코니(Marconi Electronic Systems)社와 합병하여 BAE Systems를 따로 설립하면서 프랑스의 Aerospatiale, 독일의 Daimler Chrysler Aerospace(DASA), 스페인의 CASA이 통합하여 유럽항공방위우주회사(EADS)가 설립되었고 보잉-록히드 마틴에 이어 세계 3위의 항공기 제조업체로 성장하였음.

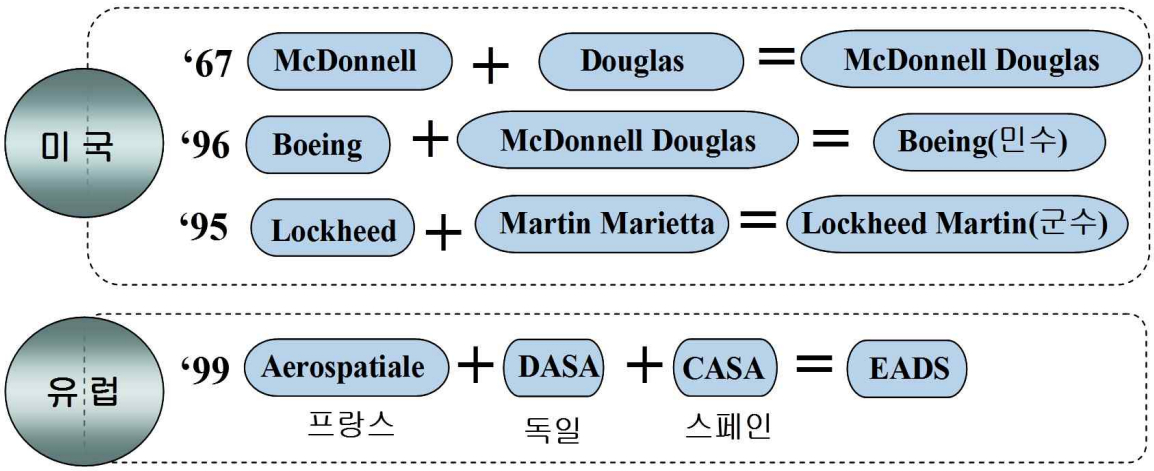


그림 42. 항공기업의 통합화

다. 세계 항공우주산업 시장 동향

(1) 우리나라 항공산업의 위상

○ 2008년 국내총생산(GDP) 기준으로 볼 때 우리나라는 브라질, 스페인, 캐나다 등의 국가와 비해 경제규모는 큰 차이가 없어서 항공기산업의 발전을 위한 전반적인 기반은 어느 정도 충족된 상태라 할 수 있음.

○ 우리나라는 2008년 기준 항공우주산업의 매출액은 20억 달러로서, 동년의 미국(2,012억 달러), 프랑스(531억 달러), 영국(431억 달러), 일본(116억 달러)등 기존 항공기산업 선진국과 상당한 격차가 있음.

○ 미국과 비교하면 그 실적이 약 1/100에 불과한 매우 낮은 수준이며, 우리나라와 경제규모 및 산업수준이 비슷한 스페인(38억 달러), 캐나다(236억 달러)는 물론 경제 규모가 훨씬 작은 스위스(30억 달러), 싱가폴(43억 달러)에 비해서도 저조한 것으로 나타나고 있음.

표 18 항공우주산업 국가별 순위(2011년)

순위	국가명	매출액(억 달러)	비중(%)	고용(만 명)	주력분야
1	미국	1,876	47.0	62.4	완제기, 엔진
2	프랑스	455	11.4	15.7	완제기, 엔진
3	영국	344	8.6	9.7	엔진, 부품
4	독일	327	8.2	9.5	부품, 헬기
5	캐나다	204	5.1	8.3	중형기
6	중국	180	4.5	22.0	군용기
7	일본	148	3.7	3.1	부품
8	러시아	125	3.1	16.5	군용기
9	이탈리아	98	2.5	3.0	군용기, 헬기
10	이스라엘	31	0.8	1.6	무인기
11	브라질	54	1.4	1.9	중형기
12	스웨덴	45	1.1	1	군용기
13	스페인	40	1.0	3.1	중형기, 부품
14	한국	24	0.6	1.0	군용기, 부품
15	스위스	24	0.6	0.9	소형기
16	싱가포르	14	0.4	0.7	MRO

출처: Flight International, 2011

○ 우리나라의 대표기업인 KAI는 세계 100대 항공우주기업에 유일하게 포함되어 있음.

○ KAI의 매출액은 약 7억6천만 달러(세계 67위)로서 세계 1,2위인 EADS와 Boeing의 매출액 실적과 비교하면 EADS(약 633억 달러)의 약 1/83, Boeing(약 600억 달러)의 약 1/80에 불과하여 상위의 선진 항공기업체에 비해 현저하게 뒤떨어져 있는 상황임.

○ 중화학공업 및 전자산업 등 관련 산업의 수준과 규모에서 우리나라보다 열등하게 평가되는 인도, 스위스, 브라질 등은 우리나라보다 훨씬 앞서 있는 항공기업체를 보유하고 있는 것이 현실임.

표 19 주요 항공우주기업의 현황(2011년)

세계 순위	국 가	업체명	매출액(US 백만 달러)
1	미국	Boeing	64,306
2	EU	EADS	60,608
3	미국	Lockheed Martin	45,803
4	미국	General Dynamics	32,466
5	미국	Northrop Grumman	28,038
6	미국	United Technologies	25,227
7	미국	Raytheon	25,183
8	영국	BAE Systems	23,651
9	이탈리아	Finmeccanica	20,831
10	미국	General Electric	15,680
16	캐나다	Bombardier	8,614
21	일본	Mitsubishi Heavy Industries	5,376
22	브라질	Embaraer	5,364
27	독일	MTU Aero Engines	3,586
29	스웨덴	Saab	3,389
30	이스라엘	Israel Aerospace Industries	3,148
36	인도	Hidustan Aeronautics	2,843
46	스위스	RUAG	1,721
56	한국	KAI	1,112

출처: Flight International, 2011

(2) 민항기 시장

○ 대형 민항기 시장
- 300석급 이상 대형여객기시장은 2000년 이전에는 Boeing의 독주체제였으나 최근에는 EU의 Airbus에 대한 유럽 출자국 정부의 적극적인 지원과 세계 항공운송수요의 증가 및 민간여객기의 대형화, 최신화 경향에 힘입어 강세를 보이며 세계시장을 미국과 사실상 양분하고 있는 복점체제로 바뀌었음.
- 중국이 Airbus와의 합작을 계기로 세계 대형민수기 시장에 새롭게 진입하여 동시장을 Boeing-Airbus-중국의 3강체제로 재편하기 위해 노력을 경주하고 있음.

○ 중소형 민수기 시장

- 100석급 이상-300석급 미만의 중소형여객기는 캐나다의 Bombardier와 브라질의 Embraer의 2강과 이스라엘, 중국 등의 일부 국가가 진입하고 있는 경쟁체제임.
- 최근 중국은 소형 리저널 제트여객기 ARJ21의 자체개발과 브라질 Embraer와의 합작으로 ERJ-145의 생산을 결정하는 등 새롭게 중소형항공기시장에 후발주자로서 진입을 시도하고 있음.
- 중국마저 동 시장에 성공적으로 진입하면 중소형여객기 시장은 국가 간 치열한 경쟁구도를 보일 것으로 예상됨.

표 20 민항기 시장 현황 및 전망(2009년)

구분		2008년		2020년			
		대수 (대)	금액 (억달러)	대수 (대)	증가율 (%)	금액 (억달러)	증가율 (%)
민수기	대형기	951	968	1,059	48.1	1,408	45.5
	리저널(중형)	391	110	470	20.2	145	31.8
	비즈니스기	1,265	213	1,405	11.1	220	3.3
	소형기(GA)	2,938	8	2,805	-4.5	25	212.5
	헬기	1,381	24	1,955	41.2	35	45.8
	민용무인기	320	1	1,796	461.3	10	900.0
	소계	7,246	1,344	9,490	31.0	1,843	37.1
군수기	전투/공격기	297	156	415	39.7	197	26.3
	훈련기	194	20	148	-23.7	16	-20.0
	수송기	75	62	87	16.0	51	-17.7
	특수목적기	39	32	52	33.3	68	112.5
	헬기	436	60	620	42.2	130	116.7
	군용무인기	670	70	1,150	71.6	180	-74.3
	소계	1,711	400	2,472	44.5	642	60.5
합계		8,957	1,744	11,943	33.3	2,485	42.5

출처: Forecast International(2009) & Teal Group UAV Report, 2009

(3) 군수기 및 기타 시장

○ 군수고정익기 시장
- 전투기 등 군수고정익기 부문은 미국이 Lockheed-Martin, Northrop-Grumman, Raytheon 등 우수기업이 건재하고, 세계 최고수준의 경쟁력과 함께 다양하고 우수한 성능의 제품군을 보유하고 있음.
- 유럽은 냉전체제 붕괴 이후 국방예산의 제약으로 인해 새로운 기종개발이 지연되고 있음.
- 동 부문에서 미국은 상당기간 독점적 지위를 확보할 것이 확실시 되며 군수기 수주경쟁은 자국 업체에서 발생될 것으로 예상됨.
- 일본, 중국, 러시아 등에서 자체개발을 추진 중인 각종 첨단 군수기 개발이 향후 완성되면 미국의 독점적 지위 유지는 장담하기 힘들 것으로 판단된다.

○ 헬기 시장헬기분야
- 유럽이 대형여객기 및 군수기 분야에서 미국에 열세인 것과 비교하면 상대적으로 강세를 보이는 분야임.
- 동 분야는 Eurocopter, Agusta-Westland등의 유럽업체가 우위를 유지하면서 군수 및 민수부문에서 미국의 Sikorsky, Bell과 함께 세계 시장을 주도하며 과점체제를 유지하고 있음.

○ 항공기엔진 시장
- 대형 항공기엔진은 미국의 P&W(United Technology), General Electric, 영국의 Rolls-Royce의 사실상의 3강 체제임.
- 소형 항공기엔진은 미국의 Honeywell, 프랑스의 Safran, 일본의 三菱 중공업, 石川島播磨 중공업이 미국기업과 각각 협력관계를 맺으며 동 시장에 참여하고 있음.

○ 무인항공기(UAV) 및 개인용 항공기(PAV)
- 정찰 및 공격 등의 분야인 UAV(Unmanned Air Vehicle)와 주로 레저용도의 PAV (Personal Air Vehicle) 분야는 아직까지 그 품질과 제품의 다양성 측면에서 미국의 사실상 독점체제라 할 수 있음
- 각종 UAV 분야의 수요 증가와 함께 미국은 연구개발을 가속화시킬 것으로 판단되어 동 분야에서의 미국의 독점적 지위는 상당기간 유지될 것으로 판단됨.
- PAV분야는 2004년 미연방항공청(FAA)이 PAV의 운행면허를 허용하면서 그 시장이 증대될 것으로 기대되고 있으나, 아직 생산자는 미국의 ICON사 등 소수에 불과하여 동 분야는 당분간 미국이 주도할 것으로 예상됨.

라. 중형 항공기 시장 동향

○ Forecast International(2009)에 따르면 2008년 세계 민항기시장은 약 1,344억 달러 규모를 보였으며 이중 상당부분은 100석급 이상 대형민항기 시장의 성장에 따른 것임.

○ 2008년 이후의 세계적인 경기불황은 기업의 경제활동에 민감한 비즈니스기 시장에 가장 큰 영향을 미쳤으며 북미시장 비중이 높은 중형기시장 역시 위축되었음.

○ 중형 항공기 시장은 Embraer社와 Bombardier社가 리저널젯 시장을 양분하고 있으며 터보프롭기 시장의 경우 ATR 社와 Bombardier社가 양분하고 있음.

표 21 세부시장 별 성장률

세부시장	연평균성장률		성장률
	'03～' 08	'03～' 09	'08～' 09
대형기	7.0%	8.0%	13.5%
비즈니스기	17.2%	9.0%	-24.3%
중형기	1.4%	0.2%	-5.7%
민간회전익기	16.5%	13.5%	-0.3%
군용회전익기	8.5%	12.3%	33.3%
전투기	2.9%	5.7%	20.5%
군용수송기	3.1%	5.0%	15.5%
계	7.5%	7.5%	7.0%

출처: Teal Group

○ Roland Berger社가 20109년부터 2020년까지 20년간의 세계 항공수요변화에 대하여 예측한 자료를 살펴보면, 아시아 및 환태평양 지역의 항공수요 증가율이 급증하는 것으로 추정하였음.

출처: Roland Berger, Business Aviation Study, 2011

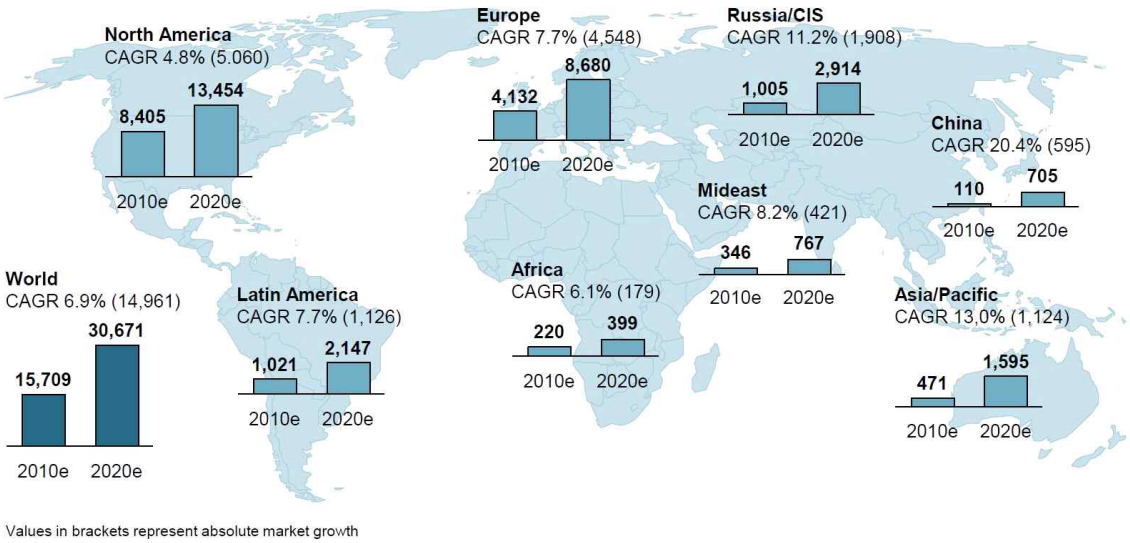


그림 43. 세계 지역별 항공수요 전망

○ 2011～2020년 및 2021～2030 중형항공기 인도 전망은 전 세계 중형 항공기 인도 대수가 상승할 전망으로 2021～2030년 북미, 러시아, 인도 시장 성장 예상

○ 중형항공기가 주로 운용되는 지역항공노선은 주로 1000NM 이내로서 비행시간이 2시간에 미치지 않는 구간으로 이루어져 있음.

출처: Bombardier Business Aircraft, 2011

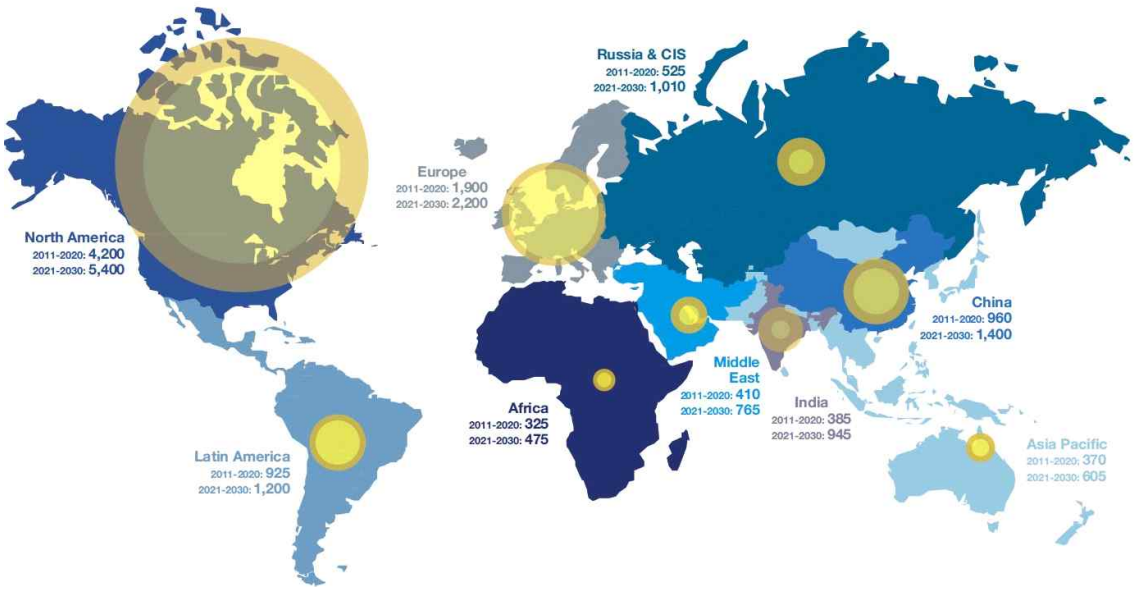


그림 44. 세계 지역별 중형기 인도 전망

○ 그림 19는 Airbus社2가 2011년부터 2030년까지 세계 시장을 예측한 그림임. 미국 국내선의 수요가 대폭 증가하고, 중국 국내선의 수요가 폭발적으로 증가함. 대부분의 국가에서 단거리 운송 수요가 2011~2030년까지 증가하는 경향을 나타냄.

출처: Airbus, 2011

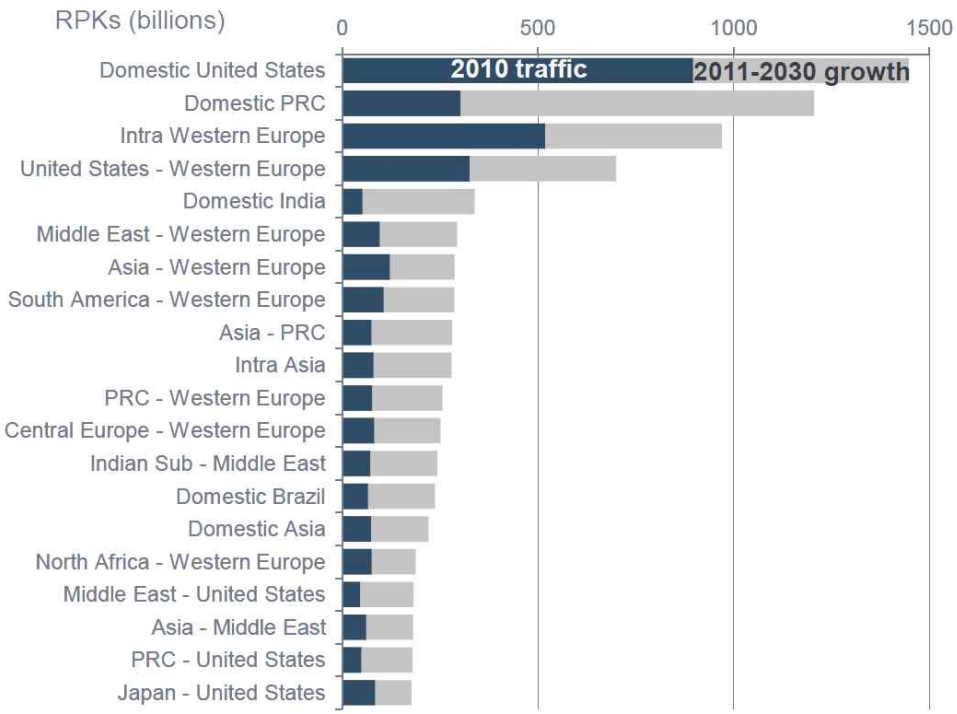


그림 45. 2008년 미국내 국내선 현황

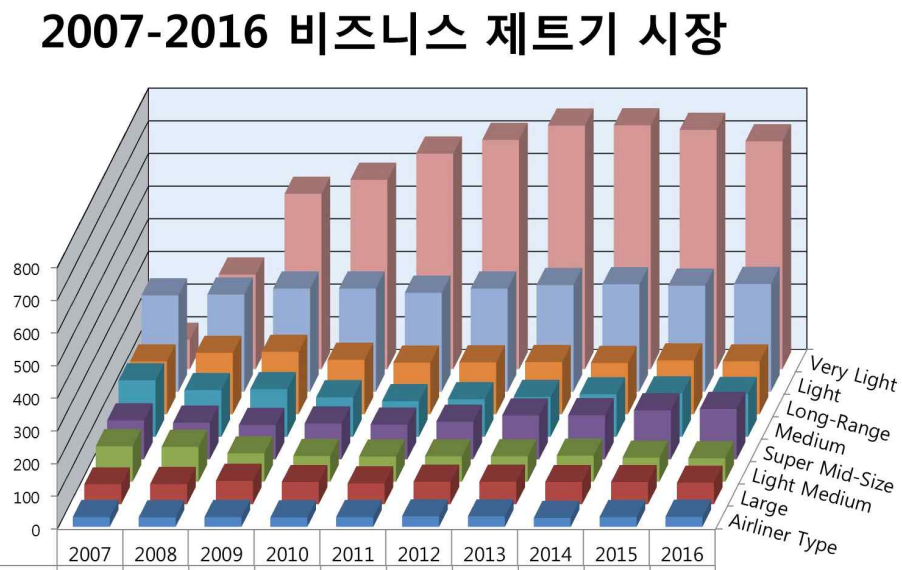
마. 비즈니스 항공기(Business Jet) 시장 동향

(1) 비지니스기 시장분포

○ VLJ급 (VeryLightJet) - FAR23
- 5~7인 승급 소형으로서 최대이륙중량이 10,000lbs급으로 초소형 터보팬엔진을 장착한 항공기
- 터보프롭기와 저가형 비즈니스 시장 개척
- VLJ 초창기엔 Air Taxi 등 기업용은 쌍발엔진으로 출시되었으나 최근 개인용은 단발엔진버전으로 분리되어 출시(해당기종 : Eclipse 500, Spectrum 40, Phenom 100 등)
- 동 시장 중 대수기준 약 25% 점유하고 있으나 장기적으론 35% 이상을 점유 전망

○ 경량비즈니스기 - FAR23급
- 통상 이륙중량 12,500lbs 이하인 항공기(해당기종 : Citation Bravo, Learjet 40 등)
- 향후 VLJ급과 경계가 희미하게 될 것으로 전망
- 동 시장 중 10% 정도점유

출처: Forecast International, 2007



	2007	2008	2009	2010	2011	2012	2013	2014	2015	2016
Airliner Type	30	29	30	29	30	32	32	27	30	31
Large	61	62	72	68	64	69	69	68	68	66
Light Medium	109	107	87	79	77	78	78	80	74	72
Super Mid-Size	119	112	105	110	106	115	134	135	150	154
Medium	173	143	146	121	109	115	122	130	133	131
Long-Range	162	188	191	167	158	159	160	157	165	162
Light	295	298	316	316	303	316	327	329	325	330
Very Light	90	290	537	580	660	702	746	747	733	698

그림 46. 비즈니스기 기종별 시장 점유율

○ 중형 비즈니스기- FAR25급
- 통상 이륙중량 40,000lbs 이하의 항공기
- 규모 상에서 비즈니스기의 가장 전형적이며 포화상태임. (해당기종 : Gulfstream,

Falcon, Challenger 등)
- 동 시장 중 대수기준 40% 점유

○ 대형비즈니스기 - FAR25급
- 통상 이륙중량 40,000lbs 이상으로 기존100석급 대형민항기에 인테리어를 꾸며 보다 쾌적한 비즈니스기(해당기종 : A319CJ, BBJ 1/2 등)
- 최고급 고객층 대상 시장성장 전망, 초음속 비즈니스젯(SSBJ) 출시예정
- 동 시장 중 대수기준 20%점유

(2) 비즈니스기 시장 전망

○ 비즈니스기 시장 수요 증가
- 2005년 매출액 115억불(생산대수 700대)을 기록하였으며, 2014년 매출 150억불(생산대수 1,400대)예상, 향후 10년간 1,788억불(생산대수 39,335대)로 성장
- 경제성장, Globalization이 강화됨에 따라 비즈니스 소요증가로 인한 VLJ 수요가 폭발적으로 증가할 것으로 예상
  * 현재 VLJ 자체가 신흥시장이라 분석기관별로 자료의 폭이 다양
  * Fractional Ownership의 증가로 Air Taxi 사업증가 예상
  * 향후 VLJ는 자체적인 수요증가와 더불어 Light급도일부 대체전망

출처: Forecast International, 2007

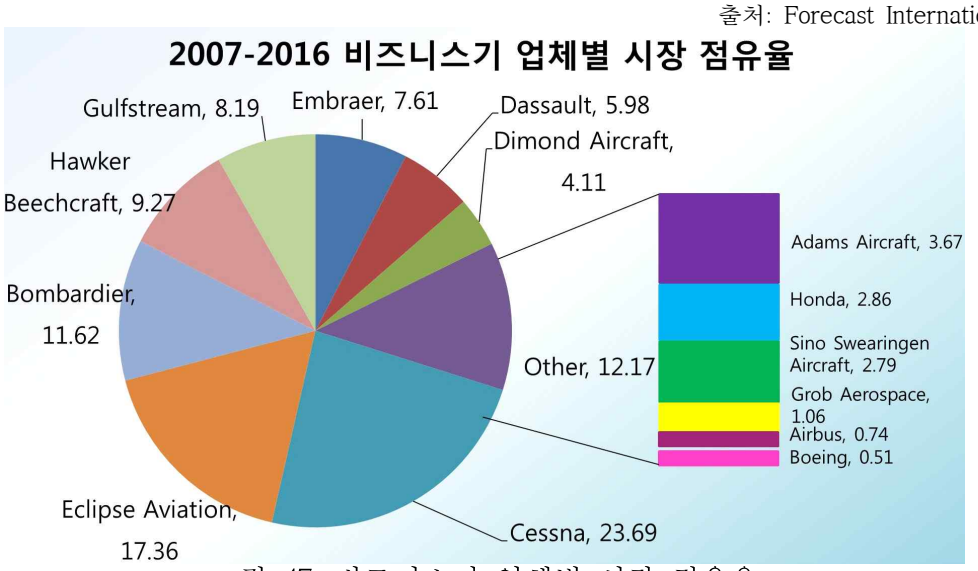


그림 47. 비즈니스기 업체별 시장 점유율

○ 비즈니스기 시장은 분야별 지속성장 및 양극화 전망
- VLJ 시장의 핵분열 및 폭발적 성장세로 기존강자였던 Cessna, Hawker의 새로운 VLJ 대응 제품군 출시 예상
- 고급기종에선 별다른 영향 없을 것으로 전망(Dassault, Gulfstream 등)

○ 용도별 다양한 사용자군 존재
- 경제활동의 증가 및 관련 산업군의 창출 및 대체제 기능 확인

* Air Taxi, Practional Owenrship, 비행훈련용 등

- 기술의 진보로 신 시장 창출이라는 명제에 적합

출처: Bombardier Business Aircraft, 2011

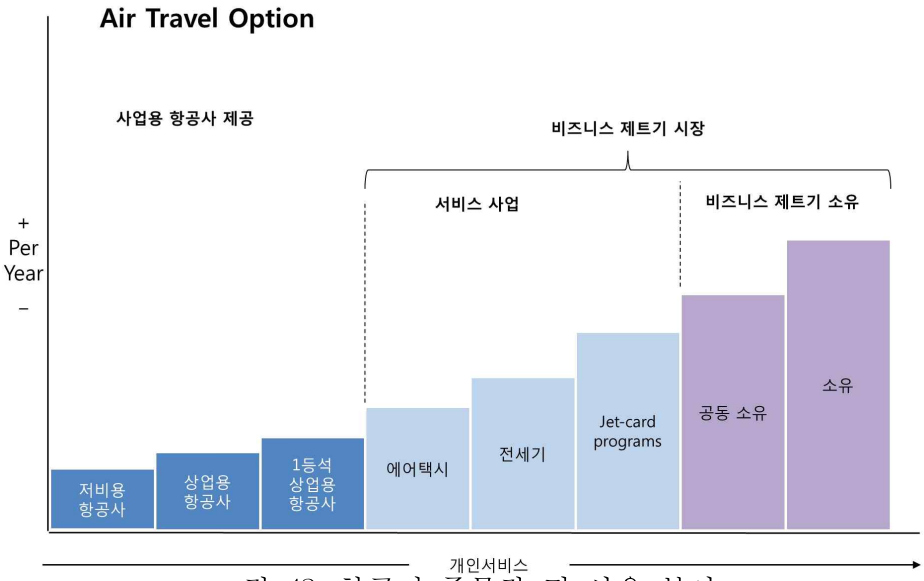


그림 48. 항공기 주문량 및 사용 분야

3절. 기술동향 분석

1. 관련 기술개발 동향

가. 국내 기술동향

○ 국내의 항공 산업체는 군용 항공기 체계 개발과 주요 부품 및 장비품의 개발 능력, 군수 항공기 등에 대한 품질관리체계를 갖추고 있으나, 민간 항공기 및 부품에 대한 독자적인 설계에 대한 경험이 부족하고 설계 등에 대한 적합성 입증기술을 보유하고 있지 못한 실정임.

○ 국내의 항공기 설계/개발기술은 70%, 제조는 90% 수준으로 높은 편이나 핵심요소기술 및 인증기술은 상대적으로 낮은 35-45% 수준으로 평가됨.

○ 현재까지 축적된 항공기 개발 관련 기술 및 인적 역량, 경험 및 인프라는 항공산업 선진국 대비 평균 50-60% 수준으로 평가됨.

○ 국내의 대학에서 수행되고 있는 연구는 극히 일부를 제외하고는 이론적·학문적 분야에 치중하고 있으며, 항공기 및 부품의 생산기술 및 시험평가, 특히 인증 분야에 대한 연구는 거의 전무한 실정임.

표 22 국내 항공기술 수준(2007년)

세부기술	국외 기관 현황	국내 개발 현황	수준 (국외대비)
설계 기술	·미국 보잉(Boeing) ·유럽 에어버스(Airbus) ·미국 항공우주국(NASA)	·한국항공우주산업(주) ·대한항공(주) ·한국항공우주연구원(KARI)	70%~80%
생산 기술	·미국 보잉(Boeing) ·유럽 에어버스(Airbus)	·한국항공우주산업(주) ·대한항공(주)	90%~95%
부품 소재 설계/제작	·Howmet ·Aerospace Composite ·Messier Dowty ·Goodyear, Dunlop ·Hamilton Sundstrand	·한국로스트왁스 ·한국화이바 ·(주)한화 ·위아(주) ·금호타이어(주) ·경주전장(주) ·LIG 넥스원	70%~80%
인증 기술	·미국연방항공청(FAA) - 위임인증기술자(DER, DMIR) ·유럽항공안전기구(EASA) ·대만항공기인증연구소(ACI)	·항공안전본부(CASA) ·한국항공우주연구원(KARI) - 항공우주안전·인증센터(KCA)	30%~50%

출처: 건설교통R&D혁신로드맵, 2006

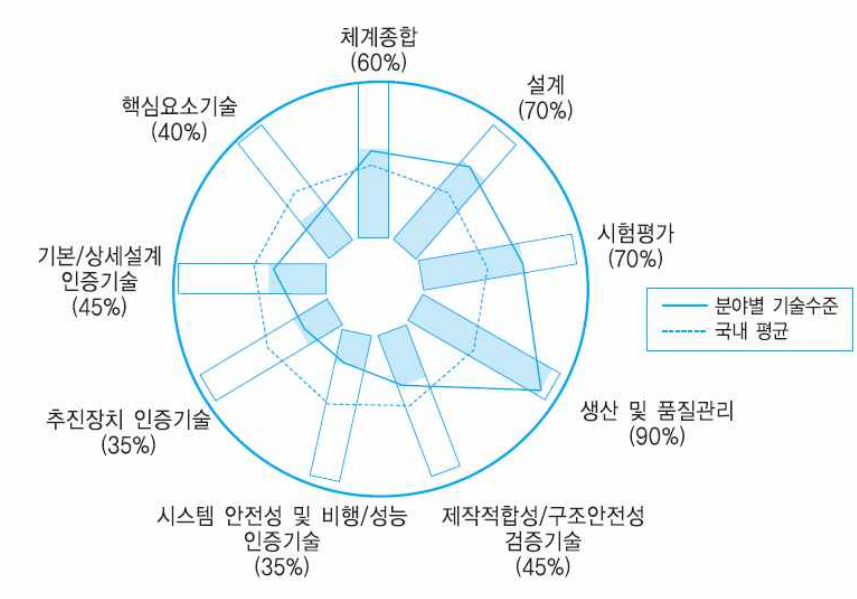


그림 49. 국내 항공기술 현재 수준

표 23 국내 항공산업의 인프라 수준(2007년)

분야	인프라 항목	선진국 대비 인프라 수준				
		부족	다소부족	동등	우월	보다우월
항공기 등에 대한 설계기술	전문인력 보유정도		√			
	인프라 구축정도		√			
	기술수준	√				
생산기술	전문인력 보유정도			√		
	인프라 구축정도			√		
	기술수준			√		
부품 소재 설계/제작	전문인력 보유정도			√		
	인프라 구축정도		√			
	기술수준		√			
인증기술	전문인력 보유정도	√				
	인프라 구축정도	√				
	기술수준		√			

(1) 대형 여객기 부품

○ 우리나라는 대형여객기의 완제기 개발 및 생산실적이 없는 상태임.

○ 1980년대까지 군항공기 도입의 절충교역사업을 통해 Stringer, Frame 등 단순 부품의 임가공 중심으로 사업에 착수하였고, 하청 및 공동생산을 통해 선진국 신기술의 지속적 도입 및 구조물 설계기술을 축적하였음.

○ 우리나라는 대형 여객기의 기계구조물의 제작 및 조립기술을 획득하고, 나아가 MD-11 spoiler 등 부분 조립품의 설계 개발 경험을 확보하였고 1990년대부터는 A 320 계열 Wing Top Panel, B737 Empennage 등 대형 기체구조물 중심으로 사업을 전개하였음.

○ 1990년대 후반 이후로는 B717 Nose cone 등 Risk Share 공동개발에 참여하고 있고 최근에는 B787, A350 등의 양대 제작사의 Major 파트너로써 기체 구성품 개발에 참여함으로써 산업의 기술수준이 한 단계 도약하는 전기를 마련하였음.

○ 국내 대형여객기분야의 기술수준은 완제기 개발능력은 없으나, 동체, 날개 등 기체 구조물(Aero-Structure) 부문은 Risk Share 국제공동개발 참여가 가능한 수준이라 할 수 있음.

○ 항공기의 대형화, 신기술 도입, 기술적 복잡성의 증가 등에 따른 개발비의 상승 등으로 인하여 완제기업체와 파트너업체간의 전략적 제휴관계가 강화되고 있는 가운데, 우리나라의 대형여객기 Risk Share 공동개발은 2006년 5% 이내에서 2020년 20% 내외까지 참여가 확대될 전망임.

표 24 민간여객기 분야의 국내 기술수준 발전과정

	1990	1995	2000	현재수준
대형여객기	○	○	◎	◎

○(1 ~ 3단계), ◎(4 ~ 5단계), ●(6 ~ 7단계), ★(8 ~ 9단계)

주 : 미 국방성이 제시한 TRL(Technology Readness Level)기준 기술수준으로 1단계는 가장 낮은 수준인 해당 분야의 기초기술 이해단계이며, 6단계는 체계/부체계 모델 또는 시제품 성능시 현 단계, 최고수준인 9단계는 최고단계로서 완성된 체계에 기술을 적용하여 모든 성능을 확인하는 수준임. <부록 참조>.

표 25 대한민국의 대형여객기 구성품 기술경쟁력 전망

유망품목	최고기술국 (미국)	한국의 기술수준	유망기술분야	취약기술분야
대형 여객기 구성품	100	80(2005) → 100(2020)	• 일체형 초장 구조 재생산 기술 • 티타늄 가공기술 • 복합재 구조물 일체성형 및 RTM 적용기술	• 일체형 초장 구조재생산 기술 • 티타늄 가공 기술

(2) 소형 비즈니스 제트기

○ 우리나라의 민수용 완제기 개발은 GA(General Aviation)급 소형항공기에 국한되어 왔음.

○ 1980년대 중반 이후 대한항공, 삼미특수강, 한국화이버로 구성된 항공우주연구조합은 5인승 '창공-91'을 개발, 1993년 8월 국내 민간항공기 개발사상 최초로 교통부의 형식증명을 취득하였으나, 상업화로 이어지지는 못하였음.

○ 1990년대 들어 항공우주연구소와 삼성항공 및 한국화이버는 공동으로 8인승 쌍발 복합재 항공기를 개발하고, 1997년 3월 시범 비행에 성공하였으나, 이 역시 상업화로 이어지지는 못하였음.

○ 2000년대에는 항공우주연구원이 혁신적인 형상을 갖는 4인승 선미익 항공기를 독자 개발하여 2001년 7월 시범비행에 성공한 바 있으며, 2006년 기체부품형태의 수출형 모델을 개발하여 미국에 수출함으로써 민간항공기 상업화의 전기를 마련하였음.

○ 민간용 비즈니스 제트기 분야는 1990년대부터 4인승 ~ 8인승급 민수용 소형항공기에 대한 독자적인 연구개발을 통하여 고정익 소형항공기에 대한 개발능력을 확보하였음.

○ 그동안의 민간용 소형항공기 개발경험과 KT-1/T-50 등 훈련기 개발경험을 활용할 경우 비즈니스 제트기의 독자 개발이 가능할 것임.

○ 비즈니스 제트기 분야는 정보통신, 디지털산업, 항공전자, 자동차 등의 타 산업분야 기술융합이 시도되고 있고, 국내 관련 산업이 세계적으로 발전되어 있으므로 차별화된 항공기의 개발을 통한 기술경쟁력 확보가 가능할 것임.

표 26 비즈니스 제트기 부문의 기술축적 과정

1980년대 (민수용 소형기 개발착수)	1990년대 (국내인증 소형기 개발)	2000년대 (소형기 수출모델 개발)
• 5인승 창공-91 (1988) • 8인승 쌍발복합재 항공기 (1993)		• 4인승 반디호 수출 모델 (2001)
• 소형항공기 개발기술 확보 및 국내 형식증명 획득 • 첨단 복합소재 채택 및 설계엔지니어링 기술 확보		• 신뢰성 향상기술 확보 • (기체부품)상용화기술 확보 -BASA 미체결로 완제기 형태의 수출 불가

표 27 비즈니스 제트기 국내 기술수준 발전과정

	1990	1995	2000	현재수준
VLJ	○	○	●	★

○(1～3단계), ◎(4～5단계), ●(6～7단계), ★(8～9단계)

표 28 대한민국의 비즈니스 제트기 기술경쟁력 전망

유망품목	최고기술국 (미국)	한국의 기술수준	유망기술분야	취약기술분야
VLJ	100	70(2005) → 95(2020)	• 인증기술 • SI/후속지원 • 통신관제기술 • 통합운용기술 • 위치정보기술	• 인증기술 • 후속지원기술 • 통합운용기술 • 무관제/무레이더 조종시스템기술

(3) 소형 항공기 Part 23급 인증기술

○ KC-100 소형항공기 형식증명을 통해 Part 23급 소형기(Normal Category)의 인증기술 개발 진행함.

○ KC-100 소형항공기 인증 과정에서 다음과 같은 Part 23급주요 인증기술을 확보할 수 있을 것으로 판단됨.

- 내염성시험(Flammability Tests)에 대한 적합성확인
- Part 23급 비행기의 신청자비행시험에 대한 적합성확인 및 인증비행시험 수행능력
- Part 23급 비행기 인증을 위한 동력장치 적합성 확인 능력
- Part 23급 비행기 인증을 위한 시스템 및 장치의 적합성 확인능력
- Part 23급 비행기의 인증을 위한 기체의 적합성 확인 능력
- 폴리머 매트릭스 복합재료 시스템을 위한 재료구매 규격서 및 공정 규격서 수락 능력
- Part 23급 비행기의 통합 조종실 표준화 적합성 확인 능력
- Part 23급 비행기의 좌석/구속시스템 및 탑승자 보호 장치의 동적시험 적합성 확인 능력
- 23.629(플러터)에 대한 적합성 입증 방법 확인 능력
- Part 23급 비행기에 대한 시스템 안전 분석 및 평가 적합성 확인 능력
- Part 23급 비행기에서의 전자시현장비 장착 적합성 확인 능력
- 기타 KC-100 인증기준에서 요구하는 각 요건에 대한 적합성 확인 능력

○ KLA-100 2인승항공기 형식증명을 통해 Part 23급 소형기의 인증기술 적용 및 안정화로 확보한 능력을 실증할 수 있을 것으로 예상됨.

○ KLA-100 2인승항공기에 적용되어야 하는 주요 인증기술은 다음과 같음.

- 비행 안전 관련 주요 인증기술
  * 성능, 비행특성, 조종성 및 기동성, 트림특성, 안정성, 실속, 스핀, 진동 및 버피팅 등
- 구조 안전 관련 주요 인증기술
  * 비행하중, 조종시스템 하중, 수평꼬리면의 기동하중, 돌풍하중 및 비대칭 하중, 수직꼬리면에 대한 하중 조합, 지상하중. 비상착륙조건, 피로평가 등
- 설계 및 제작 관련 인증기술
  * 재료 및 작업 숙련도, 제작방법, 구조의 보호, 재료의 강도특성 및 설계값, 설계 물성치, 플러터, 날개/조종면의 강도보증 등
- 계통 관련 인증기술
  * 주 조종장치 및 트림시스템, 정적 제한하중 시험, 작동시험, 스프링 장치, 케이 블 시스템 및 조인트, 충격 흡수시험, 제한 낙하시험, 동적 지상하중 시험, 여유 에너지 흡수 낙하시험, 조종실 시계, 좌석, 안전벨트 및 숄더 하니스, 환기, 가연성 유체 화재방지, 비행조종장치, 엔진마운트 및 비행구조물 화재방지, 자체 소화성 재료에 대한 적합성 입증 시험, 전기적 본딩 등
- 동력장치 관련 인증기술
  * 동력장치 장착, 연료흐름, 상호연결된 탱크사이의 연료이송. 연료시스템 고온기상 운용, 연료탱크 장착, 오일탱크 시험, 왕복엔진 장착 비행기에 대한 냉각시험절차, 냉각액 탱크 시험 등
- 항공장비 관련 인증기술
  * 장비품, 시스템 및 장착의 안전평가, 계기 장착, 전기시스템 및 장치, 유압식 수동 브레이크 시스템, 운용한계 및 정보 관련 인증기술, 표시 및 플래카드 평가, 비행교범 승인, 매뉴얼류 평가 등

나. 국외 기술현황

(1) 대형 여객기

○ 1990년대 이후 최근에는 설계와 제조를 동시에 수행하는 동시공학기술(Concurrent Engineering)을 채택, 개발기간의 최소화를 도모함.

○ 정밀 항법 및 유도제어 기술, 통합 FMS기술 등 고성능 항공전자기술과 고출력, 고효율 엔진기술, 초대형 기체 제조기술 등을 적용한 신형 기종의 개발을 추진하고 있음.

○ 대형 여객기는 운용효율이 높은 협동형(Narrow-body)기와 쌍발 대형기(B777 등)가 출시되었으며 광동형(Wide-body) 초대형여객기(A380, B747-8) 개발을 진행 중임.

표 29 대형 여객기 기술발전 추세

1950∽60년대	1960∽70년대	1970∽80년대	1980∽90년대	1990년대∽
1세대 제트기	2세대 제트기	3세대 제트기	4세대 제트기	5세대 제트기
• 터보제트 엔진장착 -고속운송시대 개막 -경제성 低	• 터보팬 엔진 장착 -경제성 개선 • 중단거리 기종 본격 등장	• 고추력 엔진 실용화 -대형기 등장으로 저가, 대형 수송 시대 돌입 • 광동형 (Wide-Body) 채택	• 석유파동 후 경제회복 -노후기 대체 • 저연비, 저소음엔진과 디지털기술 채택	• 세계운송수요증가 및 직항화 요구 -500석급이상의 초대형 • 기종과 항속거리 연장 기종 개발병행 • 동시공학채택 및 경량화 추구 -설계/제조 동시진행 -복합재의 수용
B707, DC-8 등	B737, DC-9 등	B747, A300, DC-10	B757/767, A320	B777/747A, A330/380 B787/A350

표 30 B-787의 분야별 기술특성

	기술특성
공기역학	• 후퇴각의 주날개와 윙팁 등을 적용한 공력효율화 설계
추진장치	• 고바이패스비, 첨단소재, V자형 저소음 나셀 등이 특징인 GE사의 GEnx 또는 롤스로이스사의 Trent 1000 첨단 터보팬 엔진 탑재
구조	• 열과 충격에 강한 탄소섬유, 고내열성 소재인 에폭시, 강도와 탄성이 높은 티타늄 그라파이트 등 기체의 50% 이상을 복합소재로 제작함으로써 중량감소와 내부식성 강화를 도모
항공전자	• B777보다 2배 넓은 디스플레이, HUD(Head-Up Display) 및 EFB(Electronic Flight Bag)설치

표 31 A-350의 분야별 기술특성

	기술특성
공기역학	• 고속순항성능을 향상시키는 윙렛 채택, 저속성능을 강화시킨 LE(Leading Edge) 설계
추진장치	• 고바이패스비, 첨단소재, V자형 저소음 나셀 등이 특징인 GE사의 GEnx 또는 롤스로이스사의 Trent WXB 첨단 터보팬 엔진 탑재
구조	• 복합재 날개채택, 전기체 대비 약 60%를 진보된 재료사용(이중 39%는 복합소재, 23%는 리튬-알루미늄합금)
항공전자	• FBW(Fly-By-Wire) 조종시스템 채택, 향상된 인체공학 설계적용

○ 대형여객기 기술발전의 전개방향은 복합재의 과감하고 대폭적인 채용(동체, 날개, 플랩 등), 신형엔진의 장착, 날개의 최적화 공력설계, 저연비/저소음 설계 기술, 항력 저감 기술 등을 적용하고 있음.

표 32 A-380의 분야별 기술특성

	기술특성
공기역학	• Vortex Turbine을 이용한 층류제어를 통해 항력을 감소시킴으로써 2~4%의 운항비 절감을 시도
구조	• 날개, 러더, 조종면, 플로어 및 벌크헤드 등 항공기 구조에 CFRP 적용이 증가하고, 동체외피 등에 GLARE 등 복합재를 적용하여 경량화를 추구하는 한편, 리튬-알루미늄 합금 등 진보된 재료를 사용함으로써 경량화는 물론 정비의 신속성과 용이성을 도모
환경	• 초대형화에 따른 소음증가를 줄여 현재의 소음기준인 FAR Part 36 Stage 3을 충족하도록 하고, 신형엔진의 장착과 함께 배출가스 처리하는 기술 또한 큰 진전이 이루어질 전망

(2) 소형 비즈니스 제트기

○ 최근 소형항공기부문의 최대시장인 미국에서는 NASA, FAA, NCAM(National Consortium for Aviation Mobility)를 중심으로 2001년부터 새로운 개념의 SATS(Small Aircraft Transportation System) 프로그램을 진행하고 있음.

표 33 소형 비즈니스 제트기 개발 진행현황

업체명	모델명	현황
Cessna	Mustang	2005년 비행시험 목표, Cessna의 VLJ 주력기종
Eclipse	Eclipse 500	2004년 12월 비행시험 착수, 자금 상태 양호
Honda	Honda Jet	2003년 비행시험 수행
Safire	Safire Jet	2004년 6월 추가자금 확보 전까지 작업 중단
Century	CA-100	투자금 4,000만 달러로 CA-100 개발착수, 추가자금 모집중
ADAM	Adam 700	2003년 최초 비행 수행하였고, 투자자 물색
Aerostar	FJ-100	4,000만 달러로 개발 착수, 추가 투자자 물색 중
Avocet	ProJet	이스라엘 IAI와 기술협력, 추가 투자자 물색 중
Visionaire	VA-10	자금부족으로 파산상태

○ SATS 프로그램은 미국 내 5,300개 이상에 달하는 소규모 지역공항에 소형 터보팬 엔진을 장착한 VLJ(Very Light Jet)를 개발하여 수천 대를 투입함으로써, VLJ를 기존 Hub-and-Spoke 운송수요와 운항체계의 용량한계간의 차이를 극복하는 차세대 대중 항공교통수단인 Air-Taxi 시대를 예고하는 것임.

○ 소형 제트기 기술발전의 전개방향은 레이더가 없는 무관제의 소규모 지역공항에서도 고밀도의 운항을 소화할 수 있고, 최소한의 지상지원설비 보완으로 착륙이 가능케 하며, 한명의 조종사에 의한 비행임무 신뢰도 향상과 승객안전을 보장하는 기술들의 개발을 지향하고 있음.

다. 민간 항공기 신기술 동향

(1) 신소재(GLARE, CFRP) 기술

○ 초대형기를 실현시키기 위해서는 기체구조중량의 감량화가 열쇠를 쥐고 있기 때문에 A380에서는 기체구조의 약 40%에 종래 재료보다 경량하고 강도가 우수한 탄소 섬유 복합재 CFRP(Carbon-fiber-reinforced polymer)와 선진적인 금속재료가 사용되게 되어 있음.

○ A380은 이 CFRP를 중앙 wingbox에 채용하는 최초 여객기가 되지만, 이것에 의해 최신 알루미늄 합금과 비교한 경우에도, 약 1.5t의 중량 경감이 가능하게 될 전망임.
○ CFRP의 일체구조는 수직안정판 박스, rudder (방향타)에 사용되고, 같은 수평안정판 박스, 엘리베이터 (승강타)에도 사용됨.

○ A380 동체에는 2층 객실복도를 지탱하는 빔과 전후 압력 격벽이 CFRP제가 됨.

○ A380 주익 외판은 신형 알루미늄 합금으로 붙여져 있게 되어 있지만, 외익부에 CFRP의 적용이 결저하고 있는 것 외, 스포일러는 CFRP제가 됨.

○ A380 동체 상부의 외판과 복도하물실의 복도면에는 유리섬유강화재와 알루미늄 합금의 얇은 판을 적층한 GLARE라고 불리는 신소재가 채용되지만, 이 GLARE는 알루미늄보다 밀도가 10% 낮기 때문에, 이것에 의해 동체 외판만으로 약 800kg의 중량이 감소됨.

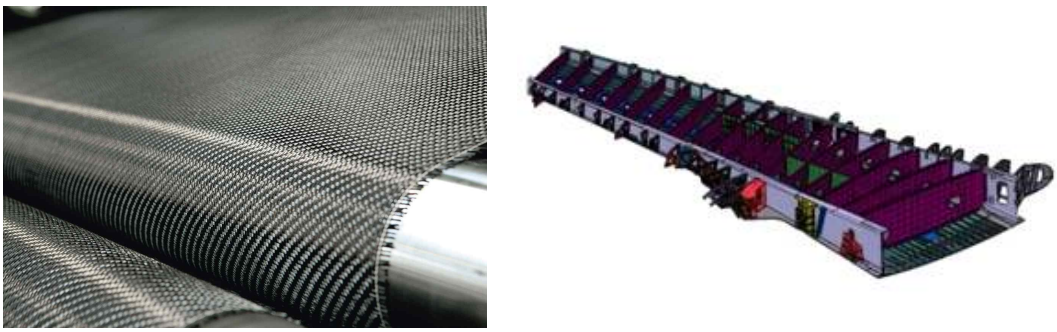


그림 50. 항공기 날개구조용 신소재 (GLARE, CFRP)

○ A380은 신소재 채용으로 구조중량은 보잉 747과 같은 재료를 채용한 경우와 비교해서, 약 10～15톤 경량화가 가능하다고 함.

(2) 레이저 용접(Laser Welding) 기술

○ A380은 기체 제조에 관해서도 많은 혁신기술이 적용되게 되어 있지만, 이중에 가장 혁신적인 것은 레이저 빔 용접임.

○ A380은 종래 리벳으로 시행되고 있었던 외판과 세로통재로의 결합을 레이저빔 용접에 의해 시행하는 것이고, A380에서는 동체하부의 외판과 종재의 결합에 레이저빔 용접이 적용되게 됨.

○ A380의 레이저 빔 용접기술의 이점은 결합에 필요한 중량증가가 약 10% 삭감되는 것 외에, 종래 리벳작업에 비해 작업이 신속하게 되며 충돌과 피로에 관한 내용성의 시험에서도 레이저 빔 용접은 종래 합금 구조에 비해 동등 혹은 우세하다고 하는 결과를 얻음.

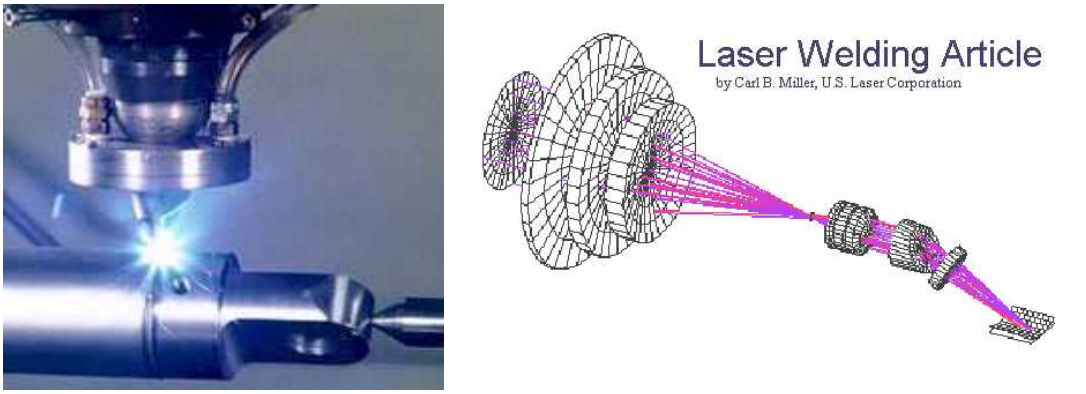


그림 51. 레이저 빔 용접

(3) 다중 고유압 비행제어시스템

○ A380에는 시스템에도 혁신기술을 포함시킨 것에 의해, 신뢰성의 향상과 경량화를 도모하고 있음.

○ A380의 유압시스템에는 민간 여객기로서는 처음으로 5,000psi의 유압이 채택되며, 이것은 A380의 flight control로 필요한 강력한 파워를 얻기 때문에 유압기기, 결합부분, 배관 등이 소형화 및 경량화가 가능하고, 이것에 의해 약 1톤의 중량 감소가 도모됨.

○ A380의 유압시스템에는 민간 여객기로서는 처음으로 5,000psi의 유압이 채택되며, 이것은 A380의 flight control로 필요한 강력한 파워를 얻기 때문에 유압기기, 결합부분, 배관 등이 소형화 및 경량화가 가능하고, 이것에 의해 약 1톤의 중량 감소가 도모됨.



그림 52. 다중 고유압 비행제어시스템(신뢰성 향상, 경량화)

(4) 가변주파수 발전기(Variable Frequency Generator, 전원계통)

○ 기존에는 전원주파수를 일정하게 하기 위해서 엔진과 발전기의 사이에 CSD(Cons-tant Speed Drive)라고 하는 기기가 개재하여, 발전기의 회전수를 일정하게 유지하고 있었음.

○ A380에서는 이 CSD를 생략하고, 엔진과 발전기가 직결되었기 때문에 엔진의 회전수에 따라서 전원의 주파수가 변화하고 더욱 정확한 400Hz의 전원주파수를 필요로 하는 기기는 적고, 정밀 전자 기기의 거의는 교류를 직결로 변화하여 사용하고 있음.



그림 53. 가변주파수 발전기(Variable Frequency Generator, 전원계통) - A380

(5) 세브론 엔진(Chevrons Engine) 기술

○ 항공기 소음은 승객이 느끼는 피로에 기여하기 때문에 보잉과 협력사들은 기내 소음문제를 해결하기 위해 나셀(항공기 엔진 덮개) 설계의 일환으로 세브론(chevrons)이라고 알려진 톱니모양의 제트엔진 날을 사용하는 것을 포함해, 혁신적인 솔루션을 개발해 왔음.

○ 세브론과 여타 기술들은 항공기 내외부의 소음을 모두 감소시켜 공항 소재 지역사회, 지상 근무직원, 승객들에게 보다 조용한 환경을 제공함.



그림 54. 세브론 엔진(Chevrons Engine, 소음 저감) - B787

(6) Large Electrochromic Windows 기술

○ 보잉은 창의 다양한 모양, 크기, 위치를 평가할 수 있는 실제 크기의 항공기 모형을 이용하여 승객들을 대상으로 객실 창의 다양한 크기에 대한 반응을 조사하고 그 결과 승객들은 더 큰 창을 선호한다는 사실을 확인 할 수 있었음.



그림 55. Large Electrochromic Windows(구조, 편의 개선) - B787

○ 항공기의 창 크기가 커지면 기술적으로 비행기에 가해지는 하중을 견디어 내기 어렵기 때문에 보잉 787의 경우 동체의 대부분이 알루미늄이 아닌 복합소재로 제작되어 더 큰 창으로 인한 하중 문제를 해결함.

○ Electrochromic Window로 불리는 B787의 유리창은 크기만 달라진 것이 아니라 auto-dimming이란 첨단기능을 갖추어 스스로 투명도를 조절할 수 있는데 마치 객실 유리창에 선글라스기능을 추가한 셈임.

○ B787의 유리창은 유리창의 투명도 조절은 창문아래 부착된 버튼으로 승객이 직접 조작할 수도 있지만 운항 상태에 따라 승무원이 중앙에서 제어할 수도 있어 이착륙할 때 승무원이 일일이 기내를 돌아다니며 창문덮개를 열었는지 확인할 필요가 없음.

라. KC-100 소형항공기 형식증명을 통해 Part 23급 소형기(Normal Category)의 인증기술 개발 진행

○ KC-100 소형항공기 인증 과정
- 내염성시험(Flammability Tests)에 대한 적합성확인
- Part 23급 비행기의 신청자비행시험에 대한 적합성확인 및 인증비행시험(Certification Flight test) 수행능력
- Part 23급 비행기 인증을 위한 동력장치 적합성 확인 능력
- Part 23급 비행기 인증을 위한 시스템 및 장치의 적합성 확인능력
- Part 23급 비행기의 인증을 위한 기체의 적합성 확인 능력
- 폴리머 매트릭스 복합재료 시스템을 위한 재료구매 규격서 및 공정 규격서 수락 능력
- Part 23급 비행기의 통합 조종실 표준화 적합성 확인 능력
- Part 23급 비행기의 좌석/구속시스템 및 탑승자 보호장치의 동적시험 적합성 확인 능력
- 23.629(플러터)에 대한 적합성 입증 방법 확인 능력
- Part 23급 비행기에 대한 시스템 안전 분석 및 평가 적합성 확인 능력.
- Part 23급 비행기에서의 전자시현장비 장착 적합성 확인 능력
- 기타 KC-100 인증기준에서 요구하는 각 요건에 대한 적합성 확인 능력

○ FAR Part 25는 Part 23급을 초과하는 수송급 항공기에 적용되는 기준으로서, 전체 항목수와 전체적인 구성은 동일하다. 그러나 세부적으로 각 항목별 요건의 안전도 수준에 있어 Part 25가 Part 23보다 더 엄격한 규정이 적용된다.

○ FAR Part 23과 비교해 볼 때, 수송급 기술기준인 Part 25는 Part 25의 경우에만 해당되는 80여개의 요건을 추가적으로 규정하고 있다. 추가된 요건으로는 장거리운항(ETOPS), 전선연결시스템(EWIS), 비행 성능, 객실 내 서비스 시설 등과 관련된 것이 있으며, Part 23과 Part 25를 비교하면 붙임 1과 같음.

마. KLA-100 2인승항공기 형식증명을 통해 Part 23급 소형기의 인증기술 적용 및 안정화

○ KC-100 인증 과정에서 확보한 적합성확인 등의 인증기술능력을 후속 인증과제인

KLA-100 2인승 항공기 형식증명 업무에 적용함으로서 확보한 능력을 실증할 수 있을 것으로 예상된다.

○ KLA-100 2인승항공기에 적용되어야 하는 주요 인증기술
- 비행 안전 관련 주요 인증기술
  * 성능, 비행특성, 조종성 및 기동성, 트림특성, 안정성, 실속, 스핀, 진동 및 버피팅 등
- 구조 안전 관련 주요 인증기술
  * 비행하중, 조종시스템 하중, 수평꼬리면의 기동하중, 돌풍하중 및 비대칭 하중, 수직꼬리면에 대한 하중 조합, 지상하중. 비상착륙조건, 피로평가 등
- 설계 및 제작 관련 인증기술
  * 재료 및 작업 숙련도, 제작방법, 구조의 보호, 재료의 강도특성 및 설계값, 설계 물성치, 플러터, 날개/조종면의 강도보증 등
- 계통 관련 인증기술
  * 주 조종장치 및 트림시스템, 정적 제한하중 시험, 작동시험, 스프링 장치, 케이블 시스템 및 조인트, 충격 흡수시험, 제한 낙하시험, 동적 지상하중 시험, 여유 에너지 흡수 낙하시험, 조종실 시계, 좌석, 안전벨트 및 숄더 하니스, 환기, 가연성 유체 화재방지, 비행조종장치, 엔진마운트 및 비행구조물 화재방지, 자체 소화성 재료에 대한 적합성 입증 시험, 전기적 본딩 등
- 동력장치 관련 인증기술
  * 동력장치 장착, 연료흐름, 상호연결된 탱크사이의 연료이송. 연료시스템 고온기상 운용, 연료탱크 장착, 오일탱크 시험, 왕복엔진 장착 비행기에 대한 냉각시험절차, 냉각액 탱크 시험 등
- 항공장비 관련 인증기술
  * 장비품, 시스템 및 장착의 안전평가, 계기 장착, 전기시스템 및 장치, 유압식 수동브레이크 시스템, 운용한계 및 정보 관련 인증기술, 표시 및 플래카드 평가, 비행교범 승인, 매뉴얼류 평가 등

나. KLA-100 2인승항공기 형식증명을 통해 Part 23급 소형기의 인증기술 적용 및 안정화

○ KC-100 인증 과정에서 확보한 적합성확인 등의 인증기술능력을 후속 인증과제인 KLA-100 2인승항공기 형식증명 업무에 적용함으로서 확보한 능력을 실증할 수 있을 것으로 예상됨.

○ KLA-100 2인승항공기에 적용되어야 하는 주요 인증기술은 다음과 같음.
- 비행 안전 관련 주요 인증기술
  * 성능, 비행특성, 조종성 및 기동성, 트림특성, 안정성, 실속, 스핀, 진동 및 버피팅 등
- 구조 안전 관련 주요 인증기술
  * 비행하중, 조종시스템 하중, 수평꼬리면의 기동하중, 돌풍하중 및 비대칭 하중,

수직꼬리면에 대한 하중 조합, 지상하중. 비상착륙조건, 피로평가 등

- 설계 및 제작 관련 인증기술
  * 재료 및 작업 숙련도, 제작방법, 구조의 보호, 재료의 강도특성 및 설계값, 설계 물성치, 플러터, 날개/조종면의 강도보증 등
- 계통 관련 인증기술
  * 주 조종장치 및 트림시스템, 정적 제한하중 시험, 작동시험, 스프링 장치, 케이블 시스템 및 조인트, 충격 흡수시험, 제한 낙하시험, 동적 지상하중 시험, 여유 에너지 흡수 낙하시험, 조종실 시계, 좌석, 안전벨트 및 숄더 하니스, 환기, 가연성 유체 화재방지, 비행조종장치, 엔진마운트 및 비행구조물 화재방지, 자체 소화성 재료에 대한 적합성 입증 시험, 전기적 본딩 등
- 동력장치 관련 인증기술
  * 동력장치 장착, 연료흐름, 상호연결된 탱크사이의 연료이송. 연료시스템 고온기상 운용, 연료탱크 장착, 오일탱크 시험, 왕복엔진 장착 비행기에 대한 냉각시험절차, 냉각액 탱크 시험 등
- 항공장비 관련 인증기술
  * 장비품, 시스템 및 장착의 안전평가, 계기 장착, 전기시스템 및 장치, 유압식 수동브레이크 시스템, 운용한계 및 정보 관련 인증기술, 표시 및 플래카드 평가, 비행교범 승인, 매뉴얼류 평가 등

2. 기존 기술(연구)과의 차별성

가. 인증관련

○ 국토해양부 항공선진화사업으로 추진 중인 “소형항공기급 BASA 체계 구축 및 시범사업 인증“ 과제는 Part 23급의 인증체제/절차 구축 및 인증기술확보를 목표로 하고 있는 반면 본 과제에 있어서는 이를 토대로 Part 25급의 인증체제/절차를 구축하고 필요한 인증 기술능력을 확보하는 것이 되므로 기존 과제 대비 요구되는 인증체제/절차, 인증기술의 복잡성과 다양성을 고려하여야 하며 따라서 기존 기술과는 확연하게 구분된다고 하겠음.

○ 특히 기존 연구의 최종 목표가 미국과의 BASA IPA를 Part 23급으로 확대하는 것인 반면 본 연구의 궁극적인 목표는 이를 Part 25급으로 확대함이 되므로 최종 목표의 지향점에 있어서도 분명한 차이를 나타내고 있음.

○ 기존 연구와의 차이점

표 34 기존 기술(연구)와의 차이점 비교표

구분	소형항공기급 BASA 체계구축 및 시범사업 인증	중소형항공기(Part 25)급 국산화 보급기반 구축 연구
인증체제/절차 구축	·소형비행기에 적용되는 인증체계 및 절차 개발	·소형비행기 인증체계/절차를 기본으로 수송기급 인증을 위한 체계/절차 보완 - FOEB, FSR, MMEL, AEG 등 수송기급 인증절차 추가 구축 - 소형기급 인증체계 / 절차의 수송기급 적용 및 보완을 통해 우리나라 실정에 적합하고 국제기준에 부합하는 체계 완성
인증전문인력 양성 및 국제적 수준의 인증기술 확보	·Part 23급의 인증기술능력을 확보한 전문기술인력 양성(28명)	·Part 25급의 인증기술능력 확보 추진 - Icing, Engine Emission, Ditching 등 추가 요건에 대한 요구능력 식별 및 기술확보 - Part 23급 인증기술능력을 Part 25급에 적용할 수 있도록 기술능력 심화
시범사업 인증 및 FAA 기술평가 수검	·4인승 소형비행기 인증	·Part 25급 수송용비행기의 인증
최종목표	BASA IPA를 Part 23급으로 확대	BASA IPA를 Part 25급으로 확대

○ 종합분석

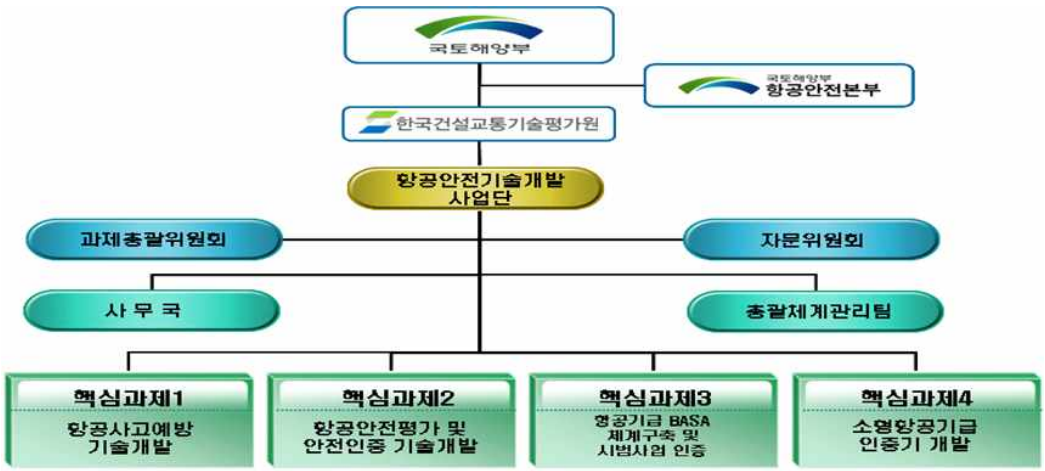
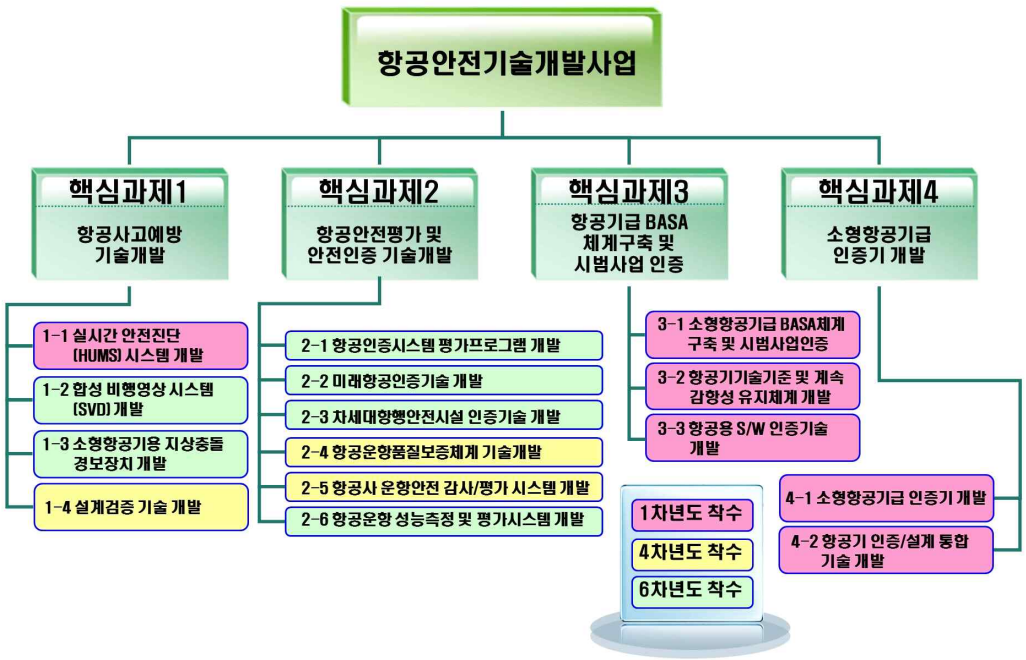
- 본 과제는 미국과의 BASA IPA를 Part 25급으로 확대, 체결하기 위하여 필수적으로 수행하여야 하는 연구이므로 기존 연구와는 확연하게 차별되는 과제라고 할 수 있음.
- 착수 시점은 현행 BASA IPA가 Part 23급으로 확대될 것으로 예상되는 2014년 6월을 기준으로 고려하여야 하며, 사전 1년간의 준비기간을 가지고 체계적이고 효율적인 연구수행 계획을 수립하여야 할 것으로 판단됨.

4절. 유사과제 분석

1. 국내 유사과제 분석

가. 국토부 : 항공안전기술개발사업

구 분	내 용
배 경	• 항공안전은 국가의 책임이며 의무 - 국가의 경쟁력 확보와 생존경쟁에 필수불가결한 국가의 기본서비스 - 운항사 및 기관자체의 노력만으로는 불가능 → 국가의 책임하에 추진 필요 • 항공사고는 막대한 경제적•사회적•인적 피해 및 국가신인도에 영향 - 2001년 항공안전 2등급 판정 → 국내 항공운송산업에 큰 손실 (2,200억) - 국내 항공기 사고(1970-2004) 84건 → 사망 988명, 피해금액 7,542억원 - 세계 항공기 사고(1943-2004) 11,540건 → 전손사고 9,978건(87%) • 항공교통량 급증에 따른 항공사고 방지 대책 필요 - 국내 항공교통량 증가율 : 연평균 10% (세계평균 5%의 2배) - 아태지역 항공시장 : 2020년까지 세계시장의 43% 점유 - 국내의 현재 사고율 유지시 : 사고발생은 2009년 2배, 2016년 4배 예상 • 국제 지위에 걸맞는 항공안전시스템 구축 및 기술력 확보 필요 - 세계 10위권의 항공운송대국 : 2005년 세계 8위 - 대한항공 세계 1위 (국제선 화물 톤/km 기준) - 인천공항 세계 1위 서비스 공항 선정 (2005년) - ICAO 상임이사국으로 재정분담금 기여액 8위 (2003년도 2.36% 분담) • 국가 항공안전기술력을 선진국 수준 도약을 위한 연구개발 필요 - 항공선진국에 비해 항공안전기술분야 R&D 투자 미흡 (FAA, NASA, JAXA, NLR) - 지경부/교과부 등 관련부처와의 협력을 통한 시너지 효과 창출 • 선진국수준의 항공안전인프라 구축을 위한 한·미 상호항공안전협정 (BASA) 체결 필요 - BASA 체결여부는 항공안전선진국의 핵심지표로 인식 - 국내 개발 항공기의 해외운용 및 수출을 위한 필수적 국가 인프라 - 대부분 국가에서도 민수용 항공기 수입시 미국의 선 증명 요구

목 적	• 항공사고예방 및 항공안전 증진을 위한 핵심부품 개발 및 기술력 확보 • 항공 안전성 인증기술 확보 및 국제 수준의 인증시스템 체제 구축 • 14 CFR Part 23급 항공기 상호항공안전협정(BASA) 체결 • 소형항공기급 인증기 개발 및 국내인증 획득 • 소형항공기급 인증시험 평가 기술확보 및 인프라 구축
내 용	• 항공안전기술개발사업 추진 체계  • 항공안전기술개발 - 과제 구성 

• 핵심과제 1 - 항공 사고 예방 기술 개발

항공 사고 예방 기술 개발

연구개발목표

- 항공기 사고를 미연에 방지할 수 있는 능동적 기술을 개발하여 항공기 운항의 안전성 향상
- 소형항공기 항공전자/사고예방 시스템의 국내개발과 상업화 유도

세부과제

1. 실시간 안전진단 (HUMS) 시스템 개발
   - 구성품 및 기체 결함을 실시간으로 진단하여 조종사에게 제공
2. 합성비행영상 (SVD) 시스템 개발
   - 3차원 지형 가상현실 비행영상정보 제공
3. 소형항공기용 지상충돌경보장치 개발
   - 정밀항법장치와 공항주변의 지리정보를 기반 지상충돌(CFIT) 예방
4. 설계 검증 기술 개발
   - 민간항공기 설계 안전성 확보를 위한 복합재구조물 내 추락성 검증, 방빙 및 제빙 해석 및 장치 개발, 낙뢰해석 및 시험 수행

• 핵심과제 2 - 항공안전평가 및 안전인증 기술개발

항공안전평가 및 안전인증 기술개발

연구개발목표

- 국내 항공사고 발생률을 선진국 수준으로 저감키 위한 항공안전프로그램 및 평가감독 기술개발
- 선진국 수준의 항공기/SW/항행시설/미래 항공기 안전성 확보 인증기술 개발

세부과제

1. 항공인증시스템 평가 프로그램(ACSEP) 개발
2. 미래항공인증기술 개발
3. 차세대항행안전시설 인증기술개발
4. 항공운항품질보증체계 기술개발
5. 항공사 운항안전 감사 및 평가시스템 개발
6. 운항 성능측정 및 평가시스템 (APMS) 개발

• 핵심과제 3 - 항공기급 BASA 체계구축 및 시범사업 인증

항공기급 BASA 체계구축 및 시범사업 인증

연구개발목표

- 소형항공기급 BASA 체결을 위한 미연방항공청(FAA)과 동등한 인증체제 및 인증절차 개발
- 소형항공기급 인증 수행 인력의 양성 및 국제적 수준의 인증기술 확보
- 소형항공기급 BASA 체결을 위한 시범사업 인증

세부과제

- 소형항공기급 BASA 체계구축 및 시범사업 인증
- 항공기 기술기준 및 계속감항성 유지체계 개발
- 항공용 S/W 인증기술 개발

• 핵심과제 4 - 소형항공기급 인증기 개발

소형항공기급 인증기 개발

연구개발목표

- 한미간 BASA를 소형항공기급(FAR Part 23급)으로 확대하기 위한 시범인증(Shadow Certification)용 항공기를 개발하고 국내 형식인증 (FAA의 협력하에 국내 인증기관이 수행하는 시범인증)을 획득
- 국내 및 동북아 항공교통수요에 대비한 차세대 항공교통수단으로서 소형인증기를 개발하고, 개발과정에 필수적인 인증 및 시험 등의 핵심기술과 시험평가시설 확보

세부과제

- 소형항공기급 인증기 개발
- 항공기 인증-설계 통합기술 개발

○ 소형항공기 인증체제 구축 및 인증절차 개발

사업내용	사업범위 등
소형항공기 인증 관련 법규/절차/자료 분석	- 현행 국내 법규 및 절차 - 인증 관련 국제기준/절차 검토(ICAO 요건 중심) - FAA 법규/절차에 관한 자료 검토 - 인증관련 국내법규 및 규정의 지속적 제/개정을 통한 개선 - 절차의 제/개정 건의(국토해양부 항공정책실)
인증사업 수행 및 인증관리를 위한 지원환경 분석	- 지원환경 구축을 위한 계획 수립 - 소형항공기인증/관리시스템 개발, 운영
국제협력을 위한 기반조성	- 인증제도/절차 관련 국제 세미나, 심포지엄 등 중장기 일정 조사 - 국제협력프로그램 운영계획 수립 - 아·태지역 BASA Partner 회의 개최 지원 - 인증제도/기술 관련 국제세미나 참여 - 습득 정보/지식 활용 및 전파 등

○ 인증 수행 인력의 양성 및 국제적 수준의 인증기술 확보

사업내용	사업범위 등
특성별 인증교육과정 운영계획 수립	- 기반기술별 인력양성을 위한 전문화 교육과정 중심의 교육과정 개설, 운영계획 수립
최신 인증기술 습득을 위한 항공선진국 가용 자원 발굴	- 해외인증기관의 인증전문교육/OJT 조사 - 최신인증기술 관련 세미나, 심포지엄 등 중장기 일정 조사 - 해외인증기관의 인증전문교육 참여 - 해외 인증전문가 자문
핵심인증기술 확보를 위한 기반 조성	- 소형항공기급 감항기준, 환경기준 등 적용 기준 범위 확정 및 최신 국제기준현황 조사 - 인증기준별 핵심인증기술 조사 - 기반기술별 핵심 인증기술 확보(구조설계, 비행성능, 동력장치, 세부계통, 전기전자)

○ 소형항공기급 BASA 체결을 위한 시범사업 인증

사업내용	사업범위 등
소형항공기급 BASA 추진체계 구축	- BASA 추진조직 구성 - BASA 추진세부계획 수립
소형항공기 시범사업 인증	- 인증신청 접수 및 평가 - 인증팀 및 형식증명위원회(Type Certification Board) 구성 - Preliminary TCB Meeting - 인증기준 설정 - 적합성입증계획서 검토, 승인 - 형식설계에 대한 적합성 확인 - 시제품에 대한 합치성 검사 수행 등 - 주요 현안에 대한 Issue Paper 작성 및 관리 - 형식증명위원회(Interim TCB Meeting) 개최 - TIA 작성 - 인증비행시험 수행 등
FAA 기술평가 사전 준비	- 산업체 인증시스템 구축, 인증시험평가, 인증문서화 등 기술평가 준비 지원 - 11개 평가요소별 대응 준비
FAA 기술평가	- 11개 평가요소별 대응문서 및 증빙자료 개발 - 자체 예비평가 - 기술분야별 기술평가 대응

☞ 동 과제는 Part 23급에 해당하는 소형항공기의 인증시스템 구축 및 시범인증, 그리고 미국과의 BASA IPA를 기술표준품급에서 소형항공기급으로 확대하기 위한 내용으로 Part 25급 중소형항공기의 인증을 주요 내용으로 하는 본 사업과는 중복되지 않으며, 최종 목표도 명확하게 차이가 있음.

☞ 국토해양부 항공선진화사업으로 추진 중인 “소형항공기급 BASA 체계 구축 및 시범사업 인증“ 과제는 Part 23급의 인증체제/절차 구축 및 인증기술확보를 목표로 하고 있는 반면 본 과제에 있어서는 이를 토대로 Part 25급의 인증체제/절차를 구축하고 필요한 인증기술능력을 확보하는 것이 되므로 기존 과제 대비 요구되는 인증체제/절차, 인증기술의 복잡성과 다양성을 고려하여야 하며 따라서 기존 기술과는 확연하게 구분됨.

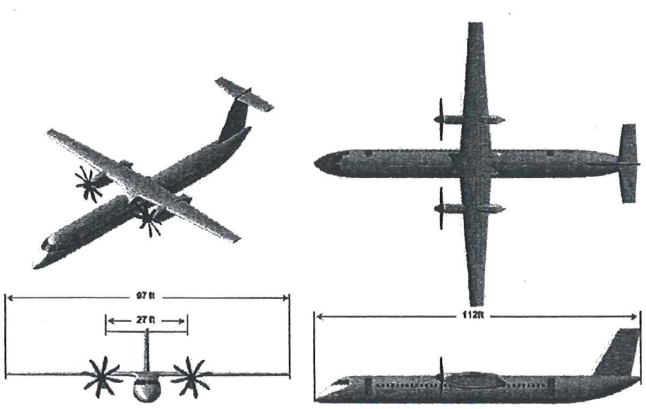
☞ 특히 기존 연구의 최종 목표가 미국과의 BASA IPA를 Part 23급으로 확대하는 것인 반면 본 연구의 궁극적인 목표는 이를 Part 25급으로 확대함이 되므로 최종 목표의 지향점에 있어서도 분명한 차이를 나타내고 있음.

표 35 기존 기술(연구)와의 차이점 비교표

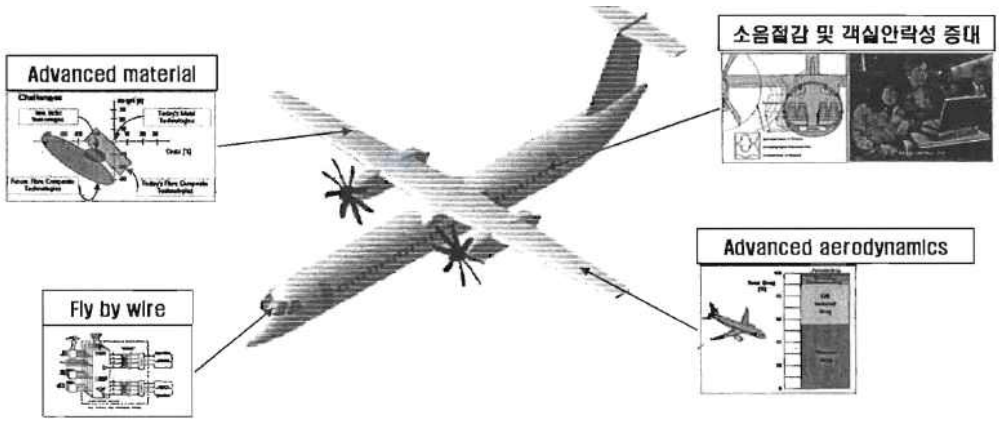
구분	소형항공기급 BASA 체계구축 및 시범사업 인증	중소형항공기(Part 25)급 보급기반 구축 연구
인증체제/절차 구축	·소형비행기에 적용되는 인증체계 및 절차 개발	·소형비행기 인증체계/절차를 기본으로 수송기급 인증을 위한 체계/절차 보완 - FOEB, FSR, MMEL, AEG 등 수송기급 인증절차 추가 구축 - 소형기급 인증체계 / 절차의 수송기급 적용 및 보완을 통해 우리나라 실정에 적합하고 국제기준에 부합하는 체계 완성
인증전문인력 양성 및 국제적 수준의 인증기술 확보	·Part 23급의 인증기술능력을 확보한 전문기술인력 양성 (최대 40명)	·Part 25급의 인증기술능력 확보 추진 - Icing, Engine Emission, Ditching 등 추가 요건에 대한 요구능력 식별 및 기술 확보 - Part 23급 인증기술능력을 Part 25급에 적용할 수 있도록 기술능력 심화
시범사업 인증 및 FAA 기술평가 수검	·4인승 소형비행기 인증)	·Part 25급 수송용비행기의 인증
최종목표	BASA IPA를 Part 23급으로 확대	BASA IPA를 Part 25급으로 확대

나. 지경부 : 차세대 중형항공기 핵심기술개발 사업

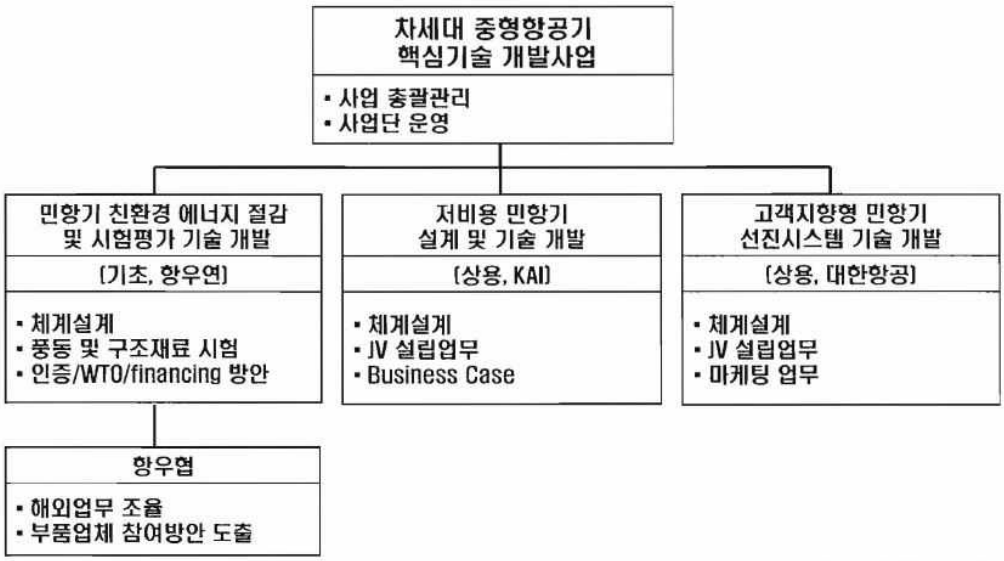
구 분	내 용
개 요	• 총 사업 기간: 2012년 3월 1일 ~ 2020년 2월 29일
목 적	• 중형민항기 국제 공동 개발 - 90석급/70석급 패밀리 기종 개발 - 2014년 본개발 착수, 2017년 인증획득, 2018년 고객인도 착수 목표 - 향후 20년간 1,114대 판대 [대당판매가 90인승: 2,430만 달러, 70인승: 2160만 달러] - 사업수익성 분석 [IRR 20% 확보, EBIT 분석] • 민항기 개발인프라 구축 및 국산부품 Platform 확보

<table>
<tr><td></td><td>- 국내 최종조립장[FAL, Final Assembly Line], 공동설계센터, JVCO 유치를 추진
- FAR25급 국내 인증 추진 타당성 연구
• 신규산업 육성 및 고부가 가치 고용창출 확대
- 군용기 개발시 확보된 부품산업/업체의 민수시장 진출의 교두보
- 후속지원을 위한 국내, 외 중형 민항기 관련 산업 육성
IRR(Internal Rate of Return): 내부 수익률
EBIT(Earning Before Interest and Taxes)
JVCO(Joint Venture Company)</td></tr>
<tr><td>내 용</td><td>• 차세대 중형터보프롭항공기
- 기본형 90석급, 파생형 70석급
 

<table>
<tr><th colspan="2">항공기 제원 및 성능</th></tr>
<tr><td>기체길이</td><td>112 ft</td></tr>
<tr><td>날개길이</td><td>97 ft</td></tr>
<tr><td>날개면적</td><td>750 ft²</td></tr>
<tr><td>동체폭</td><td>114.2 inch</td></tr>
<tr><td>최대이륙중량</td><td>71,120 lb</td></tr>
<tr><td>최대무연료중량</td><td>62,850 lb</td></tr>
<tr><td>운용공허중량</td><td>42,150 lb</td></tr>
<tr><td>유상하중</td><td>20,700 lb</td></tr>
<tr><td>엔진출력</td><td>2 × 5,000 shp</td></tr>
<tr><td>항속거리</td><td>1,000 nm</td></tr>
<tr><td>순항속도</td><td>Mach 0.58</td></tr>
</table>
• 시장요구도 및 목표 (mini MR&O)
<table>
<tr><th>항목</th><th>시장요구</th><th>비고</th></tr>
<tr><td>이륙 거리</td><td>4,819ft @ SL ISA</td><td>운용가능 공항 최대확보</td></tr>
<tr><td>만석 시 운항거리(nm)</td><td>1,000nm</td><td>최적 운용거리 4~500nm</td></tr>
<tr><td>속력 (구간 시간)</td><td>360kts</td><td>500nm에서 Jet와 5~10분 차이</td></tr>
<tr><td>상승 시간</td><td>14min (20,000ft)</td><td>Jet와 동일</td></tr>
<tr><td>운용 비용</td><td>COC 20% 절감</td><td>300nm 이하에서 Q400 대비</td></tr>
<tr><td>객실 공간</td><td>4열 배열</td><td>기존기종 동일수준</td></tr>
<tr><td>신뢰성</td><td>EIS시: 99.0%;
EIS이후 2년: 99.6%</td><td>Boeing 수준</td></tr>
<tr><td>소음</td><td>내부: 76dB,
외부: ICAO Stage Ⅳ 규정보다 20dB이하</td><td>터보프롭 단점보완</td></tr>
</table>
• 현재(2012)년 1차년도이며, 개발후보형상 결정 및 JV 설립 및 운영방안 수립에 대한 연구가 수행중임.</td></tr>
</table>

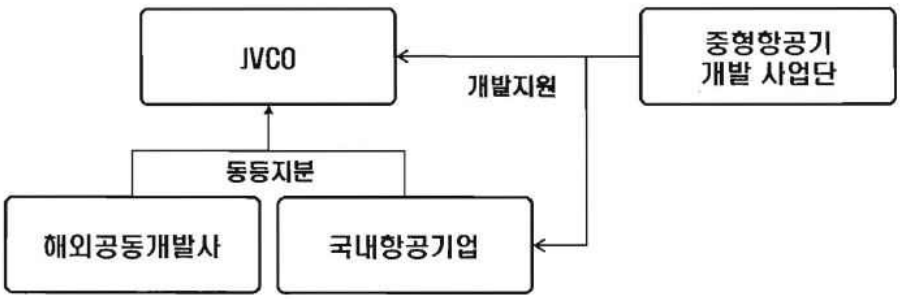


• 세부과제 구성



• 국제공동 개발계획

- 글로벌 판매망 및 후속지원 가능한 해외업체와 동등지분으로 공동개발
- 국내 컨소시엄과 해외 파트너사가 공동출자해 JVCO(조인트벤처)를 설립
- JVCO가 본개발 이후 사업 주도



○ 본 과제는 지식경제부 지원 하에 외국의 선진항공사와 공동으로 100인승 규모의 터보프롭 중형항공기를 개발하는 것으로 Joint Venture 설립 등 초기 단계에 있으므로 구체적인 과제 내용을 파악하는데 어려움이 있음.

○ 현재까지 알려진 바로는 Joint Venture가 우리나라가 아닌 외국에 본사를 두는 것으로 되어 있는 바, 이 경우에는 중소형항공기 국산화기반 구축연구의 최대 목표인 미국과의 Part 25급 BASA IPA 체결은 불가함. 다만 중형기 최종 조립장을 국내에 두는 것으로 계획하고 있으므로 국내 생산 완제기를 해외에 수출하기 위해서는 중형기 제작에 관한 내용을 BASA IPA에 포함시키기 위한 일련의 연구가 필요할 것임.

☞ 중형기 설계에 대한 형식증명은 외국의 감항당국이 주관하여 수행하므로 본 제안과제에서 제시하는 국내 형식증명/제작증명/감항증명 대비 매우 축소된 형태일 것이므로 일부 유사성은 있으나 중복성은 매우 낮은 것으로 판단됨.

다. 국토부 : 항공안전기술개발 선진화 마스터 플랜 수립

구 분	핵심 과제명	세부 과제명
1	항공사고예방 기술개발 (정부:242억/민간:40억)	1-1. 실시간 안전진단(HUMS) 시스템 개발
		1-2. 합성비행영상시스템(SVD) 개발
		1-3. 소형항공기용 지상 충돌 경보장치 개발
		1-4. 설계 검증 기술 개발
2	항공안전평가 및 안전인증기술개발 (정부:116억/민간:17억)	2-1. 항공인증시스템 평가프로그램(ACSEP) 개발
		2-2. 미래항공인증기술 개발
		2-3. 차세대 항행시설 인증기술 및 평가 체계 개발
		2-4. 항공운항품질보증체계 기술개발
		2-5. 항공사 운항안전 감사 및 평가시스템 개발
		2-6. 항공운항 성능측정 및 평가 시스템 개발
3	항공기급 BASA 체계구축 및 시범사업인증 (정부:305.5억)	3-1. 소형항공기급 BASA 체계구축 및 시범사업 인증
		3-2. 항공기 기술기준 및 계속감항성 유지 체계 개발
		3-3. 항공용 S/W 인증기술 개발

4	항공기급 BASA 체계구축 및 시범사업인증 (정부:305.5억)	4-1. 소형항공기급 인증기 개발
		4-2. 항공기 인증-설계 통합기술 개발

○ 3-1. ‘소형항공기급 BASA 체계구축 및 시범사업 인증‘과제에 대한 세부내용은 다음과 같다.

과제명	소형항공기급 BASA 체계구축 및 시범사업 인증
1. 연구 목표	
	○ 항공기급 BASA체결을 위한 FAA와 동등한 인증체제 및 인증절차 개발 ○ 소형항공기급 인증수행 인력의 양성 및 국제적 수준의 인증기술 확보 ○ 소형항공기급 BASA 체결을 위한 시범사업 인증
2. 연구 필요성 및 기술동향	
□ 연구의 필요성	○ 국산 개발 항공기 수출을 위해서는 미국과의 BASA 체결이 필수 ○ 미국과의 소형항공기급 BASA 체결조건 충족을 위한 개발이 필요 ○ 국내 독자 개발 소형항공기 및 부품에 대한 해외수출 기반 조성 ○ 수송 급 항공기로 BASA범위 확대를 위한 국가적 항공기인증기반 조성
□ 기술동향	< 국 내 > ○ 항공기등의 형식증명(승인), 부가형식증명, 제작증명, 기술표준품 형식승인 및 성능 및 품질검사 위임기관으로 한국항공우주연구원 항공우주안전・인증센터가 지정됨. ○ ‘10년 FAA와 시범인증 협력을 통해 FAA와 동등한 수준의 항공기 인증시스템을 구축하기 위한 발판을 마련 < 국 외 >

○ 국의 경우는 외국의 인증 신청에 대하여 자국에 부당한 비용부담(Undue Burden)이 되지 않는 범위에서, 신청 외국이 미국과 동등한 수준의 인증체계를 갖추고 있는지에 대해 평가하여 미국 내로의 수입을 규제함으로서 자국의 공공의 안전 확보와 산업을 보호

○ 유럽은 EU 국가들이 유럽항공안전기구(EASA)를 구성하여 협정국간에 공동으로 다음과 같이 인증을 지원
- 프랑스는 감항당국, 산하기관, 국방부 소속 시험평가센터에서 설계승인, 생산품 관련조사, 정비, 항공기 비행시험을 포함한 안전성 평가를 수행
- 독일은 최첨단 평가·분석 장비 및 평가규격 등에 대한 인프라를 구축하고, 정부와 민간 공동 투자 연구기관을 활용하여 항공기에 대한 인증 평가를 지원

3. 연구 내용

□ 연구내용

○ 국내외 법적 요건 분석 및 관련 국내법규 정비

○ 소형항공기 인증을 위한 기술기준 개발 및 정비

○ FAA와의 국제협력프로그램 수립, 이행

○ 항공기 안전에 관한 분야별 인증기술 확보

○ 인증수행 전담 인력의 양성 및 확보

○ 소형항공기 BASA 추진을 위한 시범사업 인증

○ BASA 기술평가 수검 및 BASA IPA 개발

□ 보고서 제출

○ 중간보고서 : 협약일로부터 42개월 경과 시점
○ 최종보고서 : 협약 종료 시점

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략

○ 소형항공기급 BASA 시범사업 인증기 개발 및 인증절차 수행을 통한 BASA 체계구축

○ BASA체결을 통한 FAA와 동등한 인증체계 및 인증절차 확보

	○ 산학·연 역할분담 및 공조체제에 의한 연구개발 추진체계의 효율화 ○ 특정분야에 있어 국내외 공동 또는 위탁을 통한 연구 수행 ○ 항공선진국과의 연구협력 체제 구축을 통하여 국제적인 연구 교류의 활성화 추진 ○ 해외연구기관을 활용한 해외기술조사, 기술연수 및 기술도입, 공동연구 등을 추진
5. 연구기간 및 지원예산	
	○ 총 연구 기간 및 총 연구비 - 총 연구기간 : 2007년 ~ 2013년 (7년) - 총 연구비 : 160.98억 원 (정부 출연금 : 160.98억 원, 기업 부담금 : 0억 원)

○ Part 23급 항공기 인증에 관련된 과제로 인증체계 및 인증기술 개발을 포함하나 '중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축'에서 인증받고자 하는 주체와 기술적 난이도 및 시장성이 다르게 나타나며 인증/제작/시험 인프라 구축을 함으로 본 제안사업과 중복되지 않음.

○ 4-1. '소형항공기급 인증기 개발'과제에 대한 세부내용은 다음과 같다.

과제명	소형항공기급 인증기 개발
1. 연구 목표	
	○ 국내 및 동북아 항공교통수요에 대비한 차세대 항공교통수단으로서 민간 항공기 개발 시 인증 및 시험 등에 필요한 필수 핵심기술을 개발 ○ 항공기급 상호항공안전협정(BASA) 체결 추진에 필요한 미항공국(FAA)의 기술적 평가를 위해 수행되어야 하는 FAR23 을 충족하는 시범인증(Shadow Certification)용 항공기 개발 ○ 세계 항공교통수요에 부응하는 항공기 개발과 국내 및 미국 인증기관의 인증 획득
2. 연구 필요성 및 기술동향	
	○ 국내 개발 민간항공기의 운용 안전성확보 및 해외 수출을 위해서

□ 연구의 필요성

는 선진국과 동등한 수준의 민간기업 인증체계 와 관련기술 확보가 필수적임

○ 소규모 공항 간 항공교통수단으로서 민간항공기의 수요가 급증하여 이에 대한 국가적 준비로 민간항공기 개발 및 인증경험 확보가 필요하며 항공기급 BASA 체결을 위해서는 시범인증(Shadow Certification)이 필수적임

□ 기술동향

< 국 내 >

○ 1990 초반 국내 개발 민항기 창공91이 건설교통부 형식증명을 취득하였으나 국제 수준에는 미흡함.
○ 항공기 인증 계획 없이 연구용 항공기로 개발하거나 개발 과정에서 인증요소에 대한 고려가 부족한 상태에서 추진되는 경우가 많음.

< 국 외 >

○ 미국은 소형항공기 시장 활성화를 위하여 GAP프로그램과 AGATE 프로그램을 병행하여 수행 중임.
○ NASA, FAA, NACM은 2001년부터 2005년까지 69백만 불을 투자하여 SATS 프로그램을 수행함.

3. 연구 내용

□ 연구내용

○ 개념 정의/기술 위험도 완화 연구

○ 개발 관리
- 엔진, 항공 전자, 주요장비, 구조물등 공급업체의 투자 유도 및 도입 관리
- 소요 장비 구매 및 유지 관리
- 항공기 제작사 인증 체계 구축

○ 체계 개발
- 기본설계(외형설계, 내부 배치 설계, 성능해석, 형상 확정, 형상관리 등)
- 공력해석(전산유체해석, 추가풍동시험, 조종안정성 해석, 등)
- 구조해석(중량해석, 플러터해석, 하중해석, 손상허용해석, 물성치 확보 시험, 등)
- 구조 설계(동체, 날개, 꼬리날개,등)
- 세부 계통 설계 및 해석(착륙장치, 산소, 환경제어, 비행조종, 엔진, 전기, 배선, 항공전자, 등)

- 제품 보증 해석(신뢰성, 안전성, 정비성 해석, 등)

○ 시험 평가
- 지상 시험(정하중시험, 피로하중 시험, 시편시험, 계통시험, EMI/EMC 시험, 지상진동시험, 등)
- 비행 시험(비행시험준비, 기본 비행 시험, 기능 및 신뢰성 확인 시험 등)

○ 최종 조립
- 엔진장착, 장비 장착, 동체 및 날개 조립등 항공기 완성
- 비행시험용 시제기 3대(1대는 양산용 항공기를 비행시험 충당용으로 일부 사용하므로 실제 비행시제기는 2대임)
- 지상시험 시제기 2대(정하중, 피로하중 시험용)

○ 시제 제작

○ 인프라 구축(Infrastructures)

□ **보고서 제출**	○ 중간보고서 : 협약일로부터 3개월 경과 시점 ○ 최종보고서 : 협약 종료 시점

4. 연구개발 추진방법

□ **추진전략**

○ “항공기 안전 인증기술 개발” 과제와 진행일정을 효율적으로 연계하여 국내 항공기 인증 획득과 BASA 체결을 위한 항공기 제조사 인증 체계를 구축하고 미국 형식증명 획득의 발판을 마련
- 시장조사 및 마케팅 분석을 통하여 목표성능을 구체화 하고 항공기 제작원가 절감 방안 연구등을 통하여 연구 종료후 시장진입이용이 하도록 추진

○ 추진체계
- 산·학·연 역할분담 및 공조체제에 의한 연구개발 추진체계의 효율화
- 특정분야에 있어 국내외 공동 또는 위탁을 통한 연구 수행
- 항공선진국과의 연구협력 체제 구축을 통하여 국제적인 연구교류의 활성화 추진
- 해외연구기관을 활용한 해외기술조사, 기술연수 및 기술도입, 공동 연구 등을 추진

	○ 사업수행자격 - 항공기 체계 개발 경험을 보유한 항공기 제조사로 형식 증명, 생산증명 및 계속 감항성 증명 체계구축에 적합하여야 함.
5. 최종 성과물	
□ 주요 최종성과물	○ 최종 보고서 ○ 소형기 시제품 ○ 소형기급(FAR Part23급) 인증 기술
6. 연구기간 및 지원예산	
	○ 총 연구 기간 및 총 연구비 - 총 연구기간 : 2007년 ~ 2012년 (6년) - 총 연구비 : 580.41억 원 (정부 출연금 : 580.41억 원, 기업 부담금 : 0억 원)

○ 소형항공기(Part 23급) 인증기 개발에 관련된 과제로 개발 관리, 체계 개발, 시험 평가, 최종 조립, 시제 제작을 포함하나 '중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축'에서 개발 하고자 하는 Part 25급 항공기를 개발하면서 국내 주도의 제작/시험/인증 인프라 확보를 목적으로 하여 본 제안사업과 중복되지 않음.

유사/중복성 검토결과
• 우리나라는 Part23급 소형 항공기에 대해서 개발을 수행한 바 있다. 이는 항공안전 기술개발사업의 일환으로 BASA 체결을 목적으로 개발된 인증기이다. 본 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 과제는 국내에 제작/시험/인증 인프라 확보를 목적으로 하는 과제로 중복성이 없음. • 차세대 중형항공기 핵심기술개발 사업은 70/90인승 터보프롭 중형기를 개발하는 사업으로 Joint Venture 설립을 통해 외국 업체와 합작을 내용으로 한다. 인증에 대한 구체적 방안이 다르게 나타나며,

다. 지식경제부 - 품질인증 기술기반 구축사업

○ 지식경제부 지원 하에 2003년부터 2008년까지 기술표준품의 설계, 제작, 운용 및 수출에 필요한 국가적인 부품 인증체계를 구축하기 위한 항공기품질인증 기술기반 구축사업을 수행하였으며 그 주요 내용은 다음과 같음.

○ 항공기 품질인증체제 구축

사업내용	사업범위 등
○ 항공선진국의 부품인증 체제 연구	- 항공선진국의 부품소재 인증, 기술표준품 인증, 품질시스템 등의 법적인 인증제도 및 규정분석
○ 기술표준품 기준 개발	- 기술표준품의 적합성 입증을 위한 최소성능표준(MPS)의 개발
○ 부품인증 정보시스템 개발	- 항공기용 부품의 인증 관련 국내외 동향 및 인증기술정보 보급에 필요한 웹사이트 구축

○ 부품인증 전문가 양성

사업내용	사업범위 등
○ 부품인증 전문가 양성 교육과정 개발	- 항공산업체, 연구기관, 대학 등을 대상으로 하는 부품인증 초급과정 개발 - 항공산업체의 부품인증 전문가 양성을 목적으로 하는 중급 및 고급과정 개발
○ 기술표준품 BASA 추진 실무요원 전문화 교육	- 기술표준품 BASA 체결을 위한 기반구축 및 인증전문가 양성 담당 실무요원에 대한 국내외 전문화 교육 : FAA, Cranfield Univ., SAA 등
○ 해외 전문가 자문	- 부품 적합성 평가 실무기술 습득을 위한 인증기술자 자문 - 부품인증체제 구축 및 기술표준품 BASA 추진을 위한 전문가 자문

○ 상호항공안전협정(BASA) 체결

사업내용	사업범위 등
○ BASA 추진체계 구축 (기술표준품급)	- 담당 TFT 구성 - BASA 추진위원회 구성 : 산자부, 건교부, 주관기관, 시범업체(금호산업) - BASA 실무위원회 구성 : 주관기관 및 산업체 실무요원
○ BASA 시범사업 모의인증 및 기술평가 수행	- 산업체 인증시스템 구축, 인증시험평가, 인증문서화 등에 대한 기술지원 수행 - 시범사업에 대한 모의인증 및 기술평가 : 인증 기술회의 : 설계 적합성 평가 및 합치성 검사

사업내용	사업범위 등
	: 품질시스템 및 계속감항성체계 평가
○ BASA 체결 추진 (기술표준품급)	- FAA 방문 BASA 추진에 대한 협의 - 상호 이해회의(Familiarization) - 기술평가(Technical Assessment) - 이행절차공동개발(Co-development the IP's) - 행정협정(Executive Agreement) - 이행절차(IP) 서명 및 BASA 고시

☞ 동 과제는 항공기부품에 해당하는 기술표준품 인증시스템 구축, 기술표준품 시범인증 및 기술표준품급 BASA IPA 체결을 추진하는 내용으로 Part 25급 중소형항공기의 인증을 주요 내용으로 하는 본 사업과는 중복되지 않으며, 최종 목표도 명확하게 차이가 있음.

2. 국외 유사과제 분석

가. IAI社사의 FAR Part 25급 비즈니스 제트기 개발

<table>
<tr><th>구 분</th><th>내 용</th></tr>
<tr><td>연구 배경</td><td>• 전세계 인구의 증가로 항공 운송량 증가로 인해 항공기의 보급이 증가하고 있음.
• 비즈니스 제트기 시장은 2011년~2030년까지 24,000대가 보급될 것으로 예상됨.
• Super Light급: 경쟁기종 2대 (Cessna XLS+, Learjet 45XR)
• Super Midsize급: 경쟁기종 5대 (Challenger 300, Hawker 4000, Ciatation Ten, Learjet 85, Legacy 500)</td></tr>
<tr><td>연구 내용</td><td>• Super Light급:
<table><tr><td>Max TOW</td><td>20,000 lbs</td></tr><tr><td>Passengers</td><td>2 + 8 / 10</td></tr><tr><td>IFR Range</td><td>2,200 nm</td></tr><tr><td>Max Speed</td><td>460 ktas</td></tr><tr><td>Certification</td><td>FAR25</td></tr></table></td></tr>
</table>



• Super Midsize급:

MTOW	52,000 lbs
BOW	28,000 lbs
Payload (max.)	5,000 lbs
Fuel (max.)	22,000 lbs
Seats	2 + 12 / 14
Range (4pax, NBAA IFR)	4,800 nm
Cruise Speed	M 0.85
Balanced Field Length (SL,ISA)	< 5,000ft



○ 이스라엘 IAI社는 다양한 항공기 개발/인증 경험을 바탕으로 비즈니스제트기 시장에 진입하여 FAR Part 25급 항공기 개발을 수행중임. 현재 Super Light급과 Super Midsize급의 항공기 개념 설계를 수행하였음.

나. 중국의 ARJ 21-700 / C919 비행기(Part 25급) 개발 및 미국과의 BASA IPA 확대 추진

○ 개발 동향

- 중국 감항당국인 CAAC는 1954년 제1차 인민회의에서 현재의 명칭으로 개칭되었으며 1988년부터 행정 및 규제기관의 역할을 수행하고 있음(중국민항을 분할하여 복수민항 시대를 열고 항공사의 관리는 재무부로 이관함).

- CAAC는 항공기 감항인증 조직으로 항공기적항인증(사)를 두고 있으며, ARJ(70～90인승) 및 C919(150석) 등의 형식증명 업무 전담 형식증명 수행 인력으로 2010년 5월 기준 약 150여명을 두고 있음. 이외에 해외 공급업체 인증에는 외국과의 BAA/BASA를 적극 활용하고, 자국내 인증에는 자체 위임제도를 활용하고 있는 것으로 파악됨.
- 중국 CAAC는 “Transport Aircraft Certification System Enhancement” Project를 추진하면서 2005년도에 미국 무역개발국(Trade Development Agency)에 “CAAC Transport Aircraft Certification System Enhancement” Project Phase 2에 대한 Grant Application을 제출한 바 있으며 그 주요 내용은 아래와 같음.
- Grant Agreement에 상호 서명 및 총 126만6천불의 예산 중 60만불을 Phase 2 Project에 사용 합의
  * Practical OJT를 통하여 CAAC의 Aircraft Airworthiness Division(AAD)의 전반적인 기술능력을 제고
  * 12명의 미국 인증전문가 및 기술전문가가 CAAC의 Type Certification Team(TCT)과 공동으로 근무
  * 워크숍 및 Classroom style training을 통해 ARJ 21과 같은 현대적이고 복잡한 항공기의 기술분야에서 습득한 Guidance and Lessons를 제공
- Phase 1 Project 기간 중 3명의 independent U.S. consultants가 고용되어 CAAC의 수송급 항공기의 형식증명시스템을 독자적으로 연구하고 CAAC는 그 결과보고서를 자원확보 및 조직 변경 목적에 적용하였음.
- CAAC의 ARJ 21 Certification Process에 대한 FAA 지원을 아래와 같이 받는 것으로 합의하였음.
  * 2005년 초에 ARJ 21의 MOC를 공동 검토하기 위한 회의 개최
  * 2006년도에 상하이 및 베이징에 주재사무소 개설
  * FAA는 미국 Supplier가 생산하는 품목의 합치성검사를 지원
- 또한 아래와 같이 ARJ 21 Group을 조직하고 운영하였음.
  * Honeywell, Parker, GE, Rockwell Collins, Hamilton Sundstrand, Eaton사와 같은 11개 주요 협력업체 및 미국정부가 참여(2004년)

○ 정기 회의를 통한 협의/협력

○ 미국과 진행 중인 BASA IPA 체결/확대 Project 동향
- “중국 항공 산업을 대규모 산업에서 강한 산업으로 전환”이라는 전략적 목표를 달성하기 위하여 항공기인증시스템의 개선이 5차년사업 및 CAAC 2020 비젼이 추진되고 있음. 중국은 항공산업에서의 국제적 협력이 대세적 흐름이며, 중국항공산업이 국제적 협력과 국제적 경쟁을 전개해나가고 있음을 인식하고 있으며, ARJ21을 기반(플랫폼)으로 하여 FAA와 CAAC의 협력을 증진하고, FAA에 “시범인증사업 (Shadow Certification)”을 시의적절하게 수행할 것을 촉구하며, 현재의 BAA를 수송급 비행기를 포함하는 BASA로 확대를 추진하고 있음.
- Part 23급 추진 이력
  * 1970년 중국감항당국(CAAC)내에 인증관리를 위한 기술분과(Engineering Depart

ment) 구성

* 1985년 FAA와 협력으로 MD 82/90 비행기의 조립라인에 대한 검사 및 감독 시작
* 1991년 10월 상호감항성협정(BAA) 체결.(항공기용 타이어)
* 1992년 9월 Part 23 비행기(Harbin Y-12 IV, 쌍발 터보프롭 Commuter급)를 대상으로 FAA에 상호감항성협정 확대를 신청.
  : Y-12II 최초 비행 1984년 8월 16일, 1985년 CAAC 형식증명 획득. Y-12 IV는 FAA TC를 위해 FAR Part 23 충족하도록 설계 변경된 모델.
* 1994년 7월 CAAC 형식증명 획득
* 1995년 3월 FAA 형식증명 획득, 상호감항성협정 범위 Part 23급 확대

- Part 25급 추진 이력

* 2003년 ARJ21-700 Regional Jet 과제시작을 위해 항공기인증체계 보강시작
* 2003년 1월 CAAC 형식증명 신청
* 2003년 9. 25 ~26 예비 형식증명위원회의(TCBM)
* 2005년 6월 CAAC 제작증명 신청
* 2005년 10월 21일 미국-중국 BASA EA 서명
* 2005년 12월 중간 형식증명위원회의(TCBM)
* 2006년 1월 26일 FAA TC 신청을 위한 사전회의
* 2006년 9월 비행시험전 형식증명위원회외(Pre-flight TCBM)
* 2007년 1월, 수송기급 비행기인증 조직 구성
  : 상하이 소재 AACC(Aircraft Airworthiness Certification Center) 설립
* 2007년 12월, 회전익항공기 및 소형급 비행기 인증 조직 구성
  : 심양 소재 AACC(Aircraft Airworthiness Certification Center) 설립

- ARJ 21 인증 현황

* 2008년 11월 28일 최초 비행
* 2009년 FAA 기술평가에 대한 비용부담협정 (Annex 10)
* 2010년 11월 날개에 대한 정적시험 중 극한하중 시험 실패
  : 비행시험프로그램 관련 비행하중선도에 제한(Limit) 및 프로그램 2011년 말로 프로그램 지연 발표
* 2011년 정적시험, 플러터시험, 측풍시험 완료
* (2013 예정) 중국 형식증명서(TC) (최초 계획 2010)
* (미정) BASA IPA 서명
* (미정) 미국 FAA 형식증명서

표 36 ARJ 개발 동향 개요

기종	좌석수	런치	초도비행	형식인증	납품개시	취항개시	비고
ARJ21-700	85	2002.09 계획발표	2008.11.28	(2013)	(2013)	(2013)	개발중 (309기 주문+20기 옵션)



그림 56. ARJ 21-700

ARJ21-700 (ST, ER) 90~100좌석 좌석수 : 85 최대 순항 속도: M=0.80 ST Range: 1200nm ER Range: 2000nm	ARJ21-900 화물기 및 비즈니스 젯 좌석수 : 105 최대 순항 속도: M=0.80 ST Range: 1200nm ER Range: 1800nm

다. 일본의 MRJ 70 비행기(Part 25급) 개발 및 미국과의 BASA IPA 확대 추진

○ 일본 항공국은 국토교통성의 조직의 일부로서 총정원은 6,903명이며, 항공기 감항증명, 형식증명, 사업장의 인증 등과 관련된 업무는 항공국 기술부(Engineering Department)의 항공기 안전과에서 담당하고 있음.

○ 항공기기술검사센터(AECC, 航空機技術審査センター) : 일본항공국은 일본의 형식증명 역량을 강화하고자 2004년 4월 1일 나고야에 항공기기술검사센터(AECC)를 설립하였음. 항공기기술검사센터는 일본내 항공기 개발 시의 형식증명을 중심으로 업무를 수행함. 전 세계적으로 운용되는 일본이 설계국인 항공기의 정비방식의 재검토, 사고 및 문제에 대한 사용자 요청에 대응하기 위한 설계검토 업무를 수행함.

○ 2004년 설립시 항공기기술심사관 17명으로 시작하였으며 각 기술분야에 대한 전문적 심사를 수행하면서 MRJ의 개발 진척에 맞추어 조직을 강화하였는바, 2011년 4월 기준 73명 (Flight Test Pilot/Engineers는 포함되지 않은 숫자임)으로 구성되어 있음.

○ 일본과의 BASA IPA 체결 및 FAA TC 추진동향 :
- YS - 11 수송급비행기 기반으로 체결된 BAA를 BASA로 전환, 체결(2009. 4. 27)
- MRJ는 BASA에 기반하여 FAA TC를 신청(2009년)하였으며 현재 일본 형식증명과 함께 FAA의 수입항공기에 대한 형식설계검증(TC Validation)이 수행 중.

○ 일반적으로 BASA 체결을 위해서는 기술평가가 성공적으로 종료되어야만 행정협정(EA)과 감항성이행절차(IPA)에 대한 협의를 수행하는 것이 미연방항공청의 일반적인

방침임. 일본의 경우, BAA 단계에서 수송기급에 대한 평가능력을 YS-11으로 인정받아 시범사업 평가 과정없이 BASA 체결됨. MRJ는 BASA에 기반한 FAA TC 획득을 위한 최초 항공기 형식임.

MRJ70

		MRJ70STD	MRJ70ER	MRJ70LR
Passengers		78 (Typical single class)		
External Dimensions (LxWxH)	m (ft)	33.4×29.2×10.5 (109.6×95.9×34.4)		
Engine Thrust	kN (lbf)	69.3 (15,600)×2		
Maximum Takeoff Weight	kg (lb)	36,850 (81,240)	38,995 (85,969)	40,200 (88,626)
Maximum Landing Weight	kg (lb)	36,200 (79,807)	36,200 (79,807)	36,200 (79,807)
Range (@Full Passenger Payload)	km (nm)	1,530 (820)	2,730 (1,470)	3,380 (1,820)
Maximum Operating Mach Number		M 0.78	M 0.78	M 0.78
Takeoff Field Length (MTOW, SL, ISA)	m (ft)	1,450 (4,760)	1,620 (5,320)	1,720 (5,650)
Landing Field Length (MLW, Dry)	m (ft)	1,430 (4,700)	1,430 (4,700)	1,430 (4,700)

MRJ90

		MRJ90STD	MRJ90ER	MRJ90LR
Passengers		92 (Typical single class)		
External Dimensions (LxWxH)	m (ft)	35.8×29.2×10.5 (117.4× 95.9×34.4)		
Engine Thrust	kN (lbf)	78.2 (17,600)×2		
Maximum Takeoff Weight	kg (lb)	39,600 (87,303)	40,995 (90,378)	42,800 (94,358)
Maximum Landing Weight	kg (lb)	38,000 (83,776)	38,000 (83,776)	38,000 (83,776)
Range (@Full Passenger Payload)	km (nm)	1,670 (900)	2,400 (1,290)	3,310 (1,780)
Maximum Operating Mach Number		M 0.78	M 0.78	M 0.78
Takeoff Field Length (MTOW, SL, ISA)	m (ft)	1,490 (4,890)	1,600 (5,250)	1,740 (5,710)
Landing Field Length (MLW, Dry)	m (ft)	1,480 (4,860)	1,480 (4,860)	1,480 (4,860)

그림 57. MRJ 주요 제원

- Part 25급 BAA 추진 이력
  * 1960년 1월 YS-11 형식증명 신청
  * 1962년 7월 15일 FAA 형식증명 신청
  * 1963년 2월 1일 미-일간 상호감항성협정(BAA) 발효
  * 1963년 ~ 1964년 FAA 평가
  * 1964년 8월 25일 JCAB 형식증명 획득
  * 1965년 9월 7일 FAA 형식증명 획득
  * 1977년 11월 29일 상호감항성협정(BAA) 범위 확대 체결
- Part 25급 BASA 추진 이력
  * 2002년 BAA를 BASA 전환하기 위한 협의 시작
  * 2007년 BASA 문안 협의 시작
  * 2009년 FAA TC 신청 (MRJ)
  * 2009년 4월 27일 BASA EA/IPA 체결
- MRJ 개발 및 인증 현황
  * 2009년 12월 22일 Technical Manual 개발지원사로 SAAB사 선정
  * 2010년 7월 19일 MRJ Training Program 개발 및 이행에 CAE와 협약체결
  * 2010년 EASA TC 신청 (MRJ)
  * 2011년 4월 4일 Europe Salea Office 설치
  * 2011년 6월 22일 고객지원 및 고객서비스 파트너로 Boeing 선정
  * 2011년 12월 22일 MRJ 시뮬레이터 비행성공
  * 2012년 5월 7일 MRJ 엔진(PW1217G) 개발 비행시험

* 2012년 9월 25일 항공기 설계 검사(Design Inspection) 인가
(※일본 항공법 제20조에 의한 설계능력 및 설계후 검사능력 관련 조직위임 평가)
* 2013년 3분기 초도 비행 (최초 계획 2012. 2Q)
* 2015년 형식증명/납품개시/취항개시 (최초 계획 2014)

표 37 일본 MRJ 개발 동향 개요

기종	좌석수	런치	초도비행	형식인증	납품 개시	취항 개시	비고
MRJ 70 MRJ 90	70 90	2008.3.28	(2013.3Q)	(2015)	(2015)	(2015)	개발중 (165기 주문 +160기 옵션)

5절. 연구개발 인프라 분석

1. 국내 항공산업 인프라

○ 중소형항공기(Part 25급) 인증, 시험, 제작 인프라 구축 및 인증 시제기 개발 연구의 체계적인 수행은 국내 항공관련 기업, 국책 연구기관, 학계 및 정부관련 부처 등 관-산-학-연의 긴밀한 협력이 필요함.

○ 항공산업의 특징으로 (국가 기술역량의 총화) 항공산업은 첨단기술이 융·복합된 시스템 산업으로 국가의 기술수준과 산업 역량을 종합적으로 구현됨.
- 최신항공기는 경량소재, 전자제어, 인공센서, 무선통신 기술과 항공기술의 융합체
- 항공산업의 국가브랜드 가치는 반도체, 핸드폰, 자동차 등 타산업보다 월등

○ 항공산업은 (기반산업 연계) 기계·자동차·IT 등 기반산업*과 연관도 높음.
- 우리나라는 기반산업 경쟁력이 우수하여(세계순위 : 기계 9위, 자동차 5위, 반도체/휴대폰 1위 등) 항공산업의 발전 잠재력 충분

○ 그림 55.는 항공기 주요 부품별 관련 산업을 나타낸 그림임. 항공기의 모든 부품은 우리나라 산업계에 다방면에서 활용이 가능함.

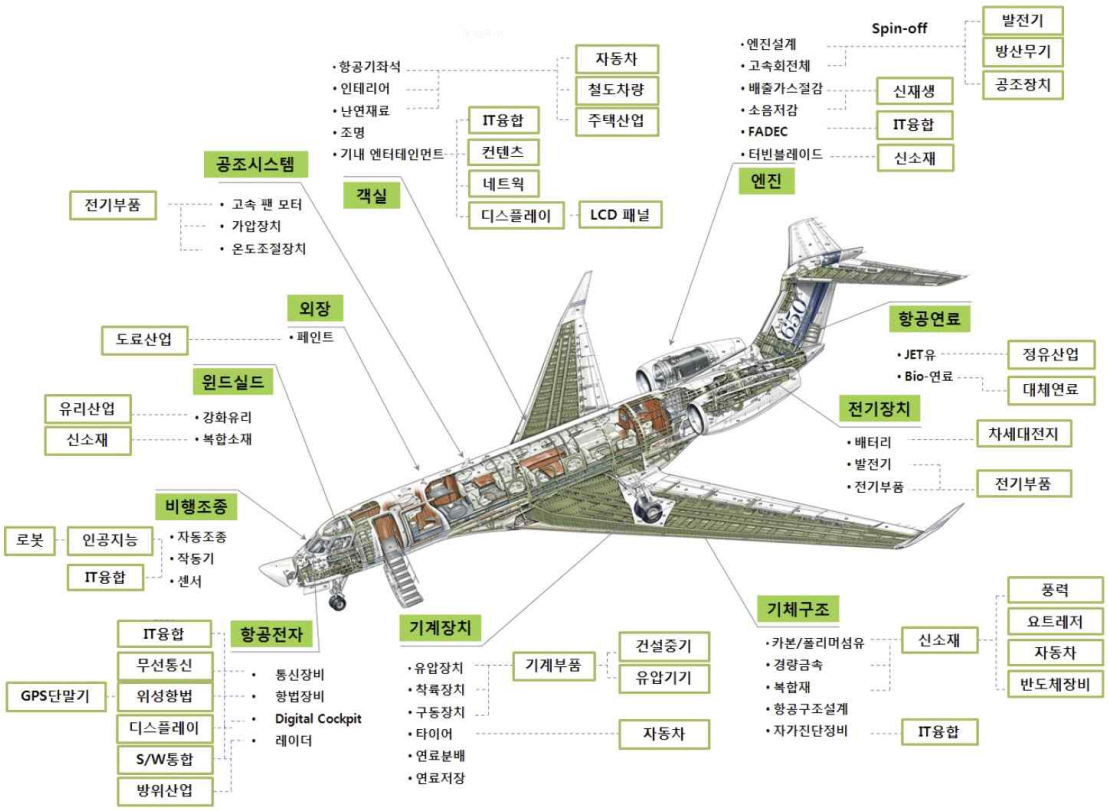


그림 58. 항공기 주요 부품별 관련 산업

○ (인력수급현황) 산업규모 對比고급인력 공급은 안정적이나, 인력 수요는 상대적으로 부족

- 주요 12개大(서울대, KAIST, 인하대, 항공대 등)에 항공관련학과가 설치 (2,000명 재학) 되어, 연간 석박사 100여명, 학사 300여명 배출
- ‘08년 배출인력의 33%(135명)가 항공관련 주요 기업 및 연구소에 취업

○ 연구개발 인력은 전체인력의 17%*를 차지하고 있으며, 대기업(19.6%), 벤처기업(12.6%), 중소기업(12.3%) 순

- 기계(10.2%), 자동차(7.0%), 조선(6.4%) 산업 대비 높은 수준(KIET, 2008)

2. 항공기등의 인증 전문검사기관

○ 우리나라는 항공법에 의거 항공등의 인증을 위한 전문검사기관을 지정, 고시하고 있으며 현재 한국항공우주연구원(항공우주안전인증센터)가 전문검사기관으로 지정되어 국내 항공제품의 인증을 위한 검사업무를 국토해양부로부터 위임받아 수행하고 있음.

○ 항공우주연구원은 전문검사기관으로서 1999년도부터 국내 도입되는 항공기등에 대한 형식증명승인을 위한 인증업무를 시작으로 2003년도부터 2008년도까지 미국과 기술표준품에 대한 BASA IPA를 체결하기 위한 항공기용 타이어의 시범사업 인증 및 기술표준품급 BASA IPA 체결업무 그리고 2008년도부터 현재까지 Part 23급 소형항공기에 대한 시범사업 인증 및 Part 23급 BASA IPA 체결을 위한 업무를 수행하고 있음.

○ 항공우주연구원이 전문검사기관으로서 경험한 주요 인증업무는 다음과 같음.

○ 형식증명승인

- 국내 도입되는 외국 설계 항공기, 엔진, 프로펠러에 대해 외국 감항당국이 수행한 형식증명의 적절성을 우리나라 감항기준에 따라 평가 및 수락 여부를 확인하는 것으로 주요 수행실적은 다음과 같음.

구분	제작사 및 주요 기종	총 수행건수	
항공기	Airbus (A380-861, A330-223, A321-231 등)	6	88
	Aircraft Industries a.s. (L-410UVP-E20)	1	
	Avion de Transport Regional	3	
	Bombardier Inc. (BD-700-1A10, DHC-8-400)	2	
	Cessna Aircraft Company (Model 172, 182, 525 등)	11	
	Cirrus Design Corp. (SR20, SR22)	2	
	Diamond Aircraft Industries GmbH (DA40D, DA42NG)	2	
	Diamond Aircraft Industries Inc. (DA20-C1)	1	
	EXTRA (EA 300/LT)	1	
	Fokker Service (F28 Mk0100)	1	
	Gulfstream Aerospace Corporation (GV-SP)	1	

	Hawker Beechcraft Corp. (Hawker 750, 900XP 등)	5	
	M7 Aerospace LP (SA227-DC)	1	
	Piper Aircraft, Inc. (PA-44-180)	1	
	Raytheon Aircraft Company (C90A, C90GT, 400A 등)	4	
	The Boeing Company(777F, 747-8F, 777-900ER 등)	14	
	Agusta S.p.A (AW139)	1	
	Bell Helicopter Textron Canada (Bell 427, 429 등)	5	
	Enstrom Helicopter Corporation (280FX, 480B 등)	3	
	Erickson Air-Crane (S-64E, S-64F)	2	
	Eurocopter (EC135 T2+, AS355 F1, EC225 LP 등)	9	
	Kaman Aerospace Corporation (K-1200)	1	
	Kamov Company (Ka-32A, Ka-32A11BC)	2	
	Mil Moscow Helicopter Plant JSC (Mi-2, Mi-171)	2	
	PZL-Swidnik S.A. (PZL SW-4)	1	
	Robinson Helicopter (R22 Beta, R44 II)	2	
	Sikorsky Aircraft Corporation (S-76C, S-92A 등)	4	
엔진	Austro Engine GmbH (E4)	1	95
	CFM International Inc. (CFM56-7B)	1	
	Engine Alliance (GP7270, 7277)	2	
	General Electric Company (GEnx-2B67B, CT7-8F5 등)	18	
	Honeywell International Inc. (TFE731-5BR 등)	4	
	International Aero Engines (V2533-A5, V2530-A5 등)	8	
	Klimov Scientific and Industrial (TB3-117BMA02 등)	2	
	Lycoming Engines (AEIO-580-B1A, O-235-N2C 등)	11	
	Pratt & Whitney (PW4168A-1D, JFTD12A-5A 등)	8	
	Pratt & Whitney Canada (PW150A, PT6A-114A 등)	10	
	Rolls-Royce Corporation (250-C47B, 250-C20R/2 등)	4	
	Rolls-Royce Deutschland (BR700-710C4-11 등)	4	
	Teledyne Continental Motors (TSIOF-550-K 등)	5	
	Thielert Aircraft Engines (TAE 125-02-99 등)	2	
	Turbomeca (Arriel 2S2, Arriel 1D1, Makila 2A 등)	11	
	Walter (M601E-21, M601E, M601F)	3	
	Williams International (FJ44-1AP)	1	
프로펠러	AVIA Propeller Ltd. (V510)	1	25
	Dowty Propellers (R408/6-123-F/17)	1	
	Hamilton Sundstrand Corp. (14SF-11, 568F-1 등)	4	
	Hartzell Propeller Inc. (BHC-J2Y, PHC-J3Y 등)	4	
	McCauley Propeller Systems (4HFR34C(6--) 등)	9	
	MT-Propeller (MTV-6-P, MTV-9-B 등)	4	
	Sensenich Wood Propeller Co. (W69EK, W69EK7)	2	

○ 기술표준품형식승인

- 기술표준품형식승인은 국내 제작자의 설계 및 제작 전반에 대한 인증과정으로서, 기술표준품급 BASA 추진 시범사업으로 B737-400 Main Tire(금호타이어(주))에 대해 기술표준품 형식승인이 완료된 이후, B737-400 Nose Tire(금호타이어(주)) 및 항공용 대기자료 컴퓨터(퍼스텍(주))에 대한 인증을 완료하였으며, 현재 LIG 넥스원(주)에서 개발 중인 항공용 다목적 화면표시기에 대한 기술표준품 형식승인이 진행 중에 있음. 완료되었거나 진행 중인 기술표준품형식승인 과제를 통해 확보한 주요 인증인프라는 다음과 같음.

기술표준품(제작자)	인증인프라 구축/확보 세부 내용
B737-400 Main Tire (금호타이어)	- 기술표준품형식승인 인증체계 확보 - 설계 적합성(정적시험 및 동력계시험) 인증기술 확보 - 생산승인 체계 구축
B737-400 Nose Tire (금호타이어)	
대기자료 컴퓨터 (퍼스텍(주))	- 소프트웨어 인증체계 구축 및 인증기술확보 - 콤플렉스 하드웨어 인증기술 확보 - 구성품 수준 안전성평가 기술 확보
항공용 다목적 화면표시기 (LIG 넥스원(주))	- Non-TSO Function에 대한 인증기술 개발 중

○ KC-100 소형항공기 형식증명

- 항공선진화사업의 일환으로 2008년도부터 소형항공기 형식증명을 위한 사전 검토에 착수한 후 2009년 9월 30일부로 제작사인 한국항공우주산업(주)로부터 KC-100에 대한 형식증명 신청을 접수받고 국토해양부로부터 형식증명 과제를 부여 받아 현재 형식증명을 위한 인증비행시험을 수행 중에 있음. 본 형식증명 과제를 통해 확보한 주요 인증인프라는 다음과 같음.
- 소형항공기 인증체제 및 인증절차

인증인프라 구축/확보 세부 내용
· 항공법 규정을 소형항공기 인증에 적정한 수준으로 정비 - 인증소지자의 책무 위반 시 처벌(Enforcement)에 대한 사항 - 국내 제작 항공기에 대한 초도감항증명 체계 - 국내 제작 항공기부품에 대한 감항성 승인 체계 등 · 소형항공기에 적용되는 세부 인증지침 개발 - 기술지침서 1) 항공용 소프트웨어 승인 지침서 2) 외국 감항당국의 승인을 받은 적합성입증자료의 수락 지침서 3) 감항성 유지지침서의 구성 요건에 관한 지침서 - 기술안내서 1) 항공용 스프트웨어 인증(RTCA DO-178B) 적용 안내서 2) 소프트웨어모듈 재사용에 관한 안내서

3) 항공기 전자장비품의 설계보증(RTCA DO-254) 적용 안내서
4) 고장 기능장애 및 결함에 대한 제작자 보고 안내서
5) 항공제품의 환경시험(RTCA DO-160E) 적용 안내서
6) 항공기용 복합재구조물 제작을 위한 품질관리 안내서
7) 항공기 또는 관련 제품에 사용되는 소프트웨어의 품질보증 안내서
8) 컴퓨터가 생성/저장한 기록의 관리 안내서
9) 제품판정 소프트웨어의 품질보증 관리 안내서
10) 복합재 재료공정규격서 수락 안내서
11) 정비심의위원회 운영 인내서

- 인증전문인력 양성 및 기술분야별 인증기술 확보

전문분야	전문인력(명)	인증기술
구조 인증	4	구조 하중 적합성 평가 기술 확보 ・하중해석, 하중 비행시험 구조 강도 적합성 평가 기술 확보 ・응력해석, 정적시험(전기체, EMS, Wingbox/MLGSS, H/T Support, Turn-over) ・Seat Test(Static/Dynamic/HIC) 구조 동특성 적합성 평가 기술 확보 ・구조진동해석, 구조진동지상시험, 플러터 비행시험 구조 피로특성 적합성 평가 기술 확보 ・피로해석, 피로시험(전기체, EMS, Wingbox/MLGSS) 복합재 관련 적합성 평가 기술 확보 ・Element, Laminate, Fluid Sensitivity, Wet Lay-up, Equivalency, Tick Composite Equivalency 시험
세부계통 인증	4	구성품에 대한 검증 요건 및 시험 기술 비행조종계통에 대한 정적 제한하중시험, 작동시험 비행조종계통 비행성능시험 착륙장치 낙하시험 및 시험결과 해석 기술 착륙장치 계통 내압시험 및 기능시험 기술 제빙계통 설계 해석 기술 제빙계통 지상성능 및 비행성능 요건 및 시험기술

		공기조화계통 지상성능 및 비행성능 요건 및 시험기술 내장재에 대한 내화성 시험 시스템 및 항공기 수준 안전성평가 기술
동력장치 인증	2	연료탱크 진동시험 평가 기술 동력장치 지상시험 평가 기술 · 엔진 작동 특성 시험 · 냉각 시험 · 배기 가스 유입 평가 시험 연료 계통 지상시험 평가 기술 · 연료량 측정장치 오염 감지 및 검교정 시험 · 연료 공급 시험 · 부스트 펌프-엔진 Compatibility 확인 시험 연료 계통 비행시험 평가 기술 · 연료 공급 능력 시험 · 연료 고갈 시험 · 사용 불가능 연료량 결정 시험 · 고온 환경 운용 시험 동력장치 비행시험 평가 기술 · 엔진 작동 특성 시험 · 냉각 시험 · 흡기 계통 방빙 시험 · 엔진 재시동 시험 · 음의 가속도 시험 · 프로펠러 회전속도 및 진동 시험 · 배기 가스 유입 평가 시험
전기전자 인증	4	Lab Test · Cockpit Control Panel Qualification · FADEC HIRF Ground Test · Avionics System · Airplane EMC · Indirect Lightning · Lightning Direct Effect Protection · Automatic Pilot System · Electrical System · External Lighting · Internal Lighting · Pitot-Static System · Aircraft HIRF · PVI(Pilot-vehicle interface)

		Flight Test · Electrical System · External Lighting System · Automatic Pilot System · Avionics System · Airplane EMC Analysis · Electrical Load Analysis · Position Light Beam Pattern Analysis · Anti-collision Light Beam Pattern Analysis · Landing/Taxi Light Fire Hazard Analysis · HIRF Analysis · SSA(System Safety Assessment) · Cockpit Human Engineering Design
비행성능 인증	3	Part 23 급의 소형항공기 인증비행시험을 통하여 다음 분야에 대한 비행시험 적합성평가 능력과 인증기술을 확보하였음. * 비행성능평가 : 항공기의 이착륙거리, 상승률, 실속속도 등 * 비행특성평가 : 조종성, 기동성, 트림성능, 비행안정성, 실속특성, 스핀, 고속비행특성 등
인증관리 및 계속감항성유지	5	° 비행교범 기술검토 및 적절성 평가 ° 정비교범 기술검토 및 적절성 평가 ° 게시물 및 플랜카드 적절성 평가
계	26	

- FAA 기술평가 대응을 통한 선진항공국 수준의 인증평가기술 확보

기술평가분야	동등성 확인 인증평가기술
구조	- 소형기 복합재 동등성 시험 - 소형기 복합재 엘리먼트 시험 - 소형기 좌석 동적시험 - 소형기 Sub-component/Component 구조시험 - 소형기 복합재 구조물의 낙뢰 직접 영향시험 - 소형기 전기체 지상시험 및 손상허용시험
세부계통	- 소형기 전륜 착륙장치 낙하시험 - 소형기 주륜 착륙장치 낙하시험 - 소형기 비행조종계통 지상시험 - 소형기 산소계통 지상시험 - 소형기 브레이크 내압시험
동력장치	- 소형기 연료 유량 시험

	- 소형기 연료탱크 유량계 프로브 교정시험 - 소형기 연료탱크에 대한 낙뢰 직접 영향시험 - 소형기 동력장치 및 연료계통 지상시험 및 비행시험 - 소형기 동력장치 냉각시험
전기전자	- 공급업체 소프트웨어 개발과정 감사 - 소형기 통신/항법 시스템 기능시험 - 소형기 전력 계통 기능시험 - 소형기 자동조종계통 기능시험 - 소형기 낙뢰 직접영향 시험 - 소형기 전자기호환성(EMC) 시험 - 소형기 낙뢰 간접영향 시험 - 소형기 고강도전자장(HIRF) 영향 시험 - 항공용 전자하드웨어 적합성 판정 기술
비행성능	- 소형기 인적요소(Human Factor) 평가 (PVI, PFE) - 소형기 비행시험(안정성 및 조종성, 성능, 비행조종계통, 전기전자, 자동조종계통 등) - 소형기 소음시험
합치성	- 소형기 합치성 검사 절차 및 제작증명 절차 · 부품 합치성검사 · 특수제작공정 문서화 · 제작계획 · 공급업체 평가 및 승인 절차 · 자료 관리 요건 · 복합재 시편시험을 위한 합치성검사 · 치공구 관리 · 조립품 검사 절차 및 검사 기록 · 비행시험용 시제기 최종조립 · 형상관리 / 엔지니어링 변경 관리 · 형식검사승인서(TIA) 합치성검사 절차 · 비행시험 프로그램 중 정비 절차
인증관리 및 계속 감항성유지	- 소형기 감항증명/감항승인 절차 · 비행시험을 위한 특별감항증명 · 표준감항증명 · 수출감항증명 - 소형기 제작증명 인증관리 절차 - 소형기 항공기고장보고(SDR) 절차 - 행정집행 구축 절차

3. 한국항공우주산업(KAI)

가. 개발 인프라

○ 항공기 개발 인프라
- Global Supplier 협업체제를 바탕으로 설계, 해석, 제조, 후속지원의 Concurrent Engineering 기반 보유

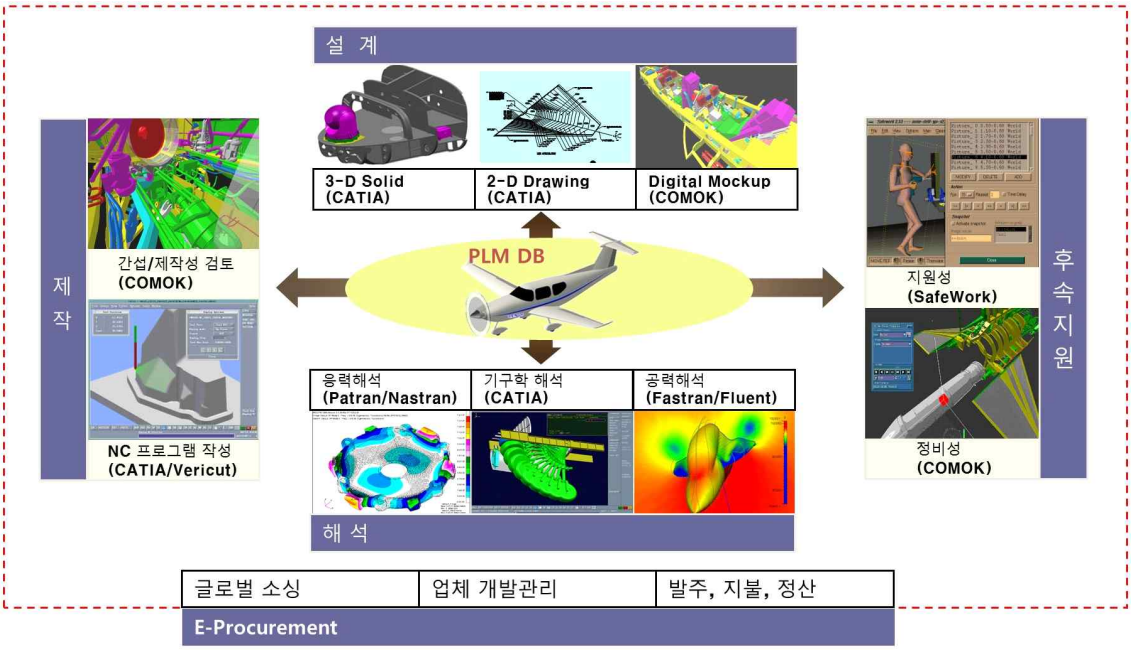


그림 59. KAI社의 항공기 개발 인프라

○ 협동연구기관인 한국항공우주산업(주)은 항공기 체계종합업체로서 항공기 개발,시제기 제작, 시험평가에 필요한 대부분의 연구기기, 장비 및 시설 뿐만 아니라관련 기술 자료 관리 시스템을 갖추고 있음.

○ KT-1, T-50, UAV의 개발로 항공기의 개념설계 절차 및 시스템을 확립함
- 민항기의 경우 시장조사와 인증기준에 기초한 설계목표가 도출되고(군용기의 경우에는 수요군의 요구도가 도출된 후) 이의 구현 가능한 형상 설계가 이루어지고 형상해석을 CFD 해석과 풍동시험을 수반하여 수행함. 형상의 설계와 더불어 주요 구조물 배치, 내부 구조 및 세부계통의 Trade-off Study방식으로 설계가 이루어지고, 그 결과물에 대한 성능 평가로 최종적으로 설계 목표가 만족되면 설계가 완료되어 실제 제작 및 검증이 이루어짐.

○ T-50 체계개발을 통하여 전산유체해석(CFD)을 광범위하게 적용하였음
- 열유체해석, 비정상 공기력 해석, 천음속 해석 등 항공기의 형상 설계에 필요한 여러 분야의 공기역학적 문제에 대하여 광범위하게 전산유체해석을 수행하고 풍동시험, 비행시험 등을 통하여 검증한 바 있음.

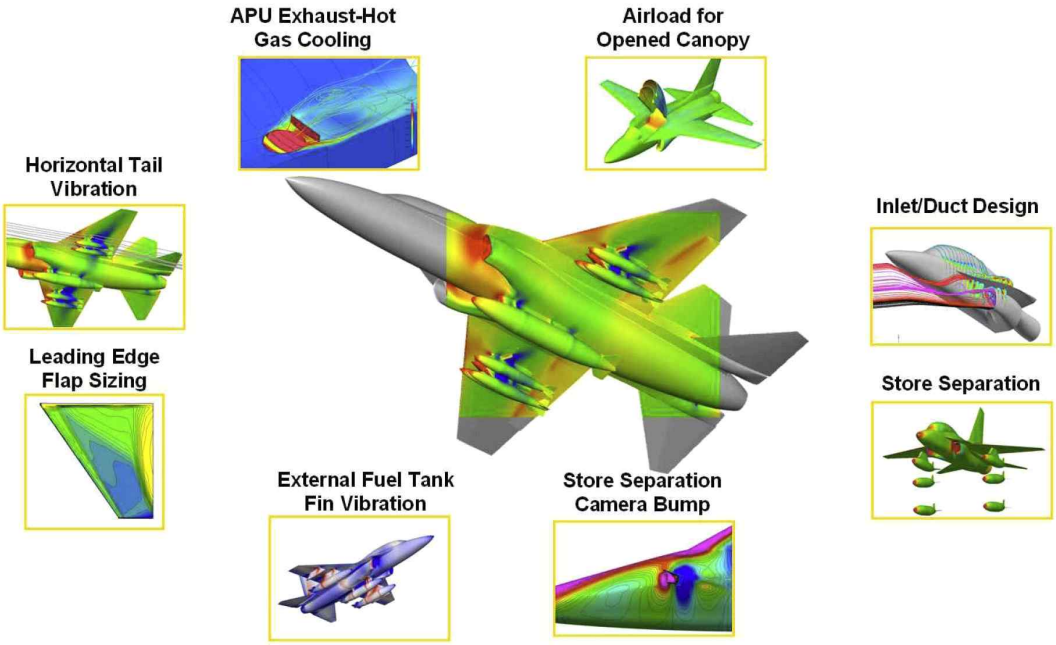


그림 60. 전산유체 적용 사례

○ 디지털 목업으로 설계 오류 최소화

- 과거 90년대까지는 도면을 통한 2차원적인 설계작업으로 각종 설계 오류를 사전 점검하기 위해 실제 목업(Mockup)을 제작한 관계로 장시간 및 고비용이 소요되었으나 컴퓨팅 파워가 증대됨에 따라 90년대 후반부터는 디지털 목업이 적용되기 시작함.
- 당 연구기관은 T-50 개발 시작 단계부터 실제 목업을 제작하지 않고 디지털 목업만으로 설계 검증을 수행하여 설계 오류를 최소화하고 효율적인 개발이 수행될 수 있도록 전략을 수립하였고 T-50의 개발 성공으로 입증함.

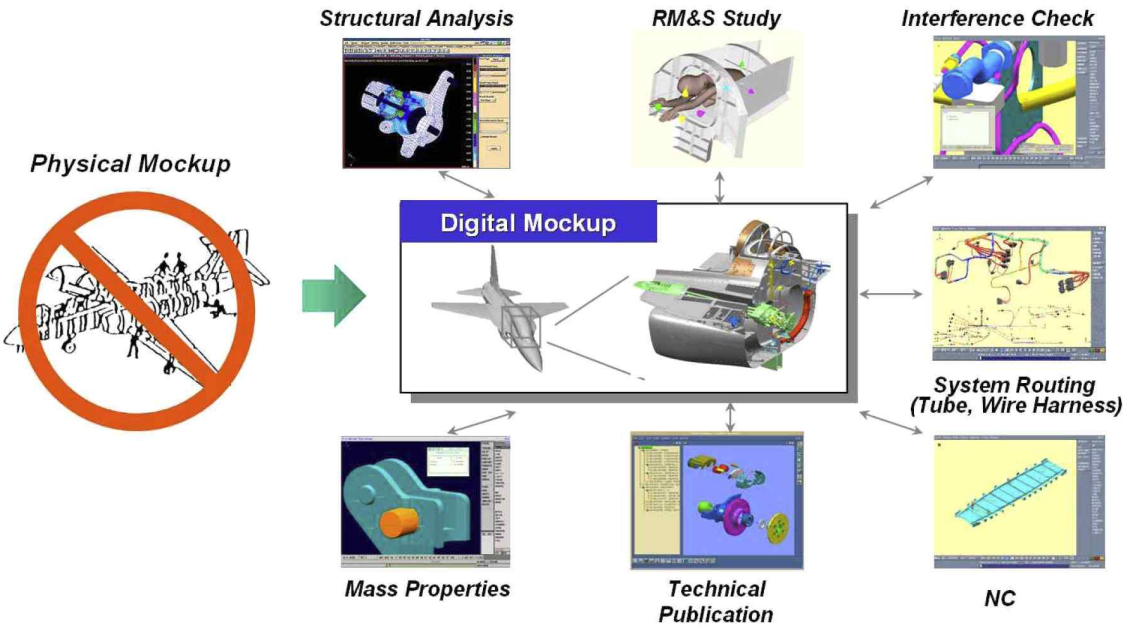


그림 61. 디지털 목업 적용 사례

나. 시험 인프라

○ 시험 항목

Test name	분야
Laminate Material Allowables Test (Coupon Test)	구조
Wet Lay-up Lamina Material Allowables Test (Coupon Test)	
Equivalency Test (Coupon Test)	
Element Test	
WING BOX & MLGSS Static Test	
H/T Support Structure Static Test	
EMS Static Test	
WING BOX & MLGSS Fatigue Test	
EMS Fatigue Test	
Full-scale Static Test	
Full-scale Fatigue Test	
Emergency Egress Demonstration	
Turnover Sub-component Static Test	
Cabin Door Forward Locking System Static Test	
Integral Fuel Tank Vibration Test	
Horizontal Tail Component Vibration Test	
Flame Resistance Test (Floor)	
Fire Protection Test (Bulkhead)	
Fire Resistance Test (Cowl)	
Ground Vibration Test (GVT)	
Aircraft Load Calibration Test (ACT)	
Flutter	
Load	
Flammability Test for Cable and Wire	전장
Horizontal Flammability Test for STRAP, BAGGAGE	
Flammability Test for Interior	
Direct Lightning Test	
PVI (Pilot-Vehicle Interface) Test	
EMC Test	
External Lighting System	
Internal Lighting System	
Electrical System	
Indirect Lightning Test	
Electrical System	
EMC	
External Lighting System	
Landing Gear System Drop Test for MLG	세부계통
Landing Gear System Drop Test for NLG	
Propulsion System	
Environmental Control System	
Fuel System	
Oxygen System	
De-icing System	
Landing Gear System	
Flight Control System	

Fuel System	
Flight Control System	
Propulsion System	
De-icing System	
Oxygen System	
Brake System	
Environmental Control System	
Avionics system	항전
Autopilot System	
Pitot-Static System	
Avionics System	
Stability and Control	비행성능
Performance	
Air Data Calibration	
Noise Compliance Plan	
Automatic Pilot System	비행제어
W&B Test	체계
FADEC HIRF	
HIRF Test	
Engine Cowling Vibration	
Initial Airworthiness	
Pilot Flight Evaluation	

○ 인증 시험 인프라



그림 62. KAI社의 인증 시험 인프라

○ 전기체 구조시험, 지상 진동 시험, 환경 시험 등 민항기 개발에 필요한 대부분의시험 평가 기술을 보유함.

- 인증 요구도를 수립하고 이에 필요한 시험 평가 계획을 수립, 실행하여 설계에 반영하는 시스템은 군용기와 민항기에 공통되는 사항으로서 KAI社는 T-50, KT-1

등의 개발로 대부분의 기술을 확보하였음.

- 구조 분야의 전기체 구조시험, 지상 진동 시험, 하중 보정 시험등을 수행하였으며, 계통 분야의 연료계통 입증시험, 조류 충돌 시험(Bird Strike Test) 등을수행하였으며, 지상 빙결 시험, 강우 시험등의 환경시험을 수행한 바 있음.

○ 지상 시험 인프라



그림 63. KAI社의 지상 시험 인프라

○ 비행 시험 인프라



그림 64. KAI社의 비행 시험 인프라

○ 10,000여 회 이상의 비행 시험 경험과 Telemetry장비, 실시간 데이터 분석 시스템 보유
- 비행시험을 위한 활주로의 경우 협동연구기관이 위치한 사천에 구축되어 있는 국가인프라의 활용이 가능함.
- 시험내용은 영역확장시험(플러터, 하중, 조종안정성, 추진), 공력성능, 항전, 계통, 무장 시험 등으로 구성됨.

○ 현재 확보된 인증시험 인프라의 현황
- 인증 시험 인프라 구축 현황

표 38 KAI社의 인증시험 인프라 현황

순번	인프라 항목	구축 현황	비고
1	비행장 / 공역	확보	사천기지 활용을 위해 협의 완료 - 활주로/관제/비상구조/정비시설 등
2	격납고	기구축	
3	저고도 기상관측장비	기구축	Air Data Calibration
4	비행시험 운영 절차	기구축	T-50 FSD 및 후속사업 KT-1 후속사업 기타
5	비행안전 시스템	기구축	약 10,000회의 무사고 비행시험
6	비행시험 엔지니어	기구축	군수사업을 통한 고정익/회전익 엔지니어 다수 확보 및 민항기 개발을 위한 엔지니어 양성 완료
7	탑재계측 시스템	확보	PCM Encoder, Recorder, Transmitter, 등
8	지상계측 시스템	확보	이동형 중계기, 데이터처리, 시스템 포함
9	비행시험 통제실	확보	이동형
10	시험 지원기	확보	당사 보유 XKT-1 항공기 또는 여러 방안 검토 진행중
11	시험 조종사	확보	신규 조종사 양성 및 기존 비행시험 조종사 확보

- 인증 시험 관련 구축 장비 목록

구분	항목	금액(억원)	세부항목
비행 시험용	비행시험 통제실	10.87	통제실(Mission Control Room)
			상황실/브리핑룸
			기타 설비
	지상계측	48.75	TGS System
			Mobile Relay System
			PDPS System
			SI/SparePart
	탑재계측	44.45	센서
			PCM Encoder
			Data Recorder
			Tx
			Ground Support Unit
			Nose Boom
			Lab 점검장비
			장착자재
			Wire 자재

○ 디지털 목업 시스템과 연동되어 컴퓨터화된 생산 시스템 구축

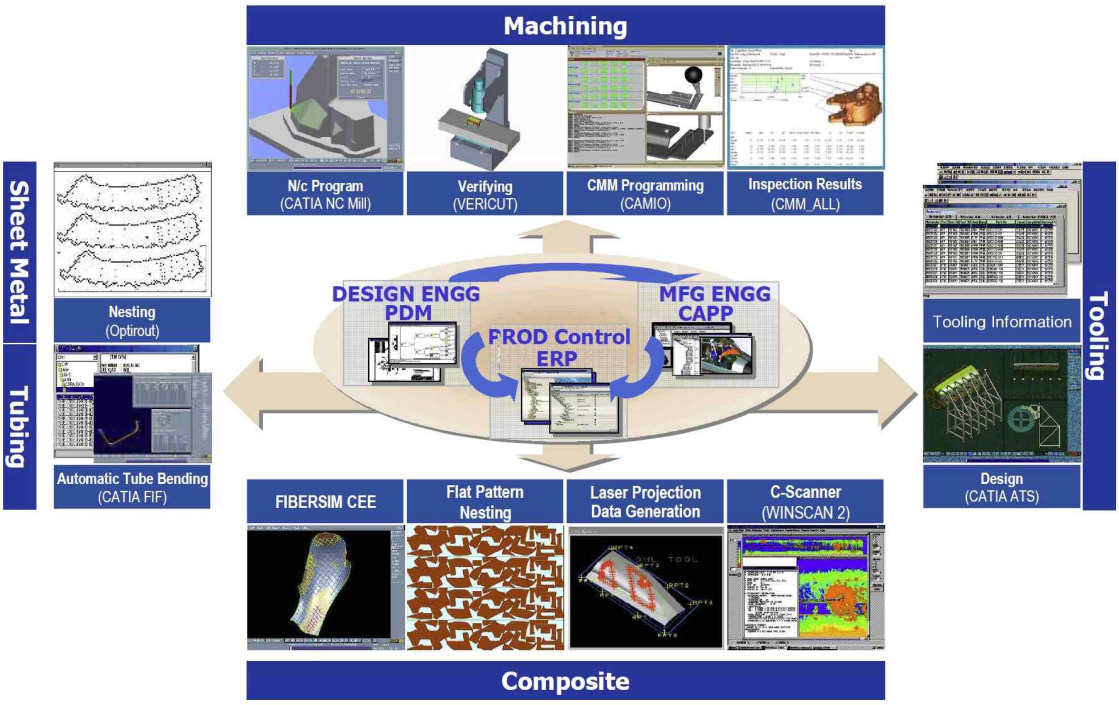
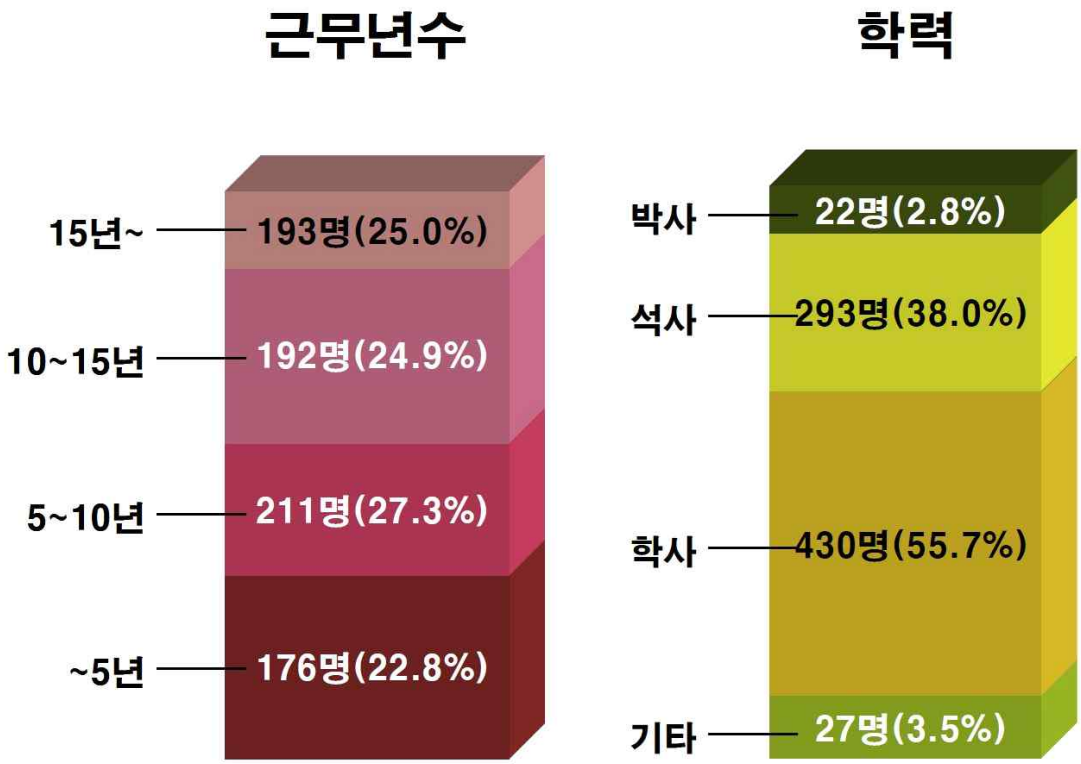


그림 65. KAI社의 부품 제조 프로세스 사례

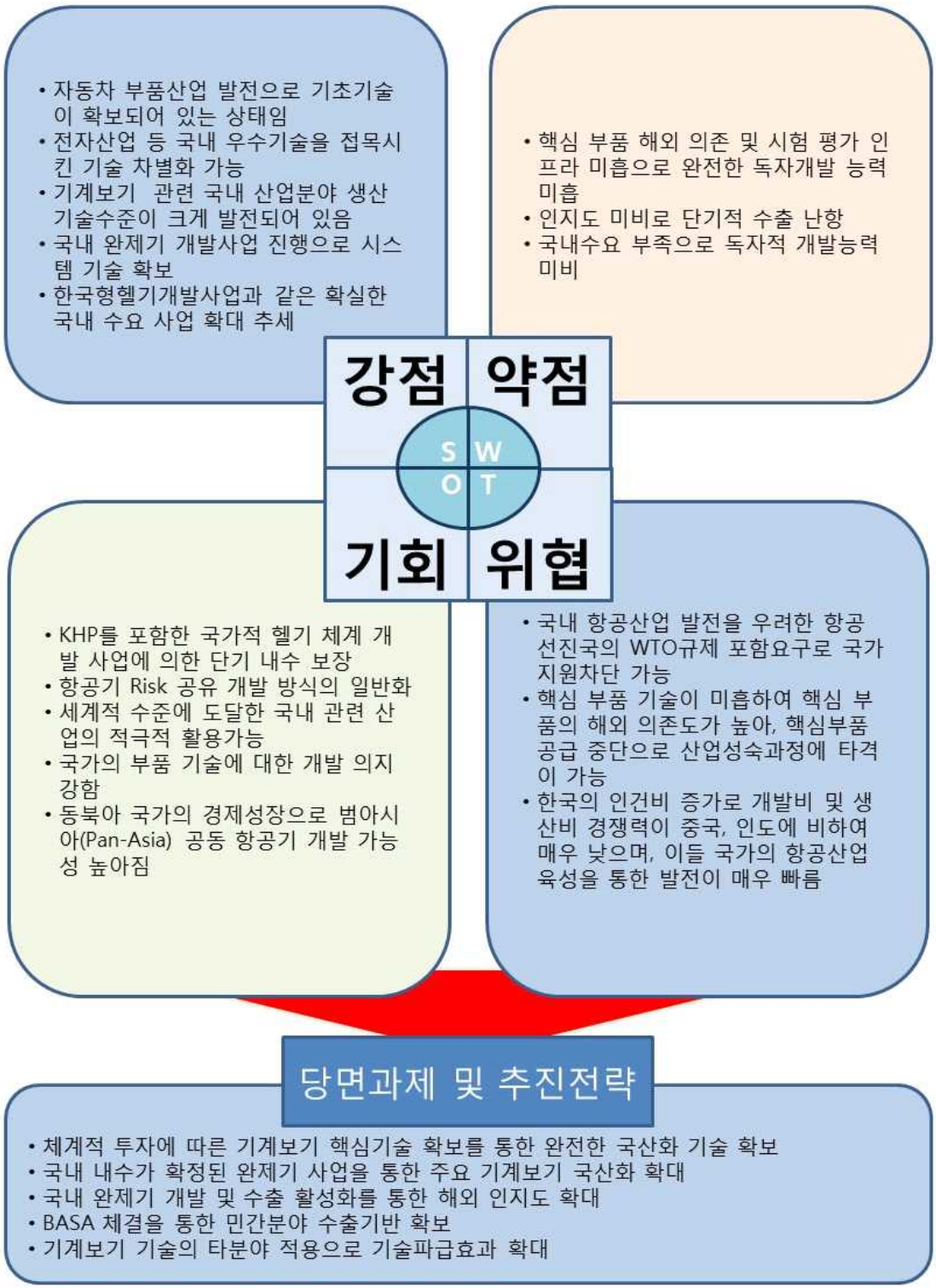
나. 연구인력 인프라

○ 한국항공우주산업(주)는 T-50, KT-1, KHP 등의 완제기 개발 사업을 수행하고 있으며 현재 800여명의 순수 연구 개발 인력(생산기술, 고객지원, 지원체계개발등은 제외)을 보유, 항공 관련 연구 조직 중 국내 최대 수준임.



○ 인증시험의 중요 요소인 비행시험을 위하여 비행시험 유자격 조종사 5명을 포함하여 NTPS(National Test Pilot School) 수료한 전문인력을 15명이상, 비행시험전문인력 50명이상 보유하고 있어 본 연구를 위한 최적의 추진역량을 보유하고 있음.

6절. 종합분석


• 자동차 부품산업 발전으로 기초기술이 확보되어 있는 상태임
• 전자산업 등 국내 우수기술을 접목시킨 기술 차별화 가능
• 기계보기 관련 국내 산업분야 생산기술수준이 크게 발전되어 있음
• 국내 완제기 개발사업 진행으로 시스템 기술 확보
• 한국형헬기개발사업과 같은 확실한 국내 수요 사업 확대 추세
• 핵심 부품 해외 의존 및 시험 평가 인프라 미흡으로 완전한 독자개발 능력 미흡
• 인지도 미비로 단기적 수출 난항
• 국내수요 부족으로 독자적 개발능력 미비
강점
약점
S W
O T
기회
위협
• KHP를 포함한 국가적 헬기 체계 개발 사업에 의한 단기 내수 보장
• 항공기 Risk 공유 개발 방식의 일반화
• 세계적 수준에 도달한 국내 관련 산업의 적극적 활용가능
• 국가의 부품 기술에 대한 개발 의지 강함
• 동북아 국가의 경제성장으로 범아시아(Pan-Asia) 공동 항공기 개발 가능성 높아짐
• 국내 항공산업 발전을 우려한 항공 선진국의 WTO규제 포함요구로 국가 지원차단 가능
• 핵심 부품 기술이 미흡하여 핵심 부품의 해외 의존도가 높아, 핵심부품 공급 중단으로 산업성숙과정에 타격이 가능
• 한국의 인건비 증가로 개발비 및 생산비 경쟁력이 중국, 인도에 비하여 매우 낮으며, 이들 국가의 항공산업 육성을 통한 발전이 매우 빠름
당면과제 및 추진전략
• 체계적 투자에 따른 기계보기 핵심기술 확보를 통한 완전한 국산화 기술 확보
• 국내 내수가 확정된 완제기 사업을 통한 주요 기계보기 국산화 확대
• 국내 완제기 개발 및 수출 활성화를 통한 해외 인지도 확대
• BASA 체결을 통한 민간분야 수출기반 확보
• 기계보기 기술의 타분야 적용으로 기술파급효과 확대

○ 우리나라는 기술표준품 및 Part 23급의 시범인증 및 BASA 체결과 IPA 확대 연구를 통하여 Part 25급의 개발/인증과 BASA IPA 추진에 필요한 기본 인프라를 구비한 것으로 평가됨. 따라서 2014년도에 미국과 Part 23급의 BASA IPA 체결이 완료되면 Part 25급에 대한 후속 연구가 연속적으로 수행이 필수적이며, 사전에 Part 25급 인증체계 구축 및 BASA IPA 확대를 위한 준비가 병행되어야 함.

○ 외국의 경우 중국 및 일본에서 Part 25급의 BASA IPA를 체결하기 위한 시범인증 사업이 미국과 협력 하에 진행 중에 있으며, 본 기획연구 기간 중에 FAA와 협의한 결과 FAA 측에서는 우리나라의 기술표준품 및 Part 23급 BASA IPA 확대를 위한 시범사업 중에 확인한 우리의 능력에 신뢰감을 표시하며 후속사업이 확정 되는대로 FAA측에 통보하여 줌으로서 향후 가용 인력 활용 방안 등 자체 계획을 수립할 수 있도록 협조를 요청한 바 있음.

○ 현재 우리나라는 Part 25급의 BASA IPA 시범인증 사업을 추진하기 위한 제반 환경이 매우 유리하게 조성되어 있으며, 이를 계속적으로 활용하고 이어 나가기 위해서는 조속한 중소형항공기 국산화보급기반 구축 사업이 요청됨.

○ 본 과제는 미국과의 BASA IPA를 Part 25급으로 확대, 체결하기 위하여 필수적으로 수행하여야 하는 연구이므로 기존 연구와는 확연하게 차별되는 과제라고 할 수 있으며, 착수 시점은 현행 BASA IPA가 Part 23급으로 확대될 것으로 예상되는 2014년 6월을 기준으로 고려하여야 하며, 사전 1년간의 준비기간을 가지고 체계적이고 효율적인 연구수행 계획을 수립하여야 할 것으로 판단됨.

3장. 연구개발과제 구성 및 추진전략

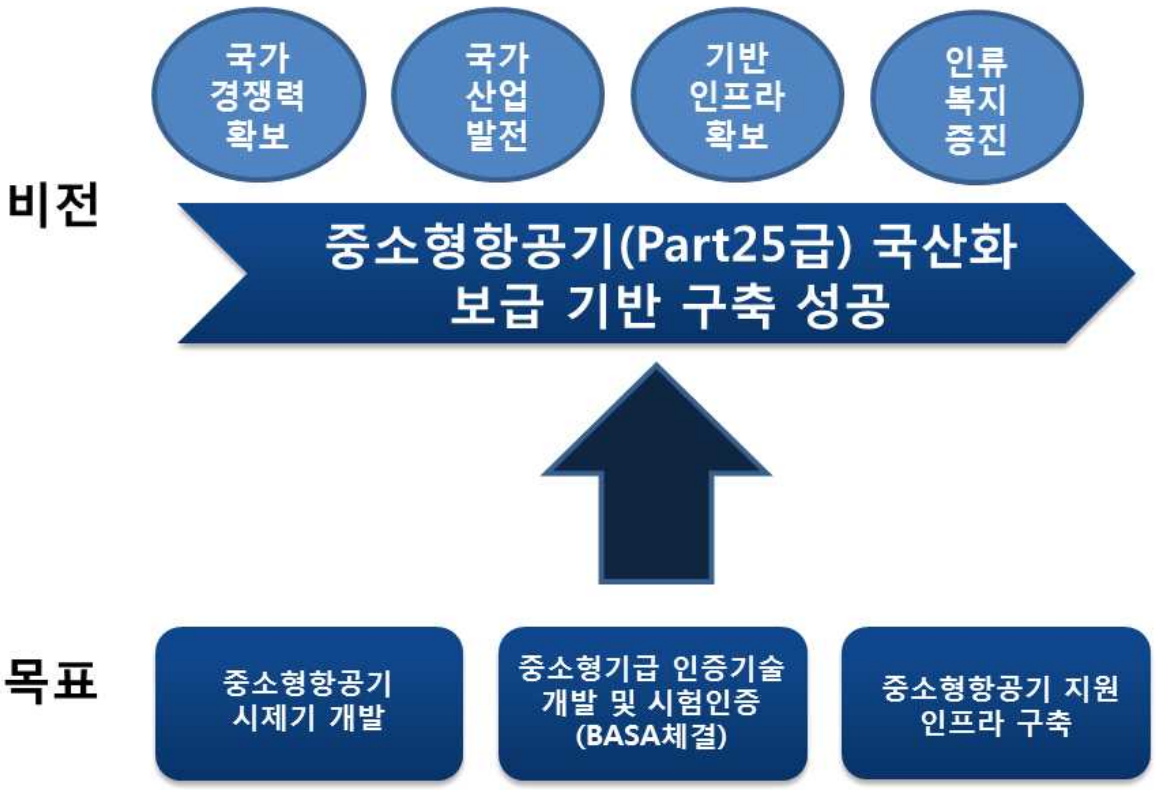
1절. 비전 및 목표

○ 항공교통은 인적·물적 교류의 가장 중요하고 효율적인 수단으로 국가산업의 경쟁력과 성장을 좌우하는 핵심 인프라
- 국가의 경쟁력 확보와 생존경쟁에 필수불가결한 국가의 기본 서비스
- 운항사 및 기관 자체의 노력만으로는 불가능→국가의 책임 하에 추진 필요

○ 우리나라 항공산업은 해외기술도입 생산방식에 대한 의존도가 높은 산업구조로 항공기 제작·인증 기술기반 취약

○ 국내 항공기 제작·인증기술은 선진국 대비 기초 단계로서, 선진국 수준의 첨단 항공기술 인프라 구축을 위한 기술 개발 필요
- 국내 항공산업기술은 선진국 대비 약 60% 수준으로 미흡하며, 중소형항공기 관련 기술은 외국에 의존 해오고 있는 실정임.

○ 2인승 경항공기(VLA급)/4인승 소형항공기(Part 23급)의 제작/인증기술 인프라 선진화 추진 사업에 이어, 중소형기급(Part 25급)으로 확대하여 중소형항공기 국산화와 수출기반을 추진하는 등 우리나라 항공산업 기술 인프라를 미국/유럽 등 선진국 수준으로 단계적 조성 추진 필요



- 추진 단계 : 부품급→ 경항공기→ 소형기급→ 중소형기급
- 중형기급(Part 25급)의 제작·인증기술 인프라 구축을 통해, 국산 중소형기급 개발과 해외 수출 기반 조성 가능
- 신항공기 개발 등에 막대한 자금과 오랜 기간(5년 이상)이 소요되므로, 민간자본의 항공산업에 대한 투자 활성화로 안정적인 투자재원 확보 필요
- 지역별 항공산업 육성방안이 독립적으로 추진되어 지자체간 과당경쟁이 예상되므로 중복투자 방지 필요
- 우수인력 확보, 장기간 자체 투자가 가능한 산업구조 형성, 지원제도 법제화로 항공산업의 발전 잠재력 확충

○ 중소형기급(Part 25급)의 제작/인증 기술 선진화를 통해 미국 등 외국과 항공안전협정(BASA)을 Part 25급으로 확대 추진하여 우리나라 항공산업을 7대 항공기술 강국의 육성 도모 필요

○ 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축을 통하여 국가 경쟁력 확보, 국가 산업 발전 및 기반 인프라 확보를 통하여 미래의 대한민국 성장동력으로 성장모멘텀을 확보하며 가격경쟁력과 높은 성능으로 세계 인류 복지에 기여함.

○ 이와 같은 비전을 달성하기 위한 구체적인 방안으로 다음과 같은 3가지 목표를 설정하고 세부과제화하여 추진할 것을 제안함.

※ 세부과제 1 : 중소형항공기(Part 25급) 시제기 개발
※ 세부과제 2 : 중소형항공기(Part 25급) 인증기술 개발 및 시범인증(BASA체결)
※ 세부과제 3 : 중소형항공기 지원 인프라 구축

○ 세부과제 1
- 중소형항공기(Part 25급) 인증 시제기 개발을 통해 BASA IPA 확대를 통해 향후 중소형 항공기, 중형 항공기, 대형 항공기 판로를 확보함.
- 현재 선진 기술로 진입장벽이 높은 비즈니스제트기 시장에서 틈새시장으로 분석된 Super Light 카테고리의 인증 시제기를 개발함으로써 국내 및 국외에서의 판매를 극대화함.
- 중소형항공기(Part 25급) 시험 인프라 구축을 위해 현재 국내 시험 설비를 확보함으로써 향후 항공기 개발시 적극 활용이 가능함.
- 현재 국내에 있는 지상 및 비행시험 설비를 선진화 및 점검을 통해 향후 다양한 항공기 개발에 적극 활용이 가능하도록 시험 인프라 확보를 수행함.
- 중소형항공기(Part 25급) 제작 인프라 구축을 위해 업체의 노후화된 설비를 점검하고 다른 산업에도 기여가 가능한 제작 설비를 확보함.
- 제작 인프라는 단순히 조립 및 제작이 아닌 설계 인프라도 포함되어 우수 인력 확보에도 이바지 함.
- 중소형항공기(Part 25급) 부품 인프라 구축을 위해 TSO 품목 중 국내 항공기 부품

개발업체를 선정하여 기술 요구도를 분석하고 이에 따라 학·연·산의 협력으로 부품 개발을 수행함.
- 개발 품목 선정 후 개발업체 실사를 통하여 개발가능 여부를 판단.
- 우리나라의 최신 IT 기술과 상용화에 대한 속도 경쟁력을 바탕으로 부품 인프라 확보에 이바지 함.

○ 세부과제 2
- Part 25급 중소형항공기의 BASA 체결을 위하여 미연방항공청(FAA)과의 시범사업 인증을 통해 미국과 동등한 수준의 인증체제/절차 및 인증기술능력을 입증함으로써 현행 BASA IPA를 Part 25급으로 확대하기 위하여 필요한 전략을 도출
- 국제민간항공기구(ICAO) 및 항공선진국의 기술기준에 대한 비교분석 및 심층적인 이해를 기반으로 하여 다음과 같이 중소형 항공기기술기준 및 연관된 인증기술을 개발하기 위한 방안을 도출하는 것을 목적으로 함.
- 중소형급 비행기 관련 기술기준 개발(Part 25급에 적용되는 항공기 소음기준 등 포함)
- 중소형급 비행기의 적합성 평가기준개발
- 중소형급 비행기에 적용되는 운항안전요건을 형식증명 과정에 반영하기 위한 지침 개발

○ 세부과제 3
- 중소형항공기의 지원 인프라 개발을 위한 국내외 기술 동향 및 수준 등 현재 여건을 분석
- 중소형항공기 지원을 할 수 있는 지원 인프라 요건을 분석하여 소요를 도출하고 이를 구축할 방안 마련
- 중소형항공기의 구성품 및 기체 결함을 진단하여 조종사와 정비사에게 제공함으로써 운항 및 비행 전·후 정비에 활용하여 항공기 안정성 향상 및 사고방지
- 야간 및 악천후시 시계불량으로 발생될 수 있는 항공기 사고를 예방하기 위해 3차원 지형 가상현실 비행영상정보를 제공함으로써 시계불량 조종미숙으로 발생되는 사고를 방지
- 조종훈련용 모의비행장치 개발, 모의비행장치, 조종사 훈련 과정, 조종사 자격 및 훈련과정 인증기준 개발
- 비상탈출 인증기술 개발, 객실 MOCK UP 제작, 비상탈출 인증기준, 승무원 비상탈출 교육 과정 개발, 일반인 안전인식 고취를 위한 전시 절차 개발

2절. 기술개발에 따른 미래상

1. 현황

○ 근래에 들어 급속히 성장한 저가항공사와의 가격 경쟁에 몰리고 있으며, 2008년경부터 시작된 경기침체와 유가 급등에 따른 불안 등은 더욱 항공기의 경제성을 중요시하게 되었음.

○ 항공수요의 증가는 그 과정에서 단지 항공 수송량의 증가뿐만 아니라 항공수요 형태의 변화를 가져와 지역 간 직접 항로와 비정기 노선과 같이 더 세밀하고 유연한 노선운용을 요구하고 있음.

○ 중소형항공기 시장은 어느 산업분야보다도 높은 성장성을 보일 가능성이 있으나 가격 경쟁력이 얼마나 치열한지를 기준으로 판단한 진입장벽에서는 시장별로 차이를 보임.

○ 비즈니스기의 틈새시장 확대에 따라 대당 1,000만 달러 내외의 저렴한 중소형항공기(Super Light Jet)가 출시되기 시작하였으며, 고급/장거리 고객층을 위해 객실 공간 및 운항거리를 증대한 최신형기도 개발되고 있음.

○ Super Light Jet은 터보팬 엔진의 상용화, 복합소재의 기체 경량화, 조종사 업무량을 최소화하는 첨단 항전시스템 등을 기반으로 하여 1990년대부터 여러 업체들이 앞다투어 상용화 개발을 추진하고 있음.

○ 100석 급 이하의 리저널 제트 및 커뮤터급, 비즈니스 제트기 등 중소형 항공기 시장 은 대형 여객기에 비해 상대적으로 적은 개발비용이 투입될 뿐만 아니라 시장에서 경쟁하는 기업들의 수가 상대적으로 많아 신규진입의 가능성이 높음.

○ 중소형 항공기의 개발비용은 대형 여객기 대비 20~30% 수준이며, 경쟁업체의 수도 10여개 업체 내외임.

○ 중소형 항공기는 항공기 생산 및 판매, A/S과정에 있어서도 비용이 상대적으로 적게 투입되기 때문에 제품의 부가가치 사슬 후방에 있는 외국기업들과의 제휴도 상대적으로 용이함.

○ 현재까지 경쟁 기종으로는 미국 Bombardier社의 Learjet 45XR, Cessna社의 Citation XLS+로 2개 기종으로 있어, 상대적으로 진입장벽이 낮은 특징이 있음.

○ 현재 우리나라에는 민수기 개발을 위한 제작/시험 인프라가 부족한 실정으로 국내에 제작/시험 보급기반을 구축함으로써 추후 항공기 개발에 활용 가능함.

○ 국내 개발 Part 25급 중소형항공기의 해외 수출을 위해서는 미국과의 BASA IPA를 Part 23급에서 Part 25급으로 확대가 필수적임.

○ 현재 Part 23급을 중심으로 구축된 인증체계/절차를 수송기(Part 25)급에 적용할 수 있도록 보완, 구축하고 미연방항공청(FAA)의 인증체계/절차와 동등성을 확보해야 함.

○ 소형항공기를 통해 확보한 인증기술을 Part 25급의 인증이 가능하도록 기술능력을 제고하고 인증 전문 인력을 보다 세분화된 기술 분야별로 체계적으로 양성함으로서 국제적 수준의 Part 25급 인증기술을 확보함.

○ 실질적인 FAA 기술평가가 가능하도록 Shadow Project로서 중소형항공기의 시범 인증을 수행함.

○ 우리나라 항공산업을 Part 25급인 중소형항공기가 선도할 수 있도록 인증인프라 및 체계를 확대, 구축함으로서 미래의 성장 동력 산업으로 발전시킴.

○ 수출산업화 하기 위하여 미국을 비롯한 항공선진국과의 항공기급 BASA 또는 BAA체결이 가능한 세계적 수준의 민간항공기 인증능력을 확보함.

○ Part 25급의 항공기 개발/운항에 관한 기술기준 및 요건에 대한 해설서 개발과 이를 체계적으로 적용하기 위한 세부 평가기준을 개발함으로서 동급 비행기의 인증기반 구축함.

○ 대형 여객기 시장은 대규모 개발비용과 높은 브랜드 로열티, 글로벌 제품 개발 및 생산 시스템의 구축과 글로벌 마케팅, 글로벌 A/S 시스템 구축 및 이에 따른 거대규모 의 운영자금과 경험 및 역량이 뒷받침되어야 함.

○ 우리나라 국가 경제 수준과 규모를 고려하여 2020년 항공 산업 세계 7위권 육성을 목표로 항공 교통 산업의 국부창출을 통해 미래 성장산업을 전략적으로 육성해야 함.

○ 국민의 안전성 및 이동성을 향상시켜 국민편의 제공과 삶의 질을 향상시키고 더 나아가 국가적 대외 신인도 및 경쟁력 강화를 통해 국가 위상을 제고해야 할 필요가 있음.

○ 국내 항공관련 기술도입생산 또는 부품하청생산 수준의 국내 항공산업이 독자모델의 항공기 개발·수출 수준으로 발전할 수 있는 인프라 구축이 시급한 상황이므로 항공기 개발을 위한 고급연구인력 및 기술 연구체계 인프라 구축이 요구되는 실정임.

○ 국제 경쟁력 있는 중소형 항공기 개발을 통해 세계 중소형항공기 시장 진입 및 국내 항공산업 성장 동력화가 필요함.

○ Part 25급 중소형항공기의 BASA 체결을 위하여 미연방항공청(FAA)과의 시범사업

인증을 통해 미국과 동등한 수준의 인증체제/절차 및 인증기술능력을 입증함으로써 현행 BASA IPA를 Part 25급으로 확대하기 위하여 필요한 전략을 도출함.

○ 국제민간항공기구(ICAO) 및 항공선진국의 기술기준에 대한 비교분석 및 심층적인 이해를 기반으로 하여 다음과 같이 중소형 항공기기술기준 및 연관된 인증기술을 개발하기 위한 방안을 도출함.

○ 중소형항공기(FAR Part 25급) 국산화 보급기반 구축 사업
- 중소형항공기 보급기반 구축을 위한 FAR Part 25급 중소형 항공기 개발
- 국내외 인증 획득 및 한·미간 FAR Part 25급 상호항공안전협정 체결

○ 엄청난 투자비가 소요되는 완제기 개발이 성공하기 위해서는 국내 기반기술 수준, 완제기 개발경험, 설계 등 기술인력과 숙련공 활용 가능성을 종합적으로 판단하였을 때 기술 성공 확률이 높음.

○ 이미 개발된 경량 프로펠러기(KC-100) 개발에 이어 미래에는 중형 여객기 개발로 항공산업 기반을 확충해 나갈 수 있는 '가교적' 기종이며, 새로운 틈새시장에 유연하게 대응할 수 있도록 변형기 개발에 유리함.

○ 군수용 항공기 개발에도 기여하면서 미래 PAV 시대를 선도할 수 있도록 첨단 기술, 첨단 소재를 활용하는 민항기와 전투기의 중간 성능을 보유함.

○ 글로벌 시장의 성장성, 항공기 개발에 소요되는 자본 소요량, 절대적 비용우위 달성능력과 규모의 경제 실현 가능성 등 진입장벽을 고려하였을 때, 인증기의 수출을 통한 사업화 성공 가능성이 높음.

○ 초경량 항공기 개발 경험만 보유한 우리나라로서는 어느 기종을 개발하더라도 큰 진입장벽에 직면할 전망이지만 시장이 빠르게 성장하고 경쟁기종이 제한되어 있으며 성능대비 시장가격이 높게 유지되면서 개발비 부담이 상대적으로 적음.

○ 경쟁기종과 제품을 차별화하여 우수한 성능의 항공기를 더 낮은 가격에 출시할 수 있으며 동시에 후발국의 기종들과 가격 경쟁을 회피할 수 있는 첨단 항공기로 개발 가능함.

○ 이미 개발된 완제기의 개발경험을 활용하고 후발국이 개발 중인 기종과의 가격 경쟁을 피할 수 있는 고급 기술을 활용할 수 있는 항공기로 국내 수요도 유지 가능함.

○ 국내에서 창출되는 부가가치가 극대화될 수 있고 고급 기술 인력을 양성하고 고용의 창출 가능함.

○ 우리나라가 글로벌 경쟁력을 지닌 기계, 전자통신, 컴퓨터, 전기, 신소재 등 산업기반을 최대한 활용할 수 있으며, 전·후방 연관 산업 발전에 미치는 파급효과가 큼.

2. 기술개발 전략 및 효과

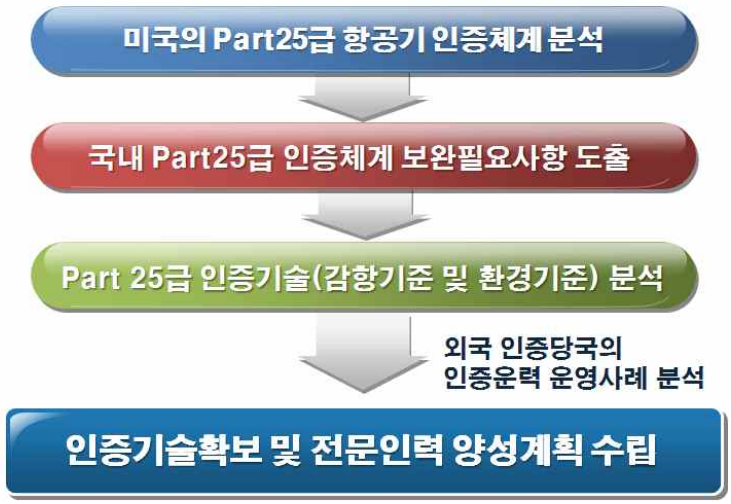
○ 중소형 항공기(Part 25급) 보급기반 구축 탐색 개발
- 중소형항공기 Launch order 확보함.
- 중소형 항공기 개발을 위한 국내 제작 인프라 구축을 통한 국산 항공기 개발 보급기반 확대
- 중소형 항공기 개발을 위한 국내 시험 인프라 구축을 통한 국내/외 항공기 시험 기반 확보함.

○ 중소형 항공기(Part 25급) 보급기반 구축 본개발
- 국내 및 동북아 항공수요에 대비한 차세대 항공교통수단으로서 민간 항공기 개발 시 인증 및 시험 등에 필요한 필수 핵심기술 개발
- 항공기급 상호안전협정(BASA) 체결 추진에 필요한 미항공국(FAA)의 기술적 평가를 위해 수행되어야 하는 FAR25를 충족하는 시범인증(Shadow Certification)용 항공기 개발
- 세계 항공교통수요에 부응하는 항공기 개발과 국내 및 미국 인증기관의 인증 획득

○ 우리나라는 제조업 분야와 기계, 전자통신, 컴퓨터, 전기, 신소재 등 산업기반이 잘 갖추어져 있어서 장차 항공기의 개발과 생산에 유리한 환경이 조성되어 있음.

○ 국내 기반산업을 활용하고 국내 부가가치 창출을 극대화하기 위해서는 개발과정을 우리나라가 주도하고 개발된 완제기와 부품의 인증을 획득해야 함.

○ 중소형항공기(Part 25급) 인증기술 인프라 선진화 전략 도출



○ 중소형항공기 시제기 개발을 통해 제작/시험/인증기술 인프라를 선진화/국산화하 고, 미국과 항공안전협정(BASA)도 중소형 항공기급(Part 25급)으로 체결하여 국산 항공기의 수출 기반도 확대 추진에 활용함.

○ 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 기획에 의거한 사업의 성공적·효율적 수행과 파급효과의 극대화를 위하여 활용함.

○ 신규과제 RFP를 바탕으로 연구개발사업의 전략적 우선순위와 개발비 규모를 산정하는 등 세부 실행계획으로 활용함.

○ 항공선진국 수준의 국내 항공안전/인증 관련 핵심 신기술 확보
- 국내 항공기 제작/시험/인증관련 핵심 신기술 확보
- IT, 디지털, 네트워크 및 정밀기계 기술의 접목을 통한 국부창출 기술력 확보

○ 중소형항공기(Part 25급) 제작/인증기술 인프라 구축
- 중소형항공기(Part 25급) 제작 종합평가·관리 인프라 구축
- 중소형항공기(Part 25급) 인증기술 지속적 연구기반 인프라 조성

○ 중소형항공기(Part 25급) 고급 연구인력 및 기술 연구체계 확보

○ 고부가가치 항공안전기술의 국부 창출을 통한 미래 성장산업 육성
- 중소형항공기(Part 25급) 제작 산업은 시스템 종합산업으로 고부가가치성이 높음.

○ 중소형항공기(Part 25급) 인증기술 국민 안전성 및 이동성 향상
- 쾌적하고 효율적인 대국민 중소형항공기(Part 25급) 개발
- 중소형항공기(Part 25급) 개발을 통한 국민 이동성 증진

○ 중소형항공기(Part 25급) 분야 대외 국가 신인도 및 경쟁력 강화
- BASA체결, 미국 FAA 항공안전평가 대비 등 국가 항공안전수준의 지속적 유지를 통한 국가 신인도 제고 및 국가 경쟁력 향상

○ 전체 부품 중 몇 % 국산화여부
- 탐색개발 단계에서 해당 부품 업체와 긴밀히 협의
- 부품 개발 업체의 국산화 부품 개발 의지에 영향 받음

○ 엔진부문에서 국내 업체의 입장 필요, 부품 국산화 의지 여부 확인 필요
- 국내 항공기 엔진 개발 업체와 긴밀히 협의

○ 부품국산화 가이드라인 필요
- 탐색개발 단계에서 부품 개발 업체와 긴밀히 협의

3. Part 25급 인증기 개발

가. 인증기의 요건

(1) 시장잠재력이 큰 기종

○ 정부가 추진 중인 중소형항공기의 개발 및 수출목표를 달성하기 위해서는 국내외 시장잠재력이 큰 기종을 선전해야 하는데 비즈니스제트기나 리저널제트기 중에서 틈새시장 발굴이 상대적으로 용이한 기종이 여기에 해당될 수 있음.

○ 인증기 개발에 그치지 않고 사업화를 성공하기 위해서는 최근 글로벌 시장에서 수요증가율이 가장 큰 영역에서 적절한 기종을 선정해야 하며 착수물량 확보를 위해서는 국내 항공사나 산업계의 수요가 예상되는 기종을 선정해야 함.

(2) 기술개발 성공 가능성이 큰 미래지향적 기종

○ 엄청난 투자비가 소요되는 완제기 개발이 성공하기 위해서는 국내 기반기술 수준, 완제기 개발경험, 설계 등 기술인력과 숙련공 활용 가능성을 종합적으로 판단하여 기술성공 확률이 높은 기종을 선정함.

○ 이미 개발된 경량 프로펠러기(KC-100) 개발에 이어 미래에는 중형 여객기 개발로 항공산업기반을 확충해 나갈 수 있는 ‘가교적’ 기종, 새로운 틈새시장에 유연하게 대응할 수 있도록 파생기 개발에 유리한 기종을 선정할 필요가 있음.

○ 군수용 항공기 개발에도 기여하면서 미래 PAV시대를 선도할 수 있도록 첨단 기술, 첨단 자재를 활용하는 ‘민항기와 전투기의 중간성능’을 보유한 기종을 선정하는 것이 바람직함.

(3) 진입장벽이 상대적으로 낮은 기종

○ 인증기의 수출을 통한 사업화 성공을 위해서는 글로벌 시장의 성장성, 항공기 개발에 소요되는 자본 소요량, 절대적 비용우위 달성능력과 규모의 경제 실현 가능성 등 진입장벽을 고려해야 함.

○ 초경량 항공기 개발 경험만 보유한 우리나라로서는 어느 기종을 개발하더라도 큰 진입장벽에 직면할 전망이지만 ‘시장이 빠르게 성장하고 경쟁기종이 제한되어 있으며 성능대비 시장가격이 높게 유지되면서 개발비 부담이 상대적으로 적은 기종’이 적절할 것으로 보임.

○ 제트기시장에서 Blue Ocean을 찾기 위해서는 경쟁기종과 제품을 차별화하여 우수한 성능의 항공기를 더 낮은 가격에 출시할 수 있어야 하며 동시에 후발국 개발기종들과 가격경쟁을 회피할 수 있는 첨단기종이 바람직함.

○ 아울러 이미 개발된 완제기의 개발경험을 활용하고 후발국이 개발 중인 기종과의 가격경쟁을 회피할 수 있는 고급기술 활용 기종으로서 국내수요도 유지되는 기종이 바람직함.

(4) 국민경제에 파급효과가 큰 기종

○ 항공산업은 고부가가치를 창출하고 고급 기술인력을 활용하는 산업이므로 인증기의 선정에 있어서도 국내에서 창출되는 부가가치가 극대화될 수 있는 기종을 개발할 필요가 있음.

○ 완제기는 단순제작(10%), 핵심부품 (25%)에 비해 부가가치 창출능력이 크지만 공동개발이나 OEM 방식의 생산은 국내 부가가치 창출 비중이 떨어진다는 점에서 설계나 시험, 제작 등 개발 및 생산과정을 국내업체가 주도할 수 있는 '완성도 높은 기종'을 인증기로 개발하는 것이 바람직함.

○ 인증기와 부품의 국산화 비중을 높이기 위해서는 우리나라가 글로벌 경쟁력을 지닌 기계, 전자통신, 컴퓨터, 전기, 신소재 등의 산업기반을 최대한 활용하는 기종이 유리하며 파급효과를 높이기 위해서는 전·후방 연관산업 발전을 촉진하는 기종이 바람직함.

(5) 투자능력과 사업성

○ 민간 항공산업 역량이나 완제기 생산역량을 갖춘 한국항공우주산업(KAI)의 자금력으로는 과다한 개발비를 부담할 수 없으며 복지분야에 대한 지출소요가 커지는 상황에서 정부에서도 인증기 개발에 많은 자금을 출연할 수 없는 상황을 고려하여 투자비가 상대적으로 적게 드는 기종을 선정함.

○ 항공기는 대략 10년이 지나야 순현금흐름(NPV)이 플러스로 돌아서는데 이 기간에 개발비를 회수할 가능성이 가장 높은 기종을 선정함.

○ 변형기(또는 파생기)의 설계·개발·시험·인증에는 시간 및 비용부담이 상대적으로 크지 않다는 점에서 많은 변형기를 파생시킬 수 있는 기종을 선정

나. 국산화 검토대상기종들의 사업성 비교

○ 우리나라는 그 동안 90인승 터보프롭기(KTP900), 50인승 터보제트기(KRJ500), 초경량 제트기(KTJ) 등을 국산화대상으로 검토한 바 있음.

○ MIT의 표준생산비 모델을 적용하여 표준생산비를 추정하고 기종별 시장전망을 토대로 가능한 판매가격을 전망하고 판매량 시나리오를 만든 다음 사업화를 추진했을 때의 수익성을 비교해보면 다음과 같음.

표 39 기종 별 수익성 비교

구 분	KTJ	KRJ500	KABJ
A. 시장규모(향후 10년 수요전망)	7,330대	1,300대	956대
B. 판매량 추정	1,000대	400대	287대
C. 목표시장 평균가격	$3.5～6.0M	$22.5M	$12.5M
D. 표준 생산단가[1)]	$5.6M	$21.2M	$9.4M
E. 한 대당 기대수익 (=C-D)	최대 $0.4M	$1.3M	$3.1M
F. 10년간 기대수익 (=B*E)	최대 $400.0M	$520.0M	$890.0M

㈜ 1. 단순비교를 위해 금융비용, 관리비 등을 무시.
2. 프로펠러기의 시장전망은 불투명하므로 KTP900기종은 비교대상에서 제외함
출처: Cost Analysis, Karen Willcox, MIT, Aerospace Computational Design Laboratory, 2004 및 중소형항공기 인증기술개발기획, 국토부/건교평, 2008

○ 이 표에서 보는 것처럼 KTJ의 경우는 표준 생산비에 비해 경쟁기종들의 가격이 너무 낮게 유지되고 있어서 판매목표를 달성한다 해도 수익을 창출하기 어렵고 리저널 제트기인 KRJ 500의 경우에도 판매수익이 미미한 수준이어서 금융비용과 관리비 등을 고려하는 경우 수익성이 훨씬 악화될 수 있음. 반면 KABJ의 경우는 대당 기대수익이 목표시장 평균가격의 20%를 상회하므로 금융비용과 관리비를 고려하더라도 수익성이 있음.

○ 한편 MIT모델을 이용해서 세 기종의 표준개발비를 추정하고 대당 수익(=판매가격-생산단가)으로 투자비 회수기간을 추정한 결과는 다음과 같음.

표 40 기종 별 표준 개발비 회수기간 분석

구 분	KTJ	KRJ500	KABJ
A. 표준 개발비	$171.6M	$654.9M	$302.6M
B. 한 대당 기대수익	-$2.1～0.4M	$1.3M	$3.1M
C. 개발비회수 판매대수 (=AB)	429대 이상	504대	98대
D. 개발비 회수기간	4.3년 이상	13.0년	3.5년

출처: Cost Analysis, Karen Willcox, MIT, Aerospace Computational Design Laboratory, 2004 및 중소형항공기 인증기술개발기획, 국토부/건교평, 2008

○ 이 표를 보면 KTJ의 경우 경쟁기종의 최고가격을 적용했을 경우에만 개발비 회수가 가능하고 KRJ500과 KABJ의 경우는 각각 13.0년 및 3.5년으로 추정됨. 그러나

①현실적인 할인율을 적용하고 ②적정수준의 금융비용 및 관리비 등을 비용에 포함시키면 3개 기종의 개발비 회수기간은 훨씬 길어질 것임.

○ 여기서는 제외했지만 90인승 터보프롭기(KTP900)는 항공사들이 프로펠러기를 제트기로 전환하는 추세이고 리저널제트기에 비해 개발비가 훨씬 많이 소요된다는 점에서 KRJ500보다도 사업성이 훨씬 열악할 것으로 예상됨.(국토부/건교평의 분석결과, 2008년)

다. 인증기의 적정기종

○ 시장잠재력의 관점
- 두 개 기종이 경합하는 SLJ급 영역이 수요가 안정되어 있고 국내 대기업들의 성장에 따라 내수도 기대할 수 있는 반면 VLJ급 시장은 수많은 업체들이 다양한 가격대와 성능을 지닌 제품을 출시하면서 완전경쟁을 벌이고 있으며 Midsize 및 Large Jet 영역은 개발비가 과다하게 소요되고 국내수요도 제한된다는 점에서 리스크가 큼.

○ 기술개발 성공 가능성 및 미래지향성 관점
- 소형항공기 개발경험만 보유한 우리나라로서는 Medium급 보다는 Light Jet영역에서 인증기를 선정하는 것이 개발경험을 활용할 수 있고 기술성공 가능성도 높음.
- 즉 초경량급 프로펠러기와 KT-1경험을 활용하면서 장차 중형여객기와 PAV 개발로 나아가기 위한 가교적 기종으로서 크기는 SLJ급에 민항기와 전투기의 중간 성능을 지닌 첨단 비즈니스기가 적절함.

○ 진입장벽의 관점
- 비즈니스기 시장에서 SLJ급 영역이 성능 대비 가격이 상대적으로 높게 유지되며 차별화된 제품을 개발하기 용이함.
- VLJ급 기종은 치열한 경쟁에 직면해야 하고 KC-100을 개발한 우리나라로서는 중복투자의 의미가 있음.
- Medium 이상의 비즈니스제트기와 리저널제트기 기종들은 경쟁력을 갖춘 기존 업체들의 아성을 뚫기가 어려우며 기술성공 가능성도 상대적으로 낮다는 점에서 불리함.
- 또한 프로펠러기는 중국과 우크라이나가 성능에 비해 너무 저렴한 가격으로 제품을 출시하고 있으며 국내수요도 기대할 수 없다는 점에서 개발리스크가 큼.

○ 국민경제에 미치는 파급효과 관점
- 우리나라는 기계, 전자통신, 컴퓨터, 전기, 신소재 등의 산업기반이 잘 갖추어져 있으므로 장차 항공기의 개발과 생산에 유리한 환경이 조성됨. 그러나 국내 기반산업을 활용하고 국내 부가가치 창출을 극대화하기 위해서는 개발과정을 우리나라가 주도하고 개발된 완제기와 부품의 인증을 획득해야 함.
- 이런 관점에서 상대적으로 우리나라의 주도하에 기술개발을 성공시킬 수 있는 SLJ급 이하의 기종이 유리하며 외국기술 의존도가 높은 기종들은 완제기 개발의 의의를

상실하는 결과를 초래할 수 있음.

○ 투자능력과 사업성 관점
- 우리나라가 완제기 대상으로 검토해온 기종들 중에서 VLJ급 기종은 투자비가 적게 들지만 경량 항공기로의 개발편중 현상을 초래함으로써 중복투자의 의미가 있고 리저널제트기와 90인승 터보프롭기는 개발비가 과다하게 소요된다는 점에서 리스크가 큼.
- 기존 연구(건교평 '중소형항공기인증기술개발기획, 2008')에서 분석한 것을 보면 50인승 리저널 제트기나 90인승 터보프롭기는 1조원이 훨씬 넘는 개발비가 소요되며 사업성도 그리 양호하지 않은 것으로 나타났음.
- 이에 비해 SLJ급 기종은 5천억 내외의 투자비로 기체를 개발할 수 있고 경량 항공기에 이어지는 '가교적' 기종으로서 기술축적에 유리하며 변형기 개발 수요를 유인할 수 있고 향후 중형 여객기나 PAV 개발에 축적된 기술을 활용할 수 있다는 점에서 유리함.

○ 사업성 관점
- 수익성 및 개발비 회수기간을 분석한 결과에서도 그 동안 우리나라에서 중소형항공기 개발기종으로 검토되었던 기종 중 KBBJ 기종이 가장 사업성이 높다는 사실을 입증함.
- 특히 SLJ급 비즈니스제트기 시장은 ①표준개발비와 표준생산비 대비 항공기 가격이 높게 형성되어 가격 면에서의 진입장벽이 상대적으로 낮고 ②많은 국내기업들이 글로벌 대기업으로 성장함에 따라 내수시장 발굴이란 측면에서도 유리하며 ③KC-100과 KT-1 등의 개발경험을 활용하면서 점진적으로 중·대형 기종으로 개발을 확대해 나갈 수 있는 가교 기종이라는 점 ④공동개발을 추진하더라도 국내기업이 주도적 역할을 수행할 수 있다는 점에서 인증기 대상으로서 적절함.

라. 논의의 종합: 이상의 논의를 종합하면 SLJ급 KABJ기종이 항공산업의 선진화를 선도할 수 있는 완제기로서 가장 적합한 기종임.

표 41 인증기 대상 기종들의 적합성 비교

구 분	속 성	LJ기종	SLJ기종	RJ기종	R/C프롭
시장 성장성	수요증가율의 수준	◎[1)]	◎	◎	△
가격경쟁력	가격경쟁 우위 가능성	△	○	○	△
제품차별화	성능우위 확보 가능성	◎	◎	○	○
연비・유지비	연비의 효율성과 유지비	○	○	○	◎
진입장벽	경쟁기종 수/가격대	○	◎	△	△
내수기반	국내판매 가능 수량	◎	○	△	△
기반기술	독자개발/생산 가능성	◎	◎	○	○
투자비 부담	투자비 규모/독자조달	○[2)]	◎	△	△
기술파급효과	항공/연관산업 파급효과	○[2)]	◎	◎	◎
부가가치	단독생산/GDP 기여도	◎	◎	○	○
종합평가[3)]	기술/사업화 성공가능성	24	27	19	17

주: 1) ◎는 ‘유리(3점), ○는 ‘보통(2점), △는 ‘불리 또는 불확실(1점)’을 의미
2) 이미 민간용 소형항공기와 KT-1/T-50 등 훈련기 개발경험이 있으므로 경제적 파급효과 측면에서 중복투자의 의미가 있음
3) 점수가 높을수록 개발이 유리한 기종(최고 30점, 최저 10점)

4. SWOT 분석

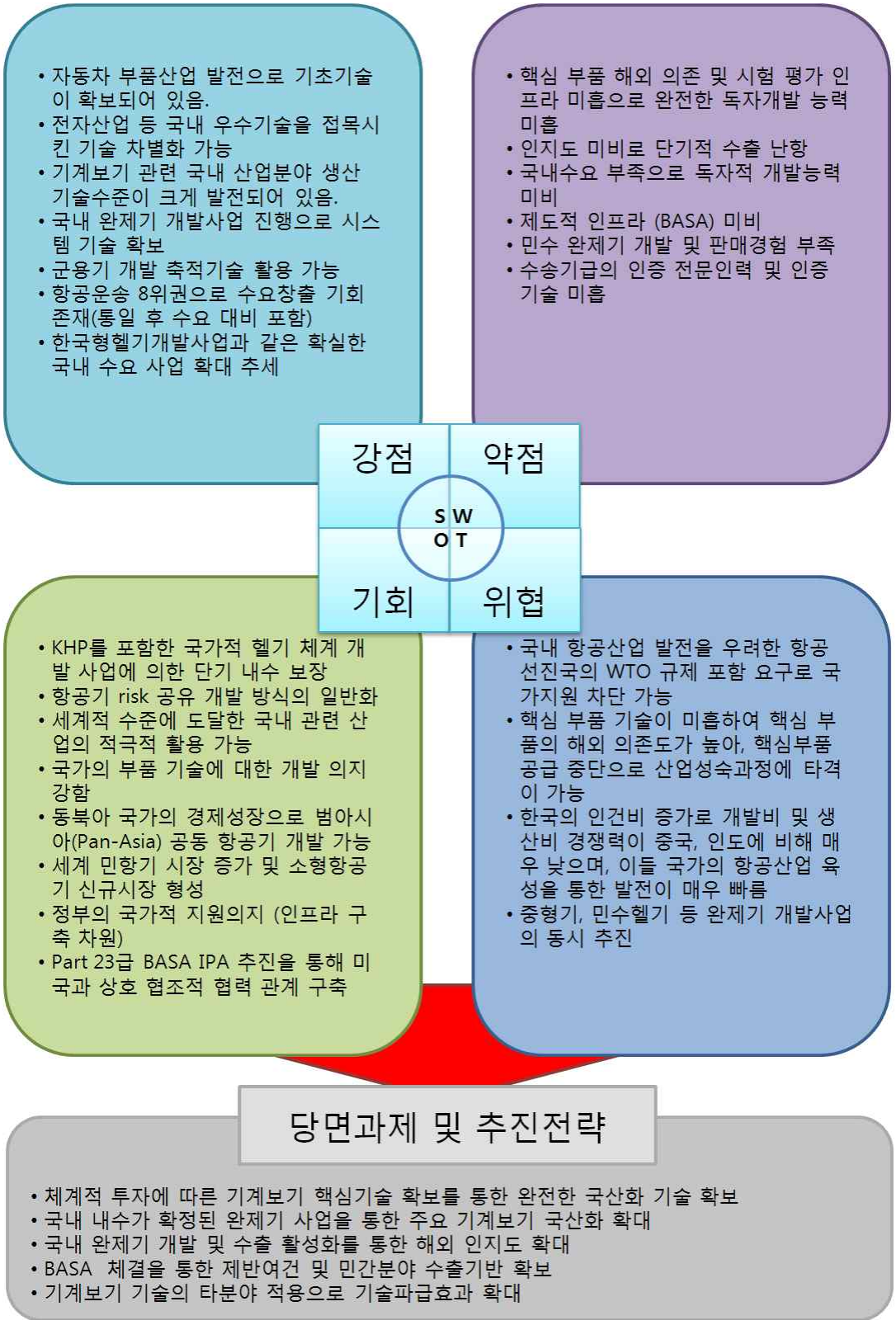
○ 강점 요인
- 1970년대 이후로 집중 투자된 자동차 분야의 성장에 따른 자동차 부품산업의 동반 발전으로 기초기술이 확보되어 있음.
- 자동차 산업뿐만 아니라 전자, 조선 산업 등 국내 우수기술을 접목시킨 기술의 차별화 가능
- 기계보기 관련 국내 산업분야 생산기술 수준이 크게 발전되어 있음,
- 국내 KT-1, T-50 및 KC-100 등 완제기 개발 사업을 통해 항공기 개발 시스템 기술을 확보
- T-50, KHP 등 군용기 개발 축적기술 활용 가능
- 우리나라는 항공운송 8위권으로 항공기 수요창출의 기회 존재(통일 후 수요 대비 포함)
- 한국형헬기개발사업과 같은 확실한 국내 수요 사업 확대 추세

○ 약점 요인
- 엔진 등 핵심 부품의 해외 의존 및 시험평가 인프라의 미흡으로 완전한 독자개발 능력 부족
- 국내 기 개발된 항공기의 낮은 국제 인지도로 단기적 수출 난항

- 개발될 항공기의 국내수요 부족
- BASA 인증 등 제도적 인프라 미비
- 군용기 개발 위주의 정책으로 민수 완제기 개발 및 판매경험 부족
- 수송기급 인증 전문인력 및 인증기술 미흡

○ 기회 요인
- KHP를 포함한 국가적 헬기 체계 개발 사업에 의한 단기 내수 보장
- 항공기 risk 공규 개발 방식의 일반화
- 세계적 수준에 도달한 국내 관련 산업의 적극 활용
- 국가의 부품 기술에 대한 강한 개발 의지
- 동북아 국가의 경제 성장으로 범아시아 공동 항공기 개발 가능성
- 세계 민항기 시장 증가 및 소형항공기 신규시장 형성
- 정부의 국가적 지원의지 (인프라 구축 차원)
- Part 23급 BASA IPA 추진을 통해 미국과 상호 협조적 관계 구축

○ 위협 요인
- 국내 항공산업 발전을 우려한 항공선진국의 WTO 규제 포함 요구로 국가지원 차단 가능성
- 핵심 부품 기술의 미흡으로 해외 의존도가 높아져, 항공선진국의 핵심부품 공급 중단으로 인한 산업성숙과정에서의 타격 가능
- 우리나라의 인건비 상승으로 개발비 및 생산비 경쟁력이 중국 또는 인도에 비해 매우 낮으며, 이들 국가의 항공산업 육성을 통한 발전이 매우 빠름.
- 중형기, 민수헬기 등 완제기 개발사업의 동시다발적 추진


• 자동차 부품산업 발전으로 기초기술이 확보되어 있음.
• 전자산업 등 국내 우수기술을 접목시킨 기술 차별화 가능
• 기계보기 관련 국내 산업분야 생산기술수준이 크게 발전되어 있음.
• 국내 완제기 개발사업 진행으로 시스템 기술 확보
• 군용기 개발 축적기술 활용 가능
• 항공운송 8위권으로 수요창출 기회 존재(통일 후 수요 대비 포함)
• 한국형헬기개발사업과 같은 확실한 국내 수요 사업 확대 추세
• 핵심 부품 해외 의존 및 시험 평가 인프라 미흡으로 완전한 독자개발 능력 미흡
• 인지도 미비로 단기적 수출 난항
• 국내수요 부족으로 독자적 개발능력 미비
• 제도적 인프라 (BASA) 미비
• 민수 완제기 개발 및 판매경험 부족
• 수송기급의 인증 전문인력 및 인증 기술 미흡
강점
약점
S W
O T
기회
위협
• KHP를 포함한 국가적 헬기 체계 개발 사업에 의한 단기 내수 보장
• 항공기 risk 공유 개발 방식의 일반화
• 세계적 수준에 도달한 국내 관련 산업의 적극적 활용 가능
• 국가의 부품 기술에 대한 개발 의지 강함
• 동북아 국가의 경제성장으로 범아시아(Pan-Asia) 공동 항공기 개발 가능
• 세계 민항기 시장 증가 및 소형항공기 신규시장 형성
• 정부의 국가적 지원의지 (인프라 구축 차원)
• Part 23급 BASA IPA 추진을 통해 미국과 상호 협조적 협력 관계 구축
• 국내 항공산업 발전을 우려한 항공선진국의 WTO 규제 포함 요구로 국가지원 차단 가능
• 핵심 부품 기술이 미흡하여 핵심 부품의 해외 의존도가 높아, 핵심부품 공급 중단으로 산업성숙과정에 타격이 가능
• 한국의 인건비 증가로 개발비 및 생산비 경쟁력이 중국, 인도에 비해 매우 낮으며, 이들 국가의 항공산업 육성을 통한 발전이 매우 빠름
• 중형기, 민수헬기 등 완제기 개발사업의 동시 추진
당면과제 및 추진전략
• 체계적 투자에 따른 기계보기 핵심기술 확보를 통한 완전한 국산화 기술 확보
• 국내 내수가 확정된 완제기 사업을 통한 주요 기계보기 국산화 확대
• 국내 완제기 개발 및 수출 활성화를 통한 해외 인지도 확대
• BASA 체결을 통한 제반여건 및 민간분야 수출기반 확보
• 기계보기 기술의 타분야 적용으로 기술파급효과 확대

3절. 연구개발과제 구성

○ 본 연구과제는 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반을 구축하여 향후 항공기 시장에 신흥강국으로 발돋움하기위한 내실을 다지는 과제로서, 중소형항공기(Part 25급)의 설계, 제작, 시험, 부품 및 인증 등의 전 방면에서 많은 시간과 예산이 요구됨. 따라서 본 과제는 업무 내용상 5개의 대 과제 분리하여 수행하기로 한다. 먼저 업무 내용상으로는 아래 그림과 같은 세 가지의 주요 업무로 구성됨.

1. 중소형항공기(Part 25급) 시제기개발
2. 중소형항공기(Part 25급) 중소형기급 인증기술 개발 및 시범인증(BASA체결)
3. 중소형항공기(Part 25급) 지원 인프라 구축

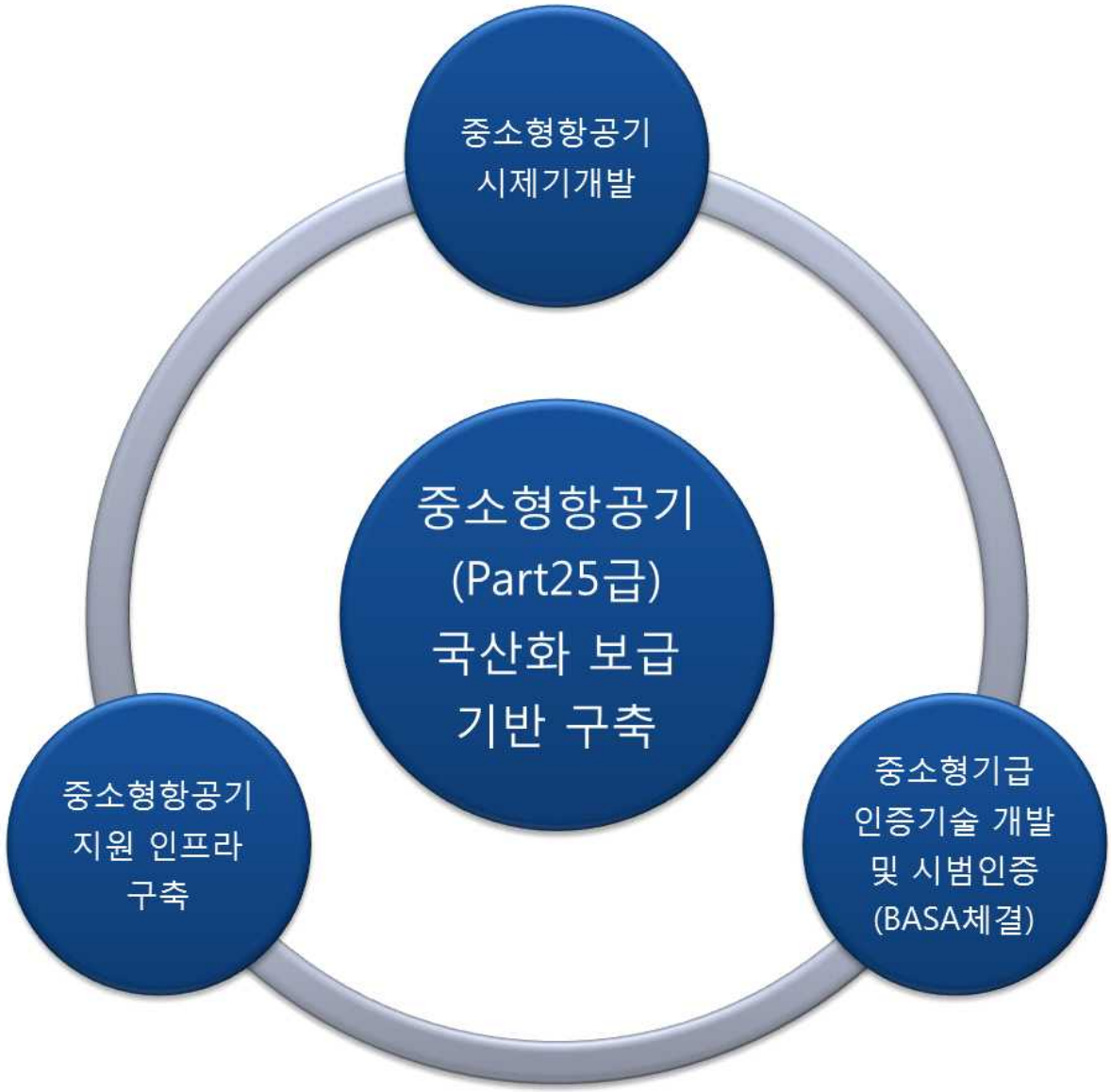


그림 66. 연구개발과제 구성

○ 대규모 예산이 투입되는 연구개발의 리스크를 완화하기 위해 탐색개발과 본 개발 과제를 분리하여 수행함.

○ 중소형항공기(Part 25급) 인증 시제기 제작, 인프라 구축 등에 있어서 수천억원이 투입되는 대형과제로서 역량을 축적하여 사업의 리스크를 낮추고 과제의 궁극적인 성공률을 올리기 위해 초반 2년을 본개발단계로 분리하여 전체 예산의 2%정도를 할당, 초기 연구를 수행하고 이후 본사업을 진행하는 방향으로 과제를 수행함.

○ 본 개발 단계는 전체 6년으로 구성되는데, 6년동안 중소형항공기(Part 25급) 인증 시제기 제작 및 인프라 구축을 수행함.
- 탐색개발단계 (2년)
- 본개발(6년)



1. 중소형항공기(Part 25급) 탐색 개발 기간 산출 근거

가. 중소형항공기(Part 25급) 인증 시제기 탐색 개발

○ 중소형항공기 인증기 개발 기간은 탐색개발 2년으로 산정하였음.
- 탐색개발 단계에서는 타당성검증을 거쳐 항공기 개념설계에 착수하고, 이와 병행하여 고위험 기술요소의 리스크 저감을 위한 Technical Readiness Program을 수행하며, 최소 2년간의 개발 기간이 필요함.

* 개발 단계별 업무 정의

탐색개발 (2년)
•중소형항공기 타당성 검증 - 시장분석 - 기술적 타당성 분석 - 사업성 분석 •중소형항공기 개념설계 - 판매예측 검증 - Business Plan 검증 - 설계목표 검증 및 기준형상 확정 •Technical Readiness Program - 구조물 제작개념 및 공정 검증 - 핵심시스템 설계개념 및 성숙도 검증 - 소재류 Material Database 구축 •국제협력 방안 수립 •중소형항공기 제작 인프라 구축방안 수립 •중소형항공기 시험 인프라 구축방안 수립 •중소형항공기 체계개발 계획 수립

나. 중소형항공기급(Part 25) BASA IPA 확대 사전연구

○ 국내 개발 중소형항공기를 미국과의 BASA IPA 확대를 위한 시범인증사업의 대상으로 선정하고 미국 측의 기술평가를 진행하기 위해서는 미국과 동등한 수준으로 우리나라의 인증체계 및 인증절차 정비가 선행되어야 함.

○ 미국연방항공청은 BASA IPA 확대를 위한 시범인증 추진 여부를 결정함에 있어 상대국의 인증시스템, 인증체계 및 절차, 인증기술능력 등이 시범인증 추진에 적정하도록 준비가 되어 있는지를 중요하게 고려하고 있음.

○ 특히, Part 25급은 BASA IPA의 최종 단계로서 미국은 항공기 인증 및 운항을 포함한 항

공안전 분야가 미국과의 동등성을 가지고 있는지를 시범인증 과정에서 평가할 것임.

○ BASA IPA 확대를 위한 시범인증 추진을 위해서는 사전에 미국연방항공청과 실무협의를 통해 대략적인 대상항공기, 일정 계획 등을 검토하고 이를 토대로 확대의향서 전달 등 필요한 조치를 취하여야 함.

○ 본 연구는 향후 실용화 개발 착수 시에 미국연방항공청과 함께 중소형항공기(Part 25급)를 시범인증 사업으로 선정한 후, 기술평가 등 절차를 차질없이 진행하기 위한 것으로 다음 분야에 대한 중점 연구가 필요함.

- Part 25급의 중소형항공기 시범인증 착수 시 차질 없는 인증 수행이 가능하도록 현재 Part 23급을 중심으로 구축된 국내 인증시스템 중 보완이 필요한 분야를 집중 연구하고 이를 토대로 인증 및 필요시 운항 관련 항공법규 및 관련 절차/지침의 개선안을 사전 도출
- 중소형항공기의 인증기준을 구성하는 감항기준(Part 25, Part 26) 및 환경기준(Part 34, Part 36)에서 규정된 핵심인증기술 분석
- 사전 FAA와의 협의를 통해 Part 25급으로 BASA IPA를 확대하기 위한 방안을 연구하고 FAA 합의 하에 확대의향서(Letter of Intention)를 전달

○ 본 연구를 통해 중소형항공기의 인증은 물론 필요시 항공기 인증과 연계된 운항 요건을 고려한 종합적인 인증 체계 및 절차를 구축하고 인증기준을 사전에 분석하여 인증기술 분야별로 요구되는 적합성입증지침서를 개발하며 실용화 개발 착수 전에 미국과의 BASA IPA를 Part 25급으로 확대하기 위한 방안 연구 등 중소형항공기 인증에 필요한 제도적/기술적/국제협력 측면에서 요구되는 제반 사항의 준비가 요구됨.

○ Part 25급의 중소형항공기 인증시스템 연구를 통해 국내 인증 종합 체계 및 절차 구축 (약 2년의 기간 필요)

- 중소형항공기 인증-운항 종합체계 구축을 위한 항공법규 보완사항 연구 및 개정(안) 도출
  * 항공기 인증과 연계된 ICAO/미국 FAA/유럽 EASA의 중소형항공기 운항 요건에 대한 연구 포함
- 중소형항공기 인증-운항 관련 훈령/고시 등 세부절차 개선방안 연구 및 제·개정(안) 도출

○ 중소형항공기 인증인력 양성 및 인증기술 확보 (약 2년의 기간 필요)

- 중소형항공기 적용 인증기준에 따른 인증기술분야별 인증요건 연구
- 인증요건별 적합성입증방법(Means of Compliance, MOC) 연구

- 인증수행 전담인력의 양성계획 및 인증기술 확보 방안 수립

○ BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 방안 연구 (약 2년의 기간 필요)

- Part 25급 BASA IPA 확대추진을 위한 FAA 사전 협의
- FAA 가용일정/기술평가 인력계획 협의 및 확인
- FAA에 확대의향서(Letter of Intention) 전달
- 미국연방항공청(FAA)과의 국제협력프로그램 수립

○ 연구 초기에는 Part 23급 소형비행기의 형식증명 업무를 전담한 전문검사기관의 인증 엔지니어를 중심으로 일반적인 Part 25급 항공기의 인증 기술요건의 연구를 전담함.

○ 미연방항공청(FAA) 협력 하에 FAA 인증교육 프로그램, OJT 등 FAA 보유 인프라의 적극 활용을 추진

- 국내에 Part 25급의 인증경험이 전무함을 고려하여 미연방항공청과 협의 하에 FAA Academy를 이용한 인증교육 이수, FAA Transport Airplane Directorate에서의 OJT를 이수하도록 함으로써 Part 25급 항공기의 인증에 필요한 기술을 조기에 효율적으로 습득하도록 하고, FAA 담당 엔지니어와 기술교류가 가능한 인적 네트워크 구성을 도모함.

○ 이와 병행하여 미국연방항공청 은퇴 기술자 또는 DER 전문가를 활용한 인증기술 자문계획을 수립하여 필요한 기술자문을 받음으로서 FAA가 전수를 꺼리는 기술 내용을 이전받음.

- 해외 인증전문가를 적극 활용하여 국내의 취약한 Part 25급 인증경험을 보완하고 조기에 인증기술능력 확보를 추진

○ FAA측과 POC 개설 및 국제협력프로그램을 수립하여 시범인증 시 원활한 협력관계 구축을 도모함

- FAA 담당 사무국과 실무협의를 통해 Part 25급 BASA IPA 확대를 위한 계획을 논의하고 방문협의 또는 초청협의를 통해 확대의향서 전달을 위한 기초 작업을 수행.

2. 중소형항공기(Part 25급) 시제기 개발 기간 산출 근거

○ 중소형항공기 인증기 개발 기간은 본개발(체계개발) 6년으로 산정하였음.
- 체계개발 단계에서는 1년간의 기본설계를 거쳐 항공기 설계가 확정되면 2차년도에 형식증명 신청을 하고 신청후 5년 이내인 6차년도까지 형식증명을 취득하는 것을 목표로 하여, 6년간의 개발 기간으로 산정함.

○ 체계개발 단계까지 수행되는 업무는 비행시제기 5대를 제작하여 형식증명을 취득하고 제작증명용 시범기 1대를 제작하는 것까지 포함되며, 제작증명 획득과 양산화는 체계개발 이후의 별도 후속 과제로 진행하는 것으로 정의하였음.
- 체계개발에서는 제작증명 시범기 1대의 감항증명(AC)까지만 획득함.
- 제작증명 획득은 시범기 1대만으로 곤란하며, 후속 과제를 통해 시범기 추가 생산, 감항당국의 검증을 받아야 함. (필요한 시범기 대수는 추후 검토 필요)

* 개발 단계별 업무 정의

체계개발 (6년)
•개념정의 및 기술위험도 완화 연구 •개발관리 •중소형항공기 체계개발 - 기본설계 - 공력해석 - 구조 설계/해석 - 세부계통 설계/해석 - 제품보증 해석 •중소형항공기 시험평가 - 실험실 시험 - 지상 시험 - 비행 시험 •중소형항공기 시제기 제작 - 비행 시제기 제작 - 전기체 구조 시제기 제작 •중소형항공기 시제기 제작 인프라 구축 •중소형항공기 제작증명 시범기(1대) 제작

3. 중소형항공기(Part 25급) 인증 인프라 구축 기간/비용 산출근거

○ 중소형항공기의 인증 기간은 신청으로부터 인증 완료까지 5년 이내에 종결하도록 규정되어 있음.(국토해양부 고시 제2012-653호, “항공기기술기준”의 Part 21, “항공기등, 장비품 및 부품 인증절차” 21.17 ’적용기준의 지정‘의 ‘c’항)

○ 항공기 인증절차에 따라 중소형항공기 제작자는 인증 신청 전에 인증당국 및 전문검사기관의 신청사항에 대한 사전 협의 및 안내를 거치도록 되어 있으며, 인증이후 3개월 이내 형식검사보고서 등 요구되는 자료를 완료하도록 되어 있음.(국토해양부 훈령 760호, “항공기형식증명 지침”)

○ 국내에서 신규로 독자 개발하는 중소형항공기에 대한 형식증명을 위해서는 신청 전 탐색개발 단계에서부터 신청자와 인증당국/전문검사기관 간에 인증기준(Certification Basis)의 사전 검토 및 확정, 인증계획 등의 내용이 검토되어야 실용화 개발 단계에서 차질없는 진행이 가능하고, 미연방항공청(FAA)과 BASA IPA를 Part 25급으로 확대하기 위한 사전 실무회의/합의와 공식적인 확대의향서 전달을 위한 준비기간이 요구됨.

○ 따라서, 중소형항공기의 인증 및 BASA IPA 확대를 위한 사전 준비기간 2년과 실용화 개발 시 소요되는 6년의 기간을 고려하는 것이 타당함.

- 인증단계별 인증업무 대비 소요 인증인력 분석

  * 인증단계별 인증업무 정의

탐색개발(2년)	인증신청 전 준비 및 인증단계(5.5년)	인증관리 및 BASA IPA 확대추진단계(0.5년)
·수송기급 항공기 인증 시스템 보완 ·Part 25급 인증법규/규정/ 절차 등 분석 및 시스템 반영 ·적용 인증기준에 따른 핵심 인증기술 분석(평가 요소, 방법 등) ·중소형기 인증계획 검토 및 협의 ·BASA IPA 확대 준비 - FAA 사전 협의 및 확대 의향서(Letter of Intention) - FAA 가용일정/기술평가 인력계획 확인	·인증시스템 적용/개선 ·도면 및 규격서 승인 ·형식설계 적합성확인 및 합치성검사 ·인증시험계획서 승인, 시험 입회확인, 시험결과 확인 ·개발자 비행시험 ·기능 및 신뢰성시험 ·인증비행시험 수행 ·운항평가(AEG, FSB, FOEB 등) ·계속감항성(ICA) 평가 및 승인(MSG, MRB 등) ·FAA 기술평가	·항공기 인증시스템 적용/개선 ·계속감항성(ICA)체계운영 ·설계변경 승인(STC 및/ 또는 ATC) - 도면 및 규격서 승인 - 형식설계 적합성확인 및 합치성검사 - 시험계획서 승인, 시험 ·입회확인, 시험결과확인 - 개발자 비행시험 / 인증 비행시험 수행 - 계속감항성(ICA) 평가, 승인 ·BASA IPA 확대 협상 (Negotiation)

○ 동 기간 중에 요구되는 중소형항공기급의 인증을 소요인력은 다음과 같이 예상됨.
- 신청 전 준비단계 : 40명
- 인증, 인증관리 및 BASA IPA 확대 단계 : 70명
※ 이는 일본/중국의 인증전담 인력 및 KC-100 소형항공기 인증수행인력 규모를 고려한 것으로 일본/중국의 인증조직 및 전담인력은 다음과 같음.

○ 중국 Civil Aviation Administration of China
- 중국민용항공총국은 1925년 설립된 항공국의 후신으로 1954년 제1차 인민회의에서 CAAC로 개칭됨. 국가경제와 항공교통발전에 따라 중국은 민간항공과 공항분야에서 두드러진 발전을 이룩하였으며 1988년부터 행정 및 규제기관의 역할을 수행하고 있음(중국민항을 분할하여 복수민항시대를 열고 항공사의 관리는 재무부로 이관함).
- CAAC는 항공기 감항인증 조직으로 항공기적항인증(사)를 두고 있으며, ARJ(70~90인승) 및 C919(150석) 등의 형식증명 업무 전담 형식증명 수행 인력으로 2010년 5월 기준 약 150여명을 두고 있음. 이외에 해외 공급업체 인증에는 외국과의 BAA/BASA를 적극 활용하고, 자국내 인증에는 자체 위임제도를 활용하고 있음.

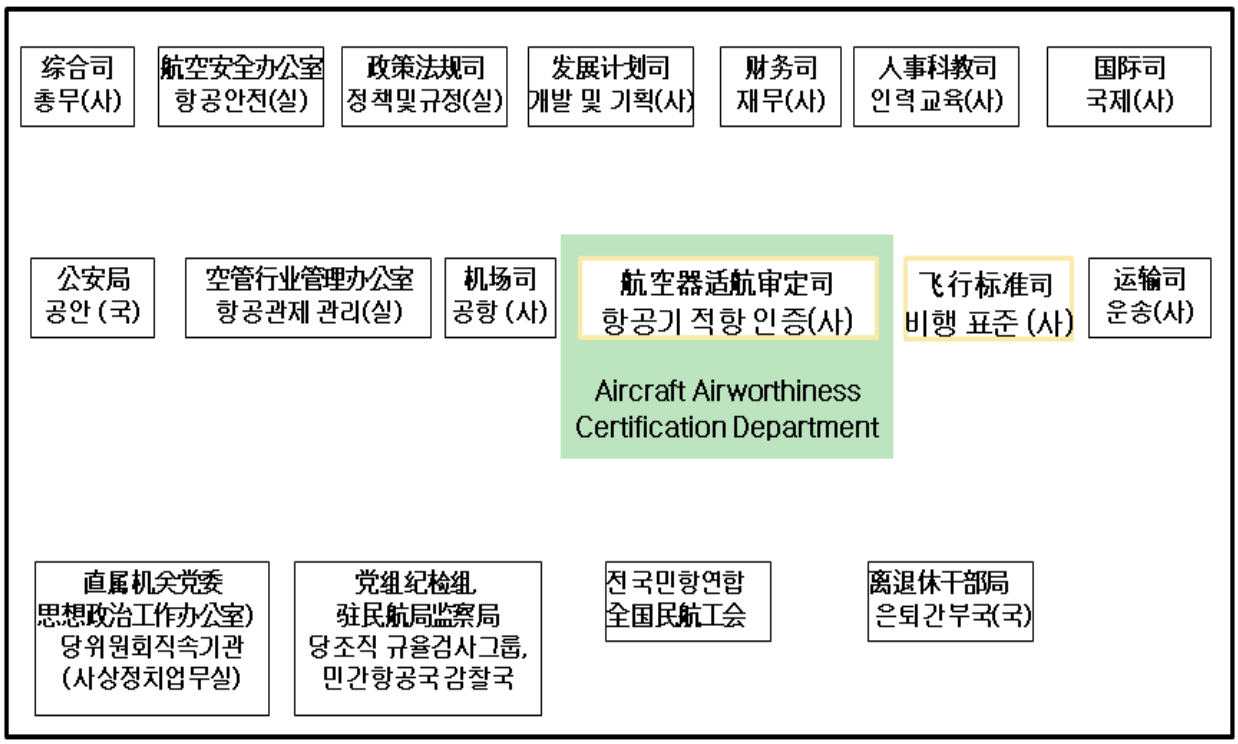


그림 67. CAAC 조직

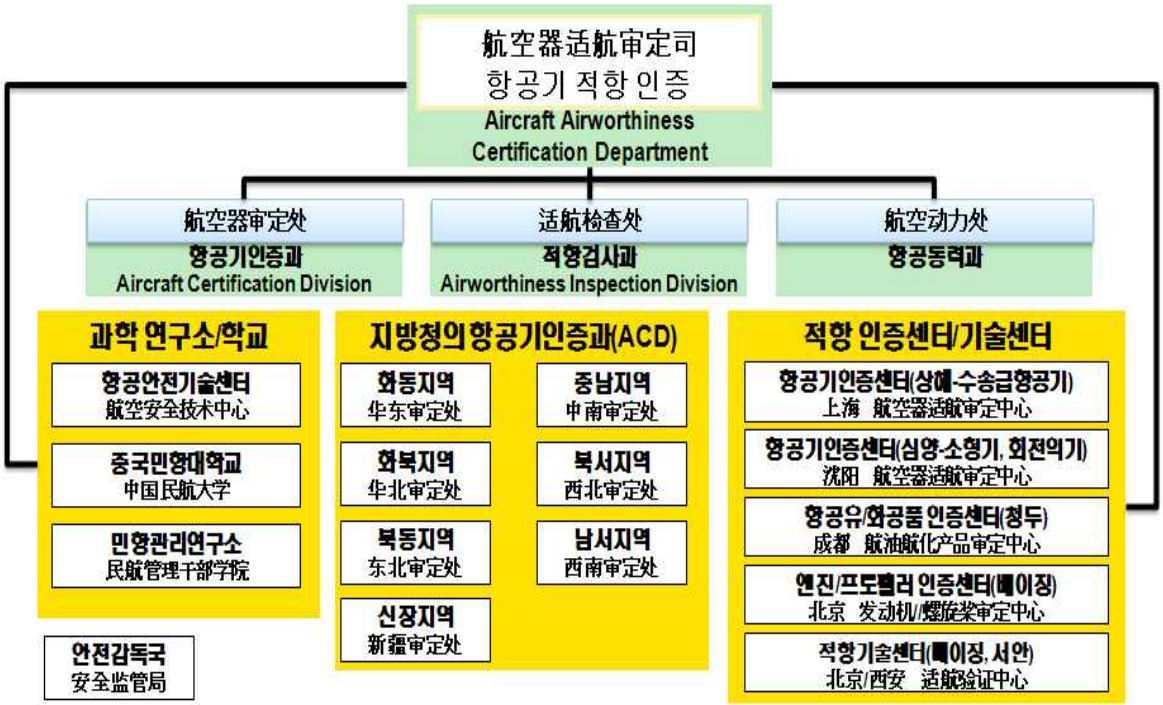


그림 68. CAAC 항공기 감항인증 조직

○ 일본 Civil Aviation Bureau

- 일본 항공국은 국토교통성의 조직의 일부로서 총정원은 6,903명이며, 이중 항공국(707명), 지방항공국(470명), 항공보안대학교(301명), 항공교통관제부(1,260명), 공항사무소(3,244명), 공항출장소(483명) 등으로 구성되어 있음.(“2010 항공연감”, 한국항공진흥협회 자료 기준)
- 항공기 감항증명, 형식증명, 사업장의 인증 등과 관련된 업무는 항공국 기술부(Engineering Department)의 항공기 안전과에서 담당하고 있음.

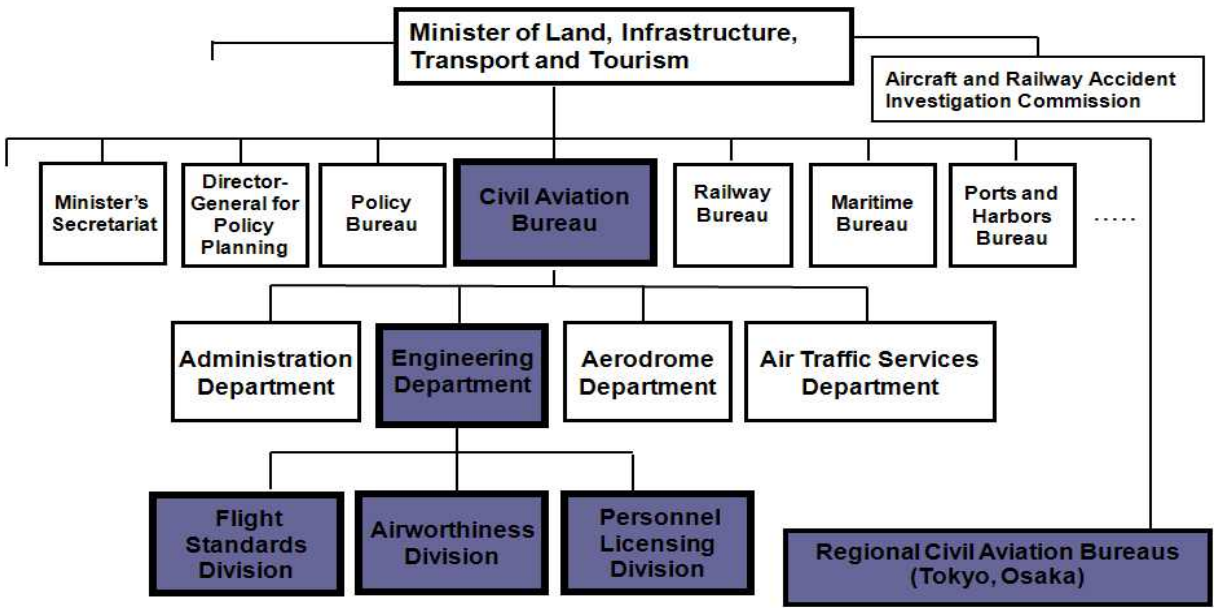


그림 69. CAB 국토교통성 항공국 조직

- 항공기기술검사센터(AECC, 航空機技術審査センター) : 일본항공국은 일본의 형식증명 역량을 강화하고자 2004년 4월 1일 나고야에 항공기기술검사센터(AECC)를 설립하였음. 항공기기술검사센터는 일본내 항공기 개발 시의 형식증명을 중심으로 업무를 수행하며, 또한 전 세계적으로 운용되는 일본이 설계국인 항공기의 정비방식의 재검토, 사고 및 문제에 대한 사용자 요청에 대응하기 위한 설계검토 업무를 수행함. 2004년 설립시 항공기기술심사관 17명으로 시작하였으며 각 기술분야에 대한 전문적 심사를 수행하면서 MRJ의 개발 진척에 맞추어 조직을 강화하였는바, 2011년 4월 기준 73명 (Flight Test Pilot/Engineers는 포함되지 않은 숫자임)으로 구성되어 있음.

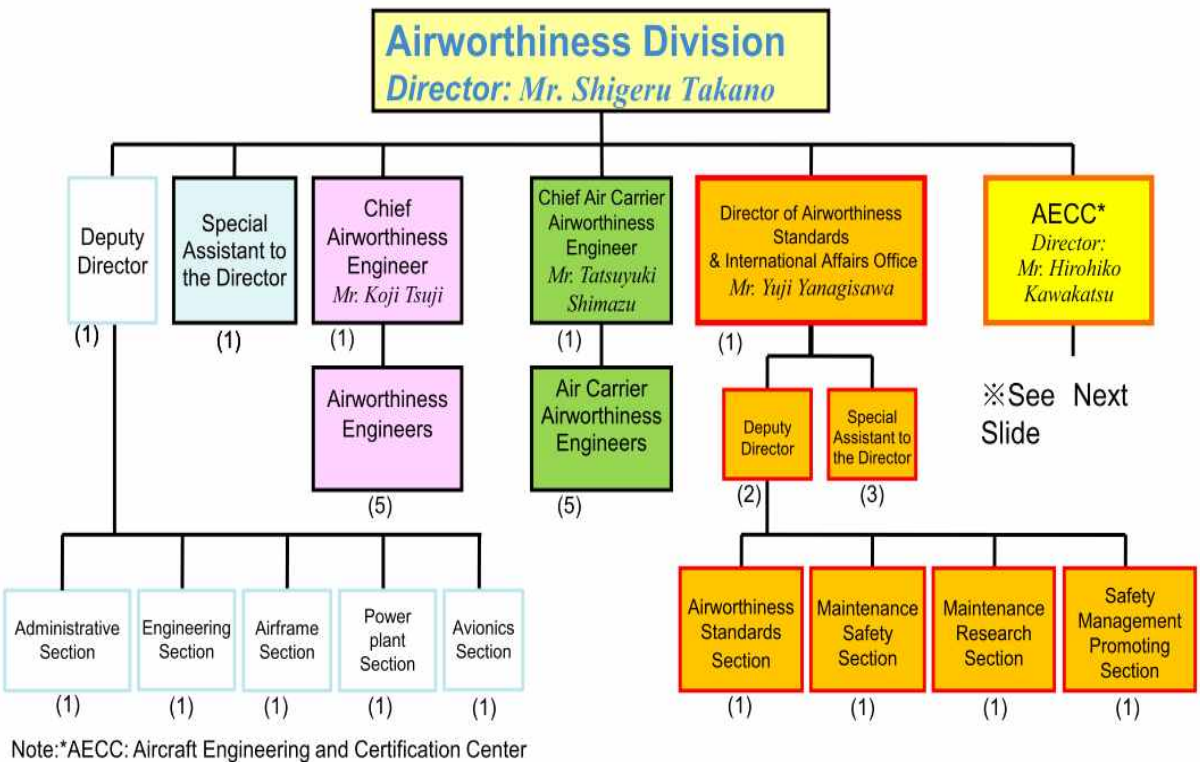


그림 70. CAB 항공기안전과 조직 구성

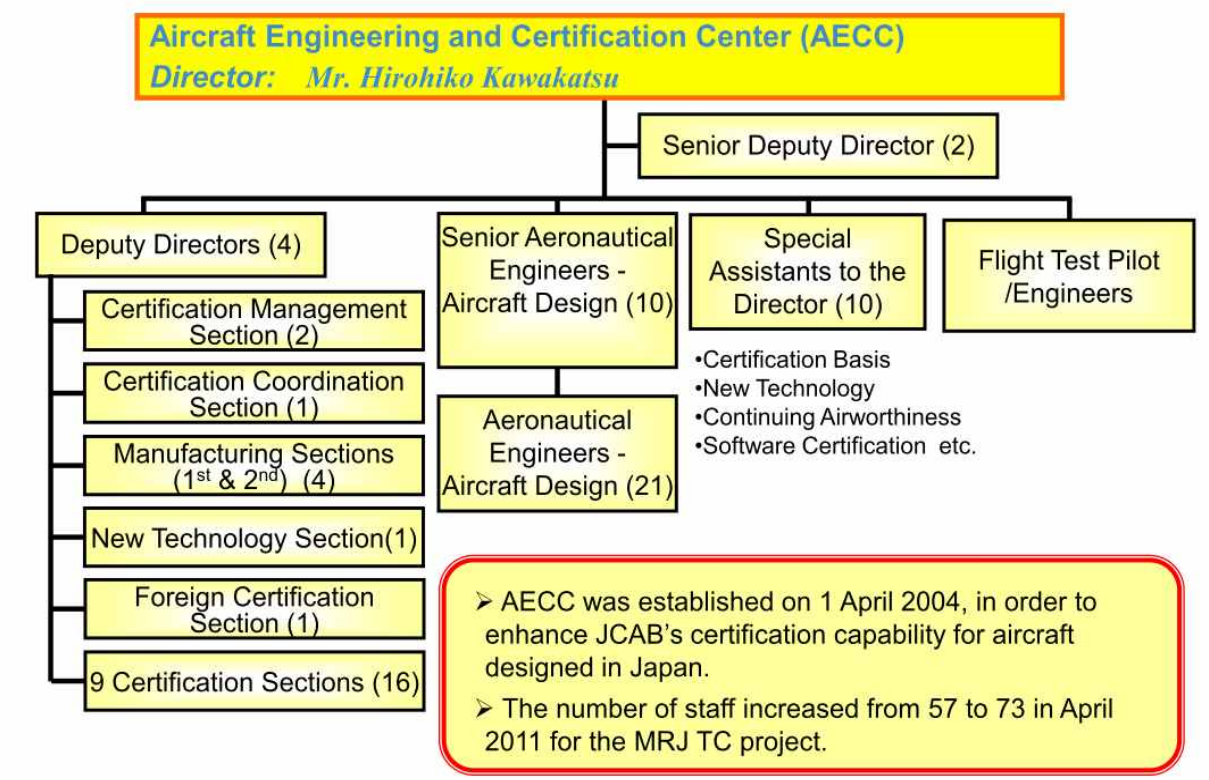


그림 71. JCAB AECC 조직 현황

○ 인증인력은 아래와 같이 3개 분야로 구분하여 인력확보, 양성하는 것이 필요함.

구분	담당분야
인증관리 일반	· 인증제도 및 절차의 정비 · 국제협력 (Bilateral Agreement) · 인증과제 관리
Engineering/ Manufacturing분야	· 구조 · 비행성능 · 세부계통 · 전기전자 · 추진장치 · 합치성 · 계속감항성
계속감항성관리/ 제작증명분야	· 운항평가위원회(FSOEB),정비심의위원회(MRB), 항공기평가그룹(AEG) · AD,SB,SDR · AMM/AFM승인 · Quality System 평가 등

- 인증관리 분야

구분	소요인력	담당분야
인증관리	7	• 인증제도 및 절차의 정비/운영/보완 - Design/Production/Airworthiness Approval • 상호항공협정 - 외국과의 상호항공안전협정(Bilateral Agreement) 지원 • 인증과제 관리 - Certification Plan, Issue Paper, 잠재적 현안관리
계	7	

- Engineering 분야

구분	소요인력 (인증엔지니어)	담당분야
구조		• Wing, Fuselage, Empennage, Landing gear, Flight controls, Engine mounts, Evacuation system, Door system에 대하여 다음 수행
	3	- Static analysis - Dynamic analysis (Crashworthiness 포함) - Fatigue analysis - Damage tolerance evaluation - Aeroelasticity - Vibration - Ditching analysis - Load analysis - Flammability - Service documents 등
	3	- Material & Process (Metallic/Non-metallic)
비행	4	• 다음에 대한 Flight Test Engineer - Performance - Aerodynamics - Flight characteristics - System calibration (Air speed, Altitude, Air temp.) - Noise - Propulsion system & related components

구분	소요인력 (인증엔지니어)	담당분야
		- Electrical/Electronic system & related components - Mechanical & Hydraulic system & related components - Pressure & Air conditioning systems - Auto control systems - Ice protection systems
	2	• Flight Test Pilot
세부계통		•다음에 대한 Detail design and installation 검증, Equipment qualification tests, Lightning/HIRF Protection 및 Service documents
	6	- Air Conditioning - Oxygen - Ice Protection - Rain Protection - Hydraulic - Pneumatics - Wheels, Tires and Brakes - Pressurization - Bird Strike - Fire protection - Interior arrangements - Interior materials - Water system, Potable and Waste
	3	• Safety evaluation
	2	• Marking and Placards • Emergency Evacuation • Emergency Equipments
전기전자		•다음에 대한 Detail design and installation 검증, Equipment qualification tests, Software qualification, Electrical load analysis,Lightning/HIRF protection 및 Service documents
	6	- Electrical equipment/systems - Electronic equipment/systems - Warning systems - Interior/exterior lighting - Passenger address/entertainment

구분	소요인력 (인증엔지니어)	담당분야
		- Lightning/HIRF
	3	- Navigation systems/antennas - Communications systems/antennas - Automatic Flight controls/augmentation - Flight instruments - Air data/Pitot static - Flight data/Voice recording
추진장치	3	•Engine & APU
	4	•Fuel & Oil systems •Induction/Exhaust systems •Thrust reversers •Engine performance/Operations •Emissions •Indicating systems •Lightning/HIRF protection •Control system - Electronic & Mechanical •Fire protection •Ice protection •Cooling •Engine vibration •Service documents
객실안전/계속감항	4	•Emergency Evacuation •Emergency Equipments •Aircraft Maintenance Manual •Aircraft Flight Manual •Pilot Operation Manual •Component Maintenance Manual •Certification Maintenance Requirement •Overhaul Manual •Wiring Diagram Manual
품질	3	•Quality system •Manufacturing inspection •Test setup & specimen inspection
계	53	* 인증관리 7 명 포함

- 합치성검사 분야 : 10명(인증엔지니어의 20% 수준으로 운영)

ㅇ 인증비용 분석

- 인증비용은 인건비, 직접비 및 기술평가비로 구분하여 분석하였으며, 총 6년의 기간을 기준으로 산정하였음.
- 주요 구성요소
  * 인건비, 직접비(국내외 업무출장비, 전문가활용비 등), 기술평가비
- 산정 기간 : 6년
  * 신청 전 0.5년, 인증 5년, 인증관리 및 BASA IPA 확대 0.5년
- 총 인증비 : 680억
  * 6년간 연평균 66명의 인증인력 운영
  * KC-100 형식증명 대비 직접비(국내외 여비, 전문가활동비등) 약 5배 증가 예상
  * 소형기급 대비 BASA IPA기술평가비 최소 5배 이상 증가 예상



4. 중소형형항공기 지원 인프라 구축

가. 중소형항공기 정비・고장탐구 지원 체계 구축

○ 본 과제는 중소형항공기(Part 25급) 본개발 1차년도부터 3차년도까지 3년의 기간이 필요함.

○ 중소형항공기 정비・고장탐구 지원 체계 구축 방안 도출 **(약 6개월의 기간 필요)**
- 중소형항공기(Part 25급)의 세계적 활용 용도와 추세의 조사, 분석
- 공공 및 사회 안전 시스템으로의 국내활용을 위한 대상 임무(용도) 도출 위한 수요처 발굴 및 조사
- 대상 용도별 현 정비・고장탐구 인프라의 효율성/경제성 비교 및 미래 시장성 판단
- 향후 시장에서 활용시 중소형항공기(Part 25급) 개발을 위해 발전시킬 사항 연구

○ 정비・고장탐구 인프라 구축 관련 인력 편성/양성 **(약 2년의 기간 필요)**
- 임무효율성 및 시스템 형상을 고려한 중소형항공기(Part 25급) 운용에 필요한 시스템 구성 결정
- 중소형항공기(Part 25급) 운용성을 고려한 인력 최적화 편성
- 제작/운용의 즉각적 활용이 가능하도록 중소형항공기(Part 25급) 인력의 자격조건 검토 및 선발/양성/훈련방법/교육 프로그램 발전

○ 국내 중소형항공기(Part 25급) 제작을 고려한 정비・고장탐구 인프라 구축 및 사고예방 기술 개발 제시 **(약 1년의 기간 필요)**
- 국내 운용환경(지형, 기상, 기타 사회적 조건 등) 분석 및 중소형항공기(Part 25급) 영향요소 분석

○ 정비・고장탐구 인프라 구축 및 사고예방 기술 개발을 통한 중소형항공기(Part 25급) 활용 및 개선안 도출 **(약 1년의 기간 필요)**
- 기 구축된 시범운용 인프라를 활용하여 실제 중소형항공기(Part 25급) 활용 경험축적
- 실제 운용 경험을 통한 기술적 및 운용 절차적 개선사항 도출 및 반영

○ 정비・고장탐구 인프라 구축 및 사고예방 기술 개발 수행 **(약 6개월의 기간 필요)**
- 세부계획 수립

나. 중소형항공기 운용 지원 체계 구축

○ 중소형항공기의 조종사 교육을 위한 모의비행장치와 비상탈출절차의 적합성 인증 및 승무원 교육과 일반인들에게 안전인식을 교육하기 위한 Mock up 제작을 포함하는 중소형항공기 운용 지원 체계 구축

○ 중소형항공기는 소형항공기급과는 다르게 기종에 대한 조종사 자격을 한정할 필요가 있으므로, 조종사 훈련을 위하여 모의 비행장치가 필요함.

○ 기내화재 또는 스모크 발생은 인명 손상을 일으키는 중요 요인으로 발생시 비상탈출 절차가 적합한지 검증이 필요함.

○ 중소형항공기급을 개인 소유자나 소규모 항공사들이 운항을 할 것으로 예상되기 때문에 승무원에 대한 비상탈출 교육을 위하여 MOCK UP 제작이 필요함.

○ 제작된 MOCK UP은 일반인들에게 안전인식을 고취시키기 위한 전시 수단으로 활용할 수 있음.

○ 조종훈련용 모의비행장치 개발
- 모의비행장치 개발
- 조종사 훈련 과정 개발
- 조종사 자격 및 훈련과정 인증기준 개발

○ 비상탈출 인증기술 개발
- 객실 MOCK UP 제작
- 비상탈출 인증기준 개발
- 승무원 비상탈출 교육 과정 개발
- 일반인 안전인식 고취를 위한 전시 절차 개발

4절. (세부과제별) 주요내용 및 추진전략

1. 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 탐색개발

가. 중소형항공기(Part 25급) 인증 시제기 탐색 개발

(1) 과제 개요

○ 비즈니스기의 틈새시장 확대에 따라 대당 1,000만 달러 내외의 저렴한 중소형항공기(Super Light Jet)가 출시되기 시작하였으며, 고급/장거리 고객층을 위해 객실 공간 및 운항거리를 증대한 최신형기도 개발되고 있음.

○ Super Light Jet은 터보팬 엔진의 상용화, 복합소재의 기체 경량화, 조종사 업무량을 최소화하는 첨단 항전시스템 등을 기반으로 하여 1990년대부터 여러 업체들이 앞 다투어 상용화 개발을 추진하고 있음.

○ 현재까지 미국 Bombardier社의 Learjet 45XR, Cessna社의 Citation XLS+로 2개 기종으로 있어, 상대적으로 진입장벽이 낮은 특징이 있음.

○ 현재 우리나라에는 민수기 개발을 위한 제작/시험 인프라가 부족한 실정으로 국내에 제작/시험 보급기반을 구축함으로써 추후 항공기 개발에 활용됨.

(2) 최종 목표 및 단계별 연구 목표

○ 최종 목표

중소형항공기(Part 25급) 인증 시제기 탐색 개발
- 중소형항공기 Launch order 확보 - 국내 및 동북아 항공수요에 대비한 차세대 항공교통수단으로서 민간 항공기 개발 시 인증 및 시험 등에 필요한 필수 핵심기술을 개발 - 항공기급 상호안전협정(BASA) 체결 추진에 필요한 미항공국(FAA)의 기술적 평가를 위해 수행되어야 하는 FAR25를 충족하는 시범인증(Shadow Certification)용 항공기 개발 - 중소형 항공기 개발을 위한 국내 제작 인프라 구축을 통한 국산 항공기 개발 보급 기반 확대

○ 단계별 연구 목표

구 분		단계별 연구 목표
탐색개발	1차년도	○ **중소형항공기(Part 25급) 타당성 검증** - 시장분석: 시장 위치, 점유율 분석 - 기술적 타당성 분석: 설계 목표, 외형 분석 - 사업성 분석: 스케쥴, 비용, 현금 흐름 ○ **중소형항공기(Part 25급) Design Phase** - Market Validation - SRR # 1 (System Requirements Review) 수행 ○ **중소형항공기(Part 25급) 개발 국제 협력** - 국제 공동 개발 부품 및 구매 부품 선정 - 국제 공동 개발 업체 선정 및 컨소시엄 개최 ○ **중소형항공기(Part 25급) 제작 인프라 구축** - 국내 항공기 제작 인프라 분석 및 업체별 수요조사 - 항공기 제작 인프라 타당성 검증
	2차년도	○ **중소형항공기(Part 25급) Design Phase** - Market Validation - SRR # 2 (System Requirements Review) 수행 - SRR # 3 (System Requirements Review) 수행 ○ **중소형항공기(Part 25급) Technical Readiness Program** - Launch Order 확보 - 체계개발계획서(복합재 구조물, 동체, 동체-꼬리날개, 주익…) 작성 ○ **중소형항공기(Part 25급) 제작 인프라 구축** - 항공기 제작 인프라 체계 구축

(3) 연구의 필요성

○ 국가 경제 수준과 규모를 고려하여 항공산업 세계 10위권 육성을 목표로 하기 위해서 항공 교통 산업의 국부창출을 통해 미래 성장산업을 전략적으로 육성해야 하며 국민의 안전성 및 이동성을 향상시켜 국민편의 제공과 삶의 질을 향상시키고 더 나아가 국가적 대외 신인도 및 경쟁력 강화를 통해 국가 위상을 제고함.

○ 현재 국내 항공산업의 세계 시장에 대한 점유율은 약 0.5%에 달하는 실정으로 아직 규모의 경제를 실현하지 못하고 있음.

○ 국내 개발 항공기의 인증기반을 구축함과 아울러 민항기를 개발함으로써 규모의 경제를 실현하는 발판을 마련하고 미래 성장산업으로서 항공산업을 육성하는 전략의 수립이 요구됨.

○ 군용 항공기 위주의 개발과 제한된 민항기 해외수주 물량으로 수용의 성장 한계에 달했으며 군수/민수 사업의 발전 균형을 위해 민항기 개발 사업이 필수적임.

○ 국내 항공관련 기술도입생산 또는 부품하청생산 수준의 국내 항공산업이 독자모델의 항공기 개발·수출 수준으로 발전할 수 있는 인프라 구축이 시급한 상황이므로 항공기 개발을 위한 고급연구인력 및 기술 연구체계 인프라 구축이 요구되는 실정임.

○ 실제 고객에게 인도되고 사용되어짐으로써 실질적인 제품으로 기능하는 민간 항공기를 제작하여 보지 못한 우리나라 항공산업의 현 수주능력 감안할 때, 민간 항공기를 독자적으로 개발하고 그 안전성을 검증하는 경험을 하지 못하고서는, 국제적인 수준에서의 항공인정을 확보하고 자주적으로 인증 업무를 수행하고 있다고 말할 수 없음.

○ 독자적인 민간 항공기 인증체제 및 인증 능력 확보를 위해 우리나라가 독자적으로 시범기를 개발하고 이에 대한 각종 안전성 시험을 수행하여 신뢰가 확보된 시범기를 개발하여야 하여 결과적으로 항공교통선진국 10위권 수준의 기술력 확보가 요구되는 실정임.

○ 국제적 규범이 요구하는 민간 항공기의 각종 안전성 요구사항을 설계에 반영하고 통합하는 기술과 이를 지상 시험 및 비행 시험을 통하여 검증하고 그 결과를 설계에 재반영하는 기술을 확보하고, 고객에게 인도 후 운용·유지과정에서 발생하는 각종 안전성 관련 문제들을 체계적으로 수집하고 피드백하는 등 고객 후속지원에 관련된 기술 및 경험을 확보하는 것이 필요함.

○ 현재 국내 항공기 개발을 위한 제작/시험 인프라는 미비한 실정으로 국내에 중소형 항공기 제작/시험 인프라를 보급함으로써 추후 항공기 개발 시 활용이 가능하고, 국가 기간산업으로써 경제적 이윤 창출을 극대화할 수 있으며, 항공산업 활성화로 인해 지역 경제 및 일자리 창출이 이바지함.

(4) 국내・외 기술개발 동향

○ 현재까지 대형 여객기 및 중소형 항공기의 경우 완제기 개발 및 생산실적은 없음.

○ 1980년대까지 군항공기 도입의 절충교역사업을 통해 Stringer, Frame 등 단순 부품의 임가공 중심으로 사업에 착수하였음.

○ 1990년대 후반부터는 A320계열 Wing Top Panel, B737 Empennage, F-15K 주익/전방동체, Apache 동체 등 대형 기체구조물 중심으로 사업을 전개 중임.

○ 국토해양부 항공선진화사업으로 4인승 프로펠러 항공기 개발 및 한·미간 중소형항공기급(FAR25) 상호항공안전협정(BASA)체결사업 진행 중이며, 민수용 제트기에 대한 기

술력은 미흡.

○ 현재 국내의 대표적 항공기 생산 업체는 한국항공우주산업과 대한항공으로 군수와 항공기 부품으로 치우쳐 있음.

(5) 세부 과제 연구 개발 내용

○ 중소형항공기(Part 25급) 타당성 검증
- 시장분석: 시장 위치 및 점유율 분석
- 기술적 타당성 분석: 설계 목표 및 외형 분석
- 사업성 분석: 스케쥴, 비용, 현금 흐름

○ 중소형항공기(Part 25급) Design Phase
- 중소형항공기 시장 검증
- SRR(System Requirements Review) 3회 수행:

표 42 주요 기술 검토 아이템

	SRR #1	SRR #2	SRR #3
요구도	•운용 개념 - 운용 분석 •요구도 정의 - 요구도 세트 #0 - 보조시스템/항공전자 세트 #0 •시장 분석(예비)	•운용 개념 - MP Refinement - 운용 분석 •요구도 정의 - 요구도 세트 #1 - 보조시스템/항공전자 세트 #1 - 시스템 요구도 문서 (draft) - 시스템 스펙(draft) •시장 분석(상세) 1	•운용 개념 - MP Refinement - 운용 분석 •요구도 정의 - 요구도 세트 #2 - 보조시스템/항공전자 세트 #2 - SRD - 시스템 요구도 문서 (Draft) - 시스템 스펙(draft) - 아이템 스펙(draft) •시장 분석(상세) 2
항공기 설계	•설계 & 해석 - 초기 사이징 - 설계 방향 - 아음속 풍동시험 - 위험도 분석	•설계 & 해석 - Tradeoff Studies - 설계 방향 - 기술 유효성 검토 - 아음속 풍동시험 - 위험도 분석	•설계 & 해석 - 설계 방향 - 지역화 계획 - Pre-TEMP - PreType Cert. Plan - 아음속 풍동 시험 - 천음속 풍동 시험 - 위험도 분석

○ 중소형항공기(Part 25급) 개념연구

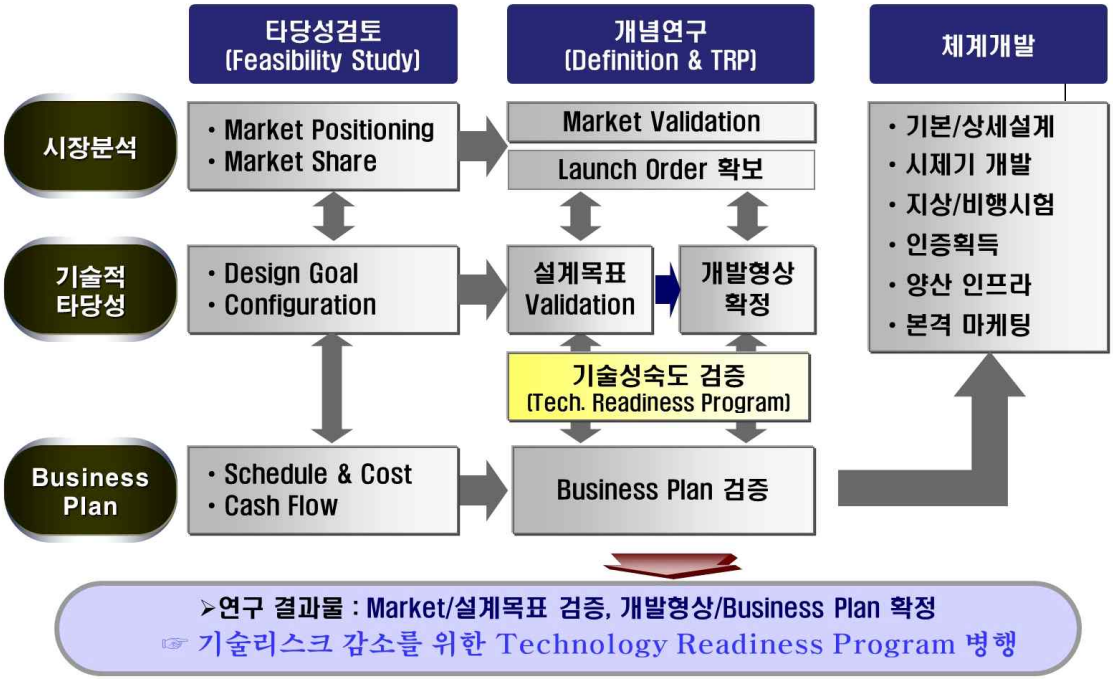


그림 72 중소형항공기(Part 25급) 개념연구 Process

○ DP(Design Phase) 엔지니어링

- 국내 항공기 제작 업체 인프라 분석

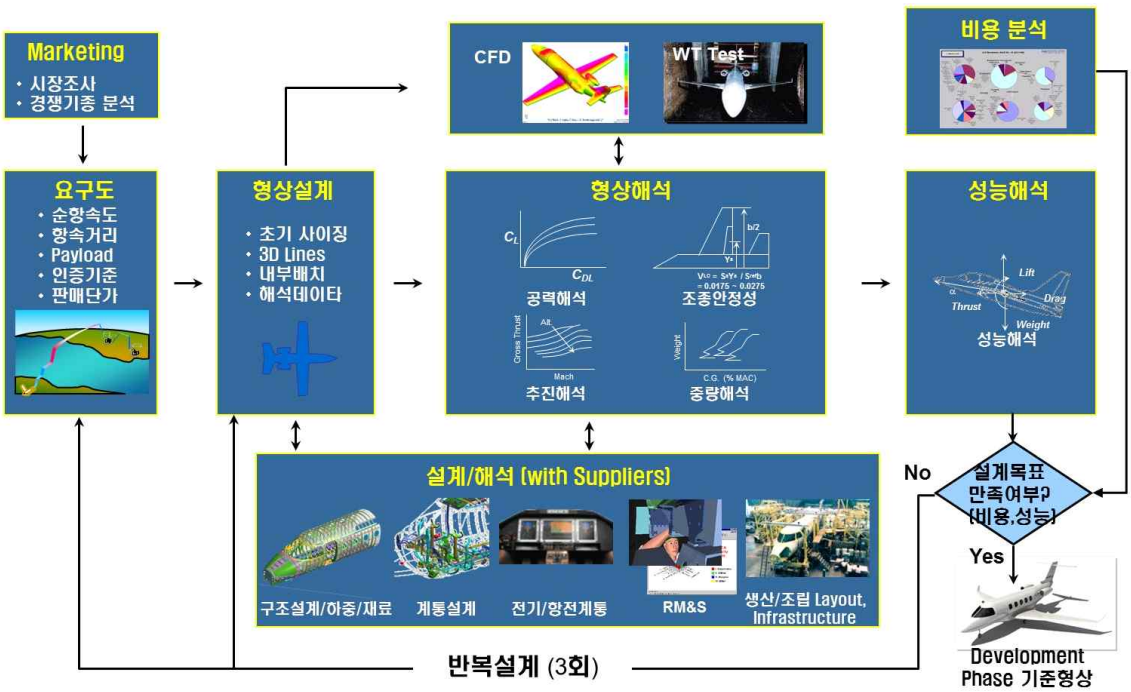


그림 73. 중소형항공기(Part 25급) DP(Design Pahse) 엔지니어링 흐름도

○ 중소형항공기(Part 25급) Technical Readiness Program
- Launch Order 확보
- 체계개발계획서(복합재 구조물, 동체, 동체-꼬리날개, 주익…) 작성

○ 미국과 상호항공안전협정(BASA) 확대
- 미국과 상호항공안전협정 이행절차 확대 사전준비 (확대의향서 전달 등)
- FAA 착수회의
- 기술평가 일정 수립

○ 중소형항공기(Part 25급) 인증체계 및 기술기준 연구
- 인증규정/절차/기준 등 수립
- 적용 인증기준에 따른 핵심인증기술 분석 (평가요소, 방법 등)
- 기술평가 항목별 대응방안 수립
- 인증기본계획 수립

○ 중소형항공기(Part 25급) 개발 국제 협력
- 국제 공동 개발 부품 및 구매 부품 선정
- 국제 공동 개발 업체 선정 및 컨소시엄 개최

○ 중소형항공기(Part 25급) 제작 인프라 구축
- 국내 항공기 제작 업체 인프라 분석
- 국내 항공기 부품 제작 업체 수요조사
- 항공기 제작 인프라 타당성 검증
- 항공기 제작 인프라 체계 구축
- 항공기 부품 선행 연구
- 항공기 부품 특허 사전 침해 조사
- 항공기 부품 회피 특허 연구

(6) 포트폴리오 분석

(가) 시장 포트폴리오

1) 시장 성장성

○ 2009년 대비 2018년 소형제트기 판매량은 약 260% 성장이 예상됨. 2009～2018년 소형제트기 전체 판매대수는 2,284대로 전망되고 시장규모는 170억 달러로 예상됨.

○ 미국 항공기용 엔진 생산 전문업체이면서 세계적인 항공기 수요 예측전문기관인 하니웰(Honeywell)사에 의하면 2008년부터 향후 5년간 지역별 판매에서 미국이 50%의 시장 점유율을 예측함.

○ 같은 기간 유럽지역은 22%의 시장 점유율을 보일 것으로 예측되었으며, 아시아 지역은 같은 기간 15%의 점유율을 보일 것으로 예측됨. (아시아 지역은 2007년에 불과 4%의 판매비율을 보인지역으로서 비약적인 성장이 예상됨.)

○ 최근 5년간(2002~2007) 비즈니스 제트기 보유자들의 신규 항공기 보유계획은 약 23~33% 수준으로서 과거 5년(1997~2001)의 14~30%에 비해 비교적 높게 나타남.

○ 최근 2년간의 신규 항공기 구매계획은 25.6~32.7%로서, 2002~04기간의 23~25%에 비해 상당히 높아졌음. 이와 같은 신규 항공기 구매계획의 대부분은 노후기종 대체임. 따라서 기존 보유자들의 항공기 대체 및 신규구매에 대한 잠재력은 상당히 높은 것으로 나타남.

출처: Forecast International, 2007



그림 74. 연도별 소형 비즈니스 제트기 판매 전망

자료: Forecast International, Dec 2009

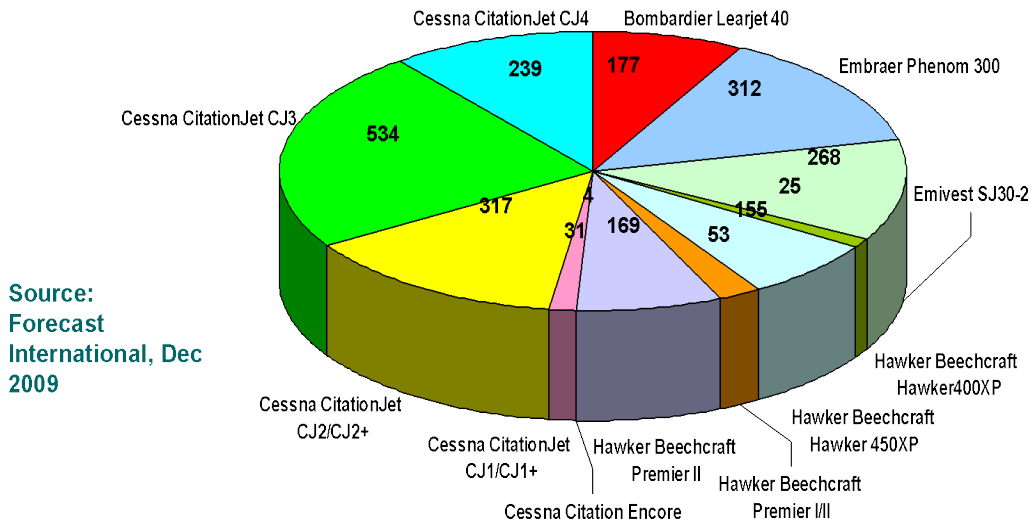


그림 75. 2009~2018년 제작사별 소형 비즈니스 제트기 예상 판매 전망

2) 시장 점유율

○ 현재 세스나, 호커, 엠브레어, 봄바르디어 등 10여개의 해외 선진 업체에서 시장을 장악하고 있음.

○ 국내 기업은 관련 분야의 기술을 확보 하고 있지 않아, 시장 점유율이 매우 낮음.

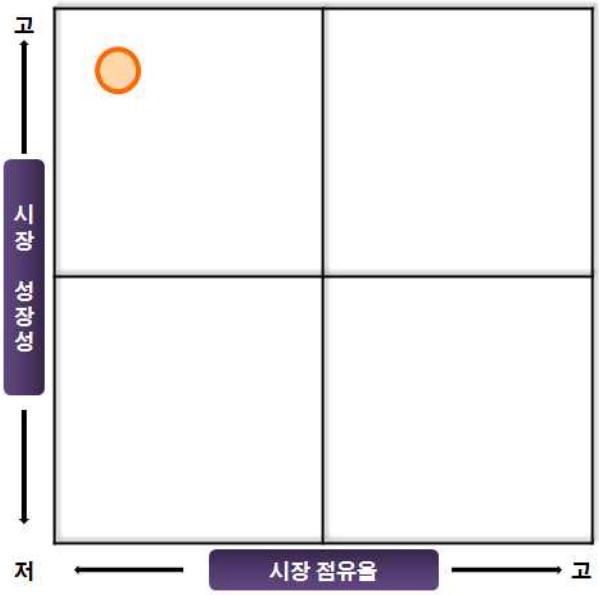


그림 76. 시장 포트폴리오 분석

(나) 기술 포트폴리오

1) 기술 성숙도

○ 하청 및 공동생산을 통해 선진국 신기술의 지속적 도입 및 구조물 설계기술을 축적함. 대형여객기의 기계구조물의 제작 및 조립기술을 획득하고, 나아가 MD-11 spoiler 등 부분 조립품의 설계 개발 경험을 확보하였음.

○ 1990년대 후반이후로는 B717 Nose cone 등 Risk Share 공동개발에 참여한 바 있으며, 현재 B787, A350 등의 국제공동개발사업에 참여하고 있음.

○ 우리나라의 군용 항공기 사업은 기본훈련기, 고등훈련기, 초음속 고등훈련기에 무장을 장착한 경공격기인 A-50의 개발과 육군 군단급 무인정찰기를 개발한 경험을 보유하고 있음.

○ 기본훈련기는 '93년부터 '98년까지 체계개발을 성공적으로 완료하여 현재 KT-1 양산 및 배치 운용단계임. KFP 사업에 대한 절충교역 방식으로 미국 록히드사와 공동으로 개발하는 고등훈련기 T-50/A-50 체계개발 사업을 완료하였음.

○ 최근에는 군수 기동형인 KHP 개발사업이 수요부처인 국방부와 개발 및 공급부문을 담당하는 지식경제부와의 부처 간 공동협력에 의해 진행되고 있음.

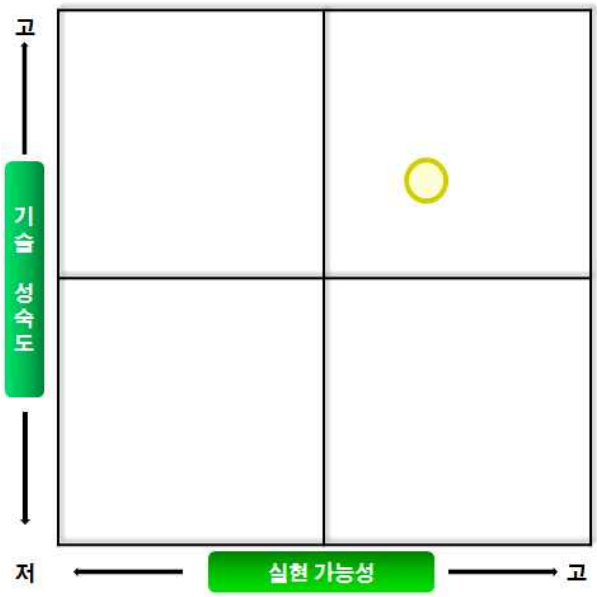


그림 77. 기술 포트폴리오 분석

2) 실현 가능성

○ 국내는 대형민항기에 대한 체계개발경험이 없어 독자적인 개발역량은 부족한 실태임. 특히 최근 들어 에너지가격 상승에 따른 운항사들의 연료효율성 증대 요구가 크게 높아짐에 따라 항공기 개발에 있어서 경량 복합재를 사용하는 최첨단기술의 적용이 요구됨.

○ 승객 및 화물증가에 비해 제한된 공항의 공급능력으로 인해 여객기의 대형화 추세가 진행 중임. 개발비 및 관련 Infra 구축에도 막대한 비용이 소요되며, 국내 여건을 고려시 시장경쟁력 확보에 한계가 있음. 다만, 그간의 부품제작 경험 및 수출실적 등을 통해 확보된 제작 능력 등을 활용하여 대형민간항공기 국제공동개발사업 참여를 통해 점진적인 종합 개발능력 확보가 가능할 것으로 예상됨.

(7) 기술 개발 효과

(가) 경제적 파급 효과(수입대체 효과)

○ 개발 및 후속 상용화에 성공할 경우 항공기 단가 3.85 백만 달러, 800대 생산을 전제로 할 때 30억 불의 수출 물량 창출 등 막대한 직간접 파급 효과 창출을 기대 할 수 있음.

(나) 기술적 / 사회· 문화적 파급 효과

○ 소형 제트기 개발로 FAR 25급 항공기 설계기술력 확보 및 세계시장 진출로 우리나라 항공산업의 수출산업화 달성함.

○ 한·미간 BASA체결로 고정익 항공기분야에서 항공선진국수준의 항공인증 기술력 확보함.

○ 소형 민항기 개발을 통해 국내 항공기 개발 기술 수준을 제고하고 경쟁력 있는 상업용 항공기 개발 기반을 확보하는 동시에 국제 공동개발에 참여를 기대할 수 있음.

○ 항공선진국과의 기술 격차를 줄이고 국내 미비한 기술 및 미 보유기술을 확보하여 항공기 개발 활성화가 기대됨.

○ 중장기적으로 민항기의 체계적인 개발 계획을 수립하고 연구 개발을 수행할 수 있는 여건이 조성되며 이를 통해 연구 인력 양성, 연구 시설 현대화, 제작 업체 활성화로 이어져 연구개발 전반에 걸친 인프라가 구축 가능함.

(8) 기술 개발 성과 활용 방안

○ 개발된 기술을 바탕으로 향후 중형 항공기 개발 및 대형 항공기 개발에 활용 가능함.

○ BASA 시범사업의 성공적 수행 시 국가 항공안전 시스템의 선진화를 실현함은 물론, 시장 경쟁력 있는 소형 항공기 개발 및 후속 상용화를 통해 고부가가치 항공우주산업의 수출 산업화 및 국가 미래성장 동력화를 촉진함.

나. 중소형항공기급(Part 25) BASA IPA 확대 사전연구

(1) 과제개요

○ 국내 개발 중소형항공기를 미국과의 BASA IPA 확대를 위한 시범인증사업의 대상으로 선정하고 미국 측의 기술평가를 진행하기 위해서는 미국과 동등한 수준으로 우리나라의 인증체계 및 인증절차 정비가 선행되어야 함.

○ 탐색개발 단계에서 제안하는 “중소형항공기급(Part 25) BASA IPA 확대 사전 연구”는 이러한 인증체계 및 인증절차의 사전 연구를 사전 연구하고 필요한 사항을 우리나라의 항공법 및 인증 관련 훈령/고시에 반영하기 위한 것임.

○ 중소형항공기의 실용화 개발에 착수하기 이전에 중소형항공기의 인증체제 및 인증절차를 구축함과 동시에 핵심인증기술을 조기에 확보하기 위한 연구를 병행함.

○ 본 단계에서 미국과의 BASA IPA를 Part 25급으로 확대하기 위한 사전 실무협의를 미국 연방항공청(FAA) 담당 사무국과 본격적으로 진행함으로서 실용화 개발 시 차질 없는 시범사업 인증 및 FAA 기술평가 수검업무가 진행될 수 있도록 함.

(2) 최종목표

중소형항공기급(Part 25) BASA IPA 확대 사전연구
- Part 25급 BASA IPA 확대를 위한 국내 인증 종합 체계 및 절차 구축 - 중소형항공기 인증인력 양성 및 인증기술 확보 - BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 방안 연구

구 분		단계별 연구 목표
탐색개발	1차년도	○ **Part 25급의 중소형항공기 인증시스템 연구를 통해 국내 인증 종합 체계 및 절차 구축** - 중소형항공기 인증-운항 종합체계 구축을 위한 항공법규 보완사항 연구 및 개정(안) 도출 - 항공기 인증과 연계된 ICAO/미국 FAA/유럽 EASA의 중소형항공기 운항 요건에 대한 연구 포함 - 중소형항공기 인증-운항 관련 훈령/고시 등 세부절차 개선방안 연구 및 제·개정(안) 도출

구 분		단계별 연구 목표
	2 차 년 도	○ **중소형항공기 인증인력 양성 및 인증기술 확보** - 중소형항공기 적용 인증기준에 따른 인증기술분야별 인증요건 연구 - 인증요건별 적합성입증방법(Means of Compliance, MOC) 연구 - 인증수행 전담인력의 양성계획 및 인증기술 확보 방안 수립 ○ **BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 방안 연구** - Part 25급 BASA IPA 확대추진을 위한 FAA 사전 협의 - FAA 가용일정/기술평가 인력계획 협의 및 확인 - FAA에 확대의향서(Letter of Intention) 전달 - 미국연방항공청(FAA)과의 국제협력프로그램 수립

(3) 연구의 필요성

○ 국내 개발 Part 25급 중소형항공기의 해외 수출을 위해서는 미국과의 BASA IPA를 Part 23급에서 Part 25급으로 확대가 필수적임.

○ 미국연방항공청은 BASA IPA 확대를 위한 시범인증 추진 여부를 결정함에 있어 상대국의 인증시스템, 인증체계 및 절차, 인증기술능력 등이 시범인증 추진에 적정하도록 준비가 되어 있는지를 중요하게 고려하고 있음.

○ 특히, Part 25급은 BASA IPA의 최종 단계로서 미국은 항공기 인증 및 운항을 포함한 항공안전 분야가 미국과의 동등성을 가지고 있는지를 시범인증 과정에서 평가할 것임.

○ BASA IPA 확대를 위한 시범인증 추진을 위해서는 사전에 미국연방항공청과 실무협의를 통해 대략적인 대상항공기, 일정 계획 등을 검토하고 이를 토대로 확대의향서 전달 등 필요한 조치를 취하여야 함.

○ 본 연구는 향후 실용화 개발 착수 시에 미국연방항공청과 함께 중소형항공기(Part 25급)를 시범인증 사업으로 선정한 후, 기술평가 등 절차를 차질없이 진행하기 위한 것으로 다음 분야에 대한 중점 연구가 필요함.

- Part 25급의 중소형항공기 시범인증 착수 시 차질 없는 인증 수행이 가능하도록 현재 Part 23급을 중심으로 구축된 국내 인증시스템 중 보완이 필요한 분야를 집중 연구하고 이를 토대로 인증 및 필요시 운항 관련 항공법규 및 관련 절차/지침의 개선안을 사전 도출
- 중소형항공기의 인증기준을 구성하는 감항기준(Part 25, Part 26) 및 환경기준(Part 34, Part 36)에서 규정된 핵심인증기술 분석
- 사전 FAA와의 협의를 통해 Part 25급으로 BASA IPA를 확대하기 위한 방안을 연구

하고 FAA 합의 하에 확대의향서(Letter of Intention)를 전달

○ 본 연구를 통해 중소형항공기의 인증은 물론 필요시 항공기 인증과 연계된 운항 요건을 고려한 종합적인 인증 체계 및 절차를 구축하고 인증기준을 사전에 분석하여 인증기술 분야별로 요구되는 적합성입증지침서를 개발하며 실용화 개발 착수 전에 미국과의 BASA IPA를 Part 25급으로 확대하기 위한 방안 연구 등 중소형항공기 인증에 필요한 제도적/기술적/국제협력 측면에서 요구되는 제반 사항의 준비가 요구됨.

(4) 기술개발 내용

○ Part 25급의 중소형항공기 인증시스템 연구를 통해 국내 인증 종합 체계 및 절차 구축

- 중소형항공기 인증-운항 종합체계 구축을 위한 항공법규 보완사항 연구 및 개정(안) 도출

  * 항공기 인증과 연계된 ICAO/미국 FAA/유럽 EASA의 중소형항공기 운항 요건에 대한 연구 포함

- 중소형항공기 인증-운항 관련 훈령/고시 등 세부절차 개선방안 연구 및 제·개정(안) 도출

○ 중소형항공기 인증인력 양성 및 인증기술 확보

- 중소형항공기 적용 인증기준에 따른 인증기술분야별 인증요건 연구
- 인증요건별 적합성입증방법(Means of Compliance, MOC) 연구
- 인증수행 전담인력의 양성계획 및 인증기술 확보 방안 수립

○ BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 방안 연구

- Part 25급 BASA IPA 확대추진을 위한 FAA 사전 협의
- FAA 가용일정/기술평가 인력계획 협의 및 확인
- FAA에 확대의향서(Letter of Intention) 전달
- 미국연방항공청(FAA)과의 국제협력프로그램 수립

(5) 추진 전략

○ 연구 초기에는 Part 23급 소형비행기의 형식증명 업무를 전담한 전문검사기관의 인증 엔지니어를 중심으로 일반적인 Part 25급 항공기의 인증 기술요건의 연구를 전담함.

○ 미연방항공청(FAA) 협력 하에 FAA 인증교육 프로그램, OJT 등 FAA 보유 인프라의 적극 활용을 추진함.

- 국내에 Part 25급의 인증경험이 전무함을 고려하여 미연방항공청과 협의 하에 FAA Academy를 이용한 인증교육 이수, FAA Transport Airplane Directorate에서의 OJT를 이수하도록 함으로써 Part 25급 항공기의 인증에 필요한 기술을 조기에 효율적으로 습득하도록 하고, FAA 담당 엔지니어와 기술교류가 가능한 인적 네트워크 구성을 도모함.

○ 이와 병행하여 미국연방항공청 은퇴 기술자 또는 DER 전문가를 활용한 인증기술 자문계획을 수립하여 필요한 기술자문을 받음으로서 FAA가 전수를 꺼리는 기술 내용을 이전받음.

- 해외 인증전문가를 적극 활용하여 국내의 취약한 Part 25급 인증경험을 보완하고 조기에 인증기술능력 확보 추진

○ FAA측과 POC 개설 및 국제협력프로그램을 수립하여 시범인증 시 원활한 협력관계 구축을 도모함.

- FAA 담당 사무국과 실무협의를 통해 Part 25급 BASA IPA 확대를 위한 계획을 논의하고 방문협의 또는 초청협의를 통해 확대의향서 전달을 위한 기초 작업 수행함.

2. 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 본개발

○ 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축과제는 2년의 탐색개발과 6년의 본개발로 이루어지며, 대규모의 예산이 집행되면서 다수의 과제가 유기적인 관계로 진행되어야 하므로 세부과제들을 통합하여 운용하는 총괄과제를 포함함. 총괄과제에서 시제기 제작/인증/운용 및 사고예방기술의 3개의 핵심과제를 관리하며, 이 3개의 과제 는 아래의 그림과 같은 세부 과제로 구성되었음.



그림 78. 과제 구성도

가. 총괄과제

○ 건설교통부 사업단 운영관리지침 제1장 총칙 2. 용어의 정의에 의하면, ‘총괄과제’는 사업단과제 전체에 연계되어 추진되는 과제이며 연구개발사업의 효율적인 수행을 위해 사업단장 주관 하에 수행되는 과제로 정의됨. 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축사업단의 총괄과제 역할은 크게 사업단 체계 사업 관리와 체계 기술 관리로 나눌 수 있음. 각 역할을 모두 포괄하는 총괄과제의 제목으로는 “중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 총괄 관리”로 정하였음.

◯ 과제명 : 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축사업 총괄체계관리
◯ 사업기간: 6년
◯ 사업예산
- 총사업비 : 정부 300억원

○ 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축사업은 중소형항공기 인증과 관련된 제도 및 인프라의 검증/보완, 중소형항공기 시제기 개발 및 중소형기급 운용 및 사고예방 기술 개발 위주로 진행하며, 총괄과제 수행의 역량을 중소형항공기 운용기법 및 인증체계 개발을 중심으로 타 과제를 연계할 수 있도록 총괄과제를 수행하도록 함. 시스템 엔지니어링 기법을 통한 항공 안전 통합관리 체제 구축, 세부과제별 개발기술 통합방안 수립 및 관리, 세부과제별 개발기술 시연 및 실용화를 위한 Test Bed 구축방안 수립 등을 통하여 민간용 무인항공기 보급 기반 구축 사업단 체계 사업 관리를 수행하고, 설계검증 기술관리, 형상/시험평가/인증적합성 기술관리 등을 통하여 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 사업단 체계 기술 관리를 수행하도록 함.

○ 과제 주요 내용

- 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축사업단 체계 사업 관리
  * 시스템 엔지니어링 기법을 통한 민간 무인항공기 실용화 개발 및 운영기반 통합관리 체제 구축
  * 세부과제별 개발기술 통합방안 수립 및 관리
  * 세부과제별 개발기술 시연 및 실용화를 위한 Test-bed 구축방안 수립
- 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축사업단 체계 기술 관리
  * 설계 검증 기술관리
  * 형상/시험평가/인증적합성 기술관리

※ 사무국은 핵심 세부과제별 예산/일정/성과 등을 관리

(1) 사업단 추진체계

○ 『건설교통 R&D 혁신로드맵』에 의거 비전 및 전문지식을 갖춘 사업단장이 연구개발과제를 전체적으로 관리하는 책임 운영체계를 도입하며, 연구개발·시험평가·성과확산 등 연구사업과 Test-bed 시범사업의 전주기적 경영관리 업무를 총괄하는 역할을 수행하도록 함. 사업단장에게 핵심 및 세부과제 구성, 연구팀 편성, 연구비 배정 등에 관한 권한을 부여하고 엄정한 평가로 이에 대한 책임을 부여함. 『중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축사업』은 사업단장이 직접 수행하는 총괄과제를 포함하여 총 3개의 핵심과제로 구성하고 사무국, 과제총괄위원회 그리고 핵심과제별 자문위원회 및 평가위원회를 설치 운영하는 것으로 함. 사업단 핵심과제별 자문위원회와 평가위원회를 두어 각 핵심과제의 내용이 전체적으로 조화를 이루어 사업단 전체의 목표달성이 효과적으로 수행되도록 함.

(2) 사업단장

(가) 사업단장 임무

○ 사업단장은 “중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축사업” 운영을 총괄하며, 사

무국을 설치운영하고 사업단 핵심과제 및 세부과제의 계획을 수립, 평가함. 또한 신규과제 기획, 대외기술협력 등 해당 사업의 원활한 추진을 위해 다음과 같은 역할을 수행해야함. 사업단은 사업단 평가위원회의 평가결과를 바탕으로 운영위원회의 의결에 따라 사업단장 해임 및 계속지원여부 등의 평가를 받게됨.

1) 사업단 핵심과제 수행 총괄

○ “중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축사업”의 과제는 인증용 중소형항공기 제작, 인증체계 개발, 종합 운용체계 및 운용 인프라 구축 및 중소형항공기 운용 기술 등 큰 규모의 핵심과제와 이를 구성하는 각각의 하부 연구과제들로 이루어져 있으므로 과제 및 예산 규모가 기존 연구 사업에 비해 방대함. 또한 각각의 핵심과제를 통합하여 국가가 민간 무인항공기 운용 체계를 관리 감독할 수 있는 기술적 인프라를 구축하는 단계까지 달성해야 하므로 전체 연구 사업을 실제로 구현하기 위한 총괄 기능이 중요함.

○ 또한 각각의 핵심 과제 기술 및 하부 연구과제의 기술들은 중소형항공기를 제작하여, 운용하는 전반의 과정에서 국민이 편안하고 안전한 중소형기 서비스를 제공받을 수 있는 유형, 무형의 인프라를 구축하는 것을 최종 목표로 함. 그러므로 사업단의 목표는 핵심과제에서 개발되는 요소기술을 통합하여 중소형항공기를 안전하게 운용할 수 있는 기술 인프라를 개발하는 성격이 강함. 따라서 사업단장은 사업단 사무국을 구성·운영하고 핵심 과제 및 세부과제 각각에 대한 목표관리, 평가, 진도관리 등 여러 범위에 걸쳐 있는 과제 연구 조직 전체를 총괄·관리해야함.

2) Test Bed 구축사업의 총괄기획 및 운영

○ 사업단장은 해당 사업의 핵심 과제별 산·학·연 컨소시엄을 구성하고 그 역할을 적절히 배분하여 각 연구기관의 이해관계를 조정하고 성과를 관리하며, 또한 각각의 과제가 민간 중소형항공기의 실용화에 적용할 수 있는 신기술로 발전할 수 있도록 종합적이고 표준화된 모델을 정립하도록 함. 최종적으로는 전체 연구 성과를 유기적으로 결합하여 민간 중소형항공기 운용 인프라를 구축하기 위한 기술체계를 수립해야 하며, 사업의 성과로 확보된 기술 및 개발품을 활용하여 중소형항공기의 상업화를 지속적으로 증진시키기 위한 Test Bed 구축을 주도해야 함. Test Bed 사업은 개발된 기술을 바탕으로 우리나라의 중소형항공기 운용 능력을 한 단계 up-grade 하기 위한 사업으로 항공교통 및 산업의 특성을 반영한 적절한 test-bed모델의 개발이 필수적임. 따라서 사업단장은 민간 중소형항공기 실용화 및 운용기반 구축사업을 기획, 관리 통제하는 역할과 연구개발의 결과로 나온 성과물을 국내 중소형항공기 운용 인프라 구축에 적용하는 역할을 수행하고 이에 필요한 홍보 및 실제 사업 적용 등의 대외 실무를 총괄하도록 함.

3) 건설교통부 관련업무 자문 및 업무협조

○ 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축사업은 “건설기술 R&D 혁신 로드맵”의 일부로써 항공교통분야의 기술 수준을 혁신하고 비용을 절감하여 세계적 수준의 중소형항공기 운영 시스템을 구축하기 위한 사업의 일부분임. 따라서 사업단장은 건설교통부에서 실시하는 해당 분야의 산업 육성, 발전정책 및 종합계획 수립 등의 관련업무 추진시 기술자문 및 적극적인 업무협조를 수행하여야 함.

4) 사업단 과제 성과 관리

○ 사업단장은 각 핵심과제와 하위과제의 사업성과를 관리하고 다양한 참여기관의 연구성과를 실제 중소형항공기 상업화에 기여할 수 있는 사업과 연계하여 발전시키는 역할을 수행하여야 함. 또한 각 성과에 관한 지적 재산권 및 정보 관리 등 지원업무를 수행하여야 함.

5) 연구 결과 통합 및 사업화

○ 사업단장은 연구결과를 통합, 조정하여 기초 요소기술에서 상용화까지 연결하는 대형실용화를 추진함은 물론, 실제 부가가치를 창출할 수 있는 사업화, 지적재산권·정보관리 등을 지원하고, 사업성과 관리 및 국가연구 개발사업 조사·분석·평가 관련 업무를 협조함.

(나) 사업단장의 자격요건

1) 사업단 총괄 운영능력

○ 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축사업의 과제는 큰 규모의 핵심과제와 이를 구성하는 각각의 하부 연구과제들로 이루어져 있고 과제 및 예산규모가 기존 연구사업에 비하여 매우 방대함. 또한 각각의 핵심과제를 통합하여 중소형항공기 운용 시스템을 구축, 실용화 단계까지 이루어져야 하므로 총괄적인 사업관리 능력이 필수적임. 따라서 사업단장은 하부단위의 연구를 직접 진행하는 역할보다는 하부 연구 과제를 책임지는 각 연구기관의 이해관계를 조정하여 사업단 과제를 충실히 이행할 수 있는 리더십이 요구됨.

2) 연구 및 핵심과제 성과 관리 능력

○ 사업단장은 핵심 주관기관 및 세부연구기관으로부터 보고받은 연구개발보고서 현황을 유지·관리하고, 지적재산권의 확보·관리 및 연구개발 성과의 확산을 위하여 정기적으로 핵심과제 및 세부과제의 연구성과를 점검함은 물론 연구개발 기간 중에 정기적으로 워크샵 및 성과 발표회를 개최하기 위해서는 행정력과 전문지식을 겸비하여야 함.

3) Test Bed 사업구축을 위한 대외협력 및 사업추진 능력

○ 개별적인 연구 성과를 통합하여 실용화하기 위한 Test Bed는 기존 항공안전체계와의 연계 및 항공법규와의 법률관계 등의 다양한 외부적 문제점이 발생할 수 있음. 따라서 사업단장은 Test Bed 구축과 관련된 다양한 이해관계자들의 원활한 의견 조율 및 업무협조 체제를 구축하는 대외 협력능력 및 사업추진 능력을 갖추어야 함.

4) 사업단의 성격에 맞는 전문성과 경력

○ 사업단장은 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축사업의 성공적인 과제 완수를 위하여 사업단의 성격에 맞는 다음과 같은 수준의 전문성과 경력을 갖추어야 함.

① 항공관련 과제 전문지식 및 수행 경력

○ 건설교통 R&D 혁신 로드맵을 기반으로 국가 차원의 비전과 전략 하에 이루어지는 민간용 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축사업을 성공적으로 완수하여 국가 건설교통기술을 세계적 수준으로 끌어올리는데 기여하기 위해서는 항공관련 분야에 대한 학문적 지식 기반과 더불어 해당 분야에 다년간 종사하면서 꾸준한 관심과 성과를 쌓아온 인물이어야 함.

② 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축사업 및 건설교통기술 발전에 대한 의지와 철학

○ 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 사업단장은 “건설교통 R&D 혁신 로드맵”을 충분히 이해하고, 국내 중소형항공기 사업의 현 수준과 타 국가와의 차이점 및 기술격차 등에 대한 충분한 지식을 바탕으로 향후 민간 무인기 운용 인프라의 발전방향 등에 대한 깊이 있는 의지와 철학이 요구됨.

③ 대규모 조직 구성 및 운영 경력

○ 건설교통 분야에서 방대한 과제를 수행하는 사업단을 총괄하기 위해서는 해당 사업단에 버금가는 대규모 조직을 직접 지휘·관리해 본 경력과 관련분야에서의 수년간의 경력이 요구됨.

나. 시제기 개발

(1) 최종목표

○ 국내・외 항공교통수요에 대비한 차세대 항공교통수단으로서 민간 항공기 개발 시 인증 및 시험 등에 필요한 필수 핵심기술 개발

○ Part 25 항공기급 상호항공안전협정(BASA) 체결 추진에 필요한 미항공국(FAA)의 기술

평가를 위해 수행되어야 하는 FAR Part 25급을 충족하는 시범인증 (Shadow Certification)용 중소형 항공기 개발

○ 세계 항공교통수요에 부응하는 항공기 개발과 국내 인증기관의 형식증명 획득 및 FAA 형식증명 획득을 위한 요구서류 준비

(2) 연구의 필요성

○ 국내 개발 민간항공기의 운용 안전성 확보 및 해외 수출을 위해서는 선진국과 동등한 수준의 인증체계와 관련기술 확보가 필수적임.

○ 단거리 운항용 항공 교통수단으로서 민간 항공기의 수요가 급증하여 이에 대한 국가적 준비로 민간 항공기 개발 및 인증 체계 확보가 필요하며 FAR Part 25급 항공기 BASA 체결을 위해서는 시범인증(Shadow Certification)이 필수적임.

○ 국토해양부 항공선진화사업으로 4인승 프로펠러 항공기 개발 및 한·미간 소형항공기급(FAR Part 23급) 상호항공안전협정(BASA)체결사업 진행 중이며, 민수용 제트기 개발 및 Part 25급 항공기 인증에 대한 기술력은 미흡함.

○ 비즈니스기의 세분시장(Market segment) 다양화에 따라 1,000 ~ 1,500만 달러 수준의 경량 기종(Super Light Jet)에 대한 관심이 높아지고 있음. Super Light Jet은 2,000만 달러 내외인 중급 기종(Mid-size Jet)과 유사한 안락성과 비행성능을 보다 저렴한 가격에 제공할 수 있어 미래 시장수요도 낙관적으로 전망되고 있음.

○ Super Light Jet 시장은 현재 제작사가 북미 지역의 2개 업체(Cessna, Bombardier) 만 있으며 신규진입 계획 중인 업체가 없으므로, 후발주자에 대한 시장진입 장벽이 상대적으로 낮은 상황임.

○ 세계적인 친환경 요구조건 강화에 따라 엔진 개선, 복합소재를 통한 기체 경량화 등 운영비용 절감을 위한 기술이 연구되고 있으며, 또한 비행성능 개선 및 안전성 확보를 위해 공력형상 개선, 항전시스템 최신화 등 다각적으로 기술개발을 검토하고 있음.

(3) 기술개발 내용

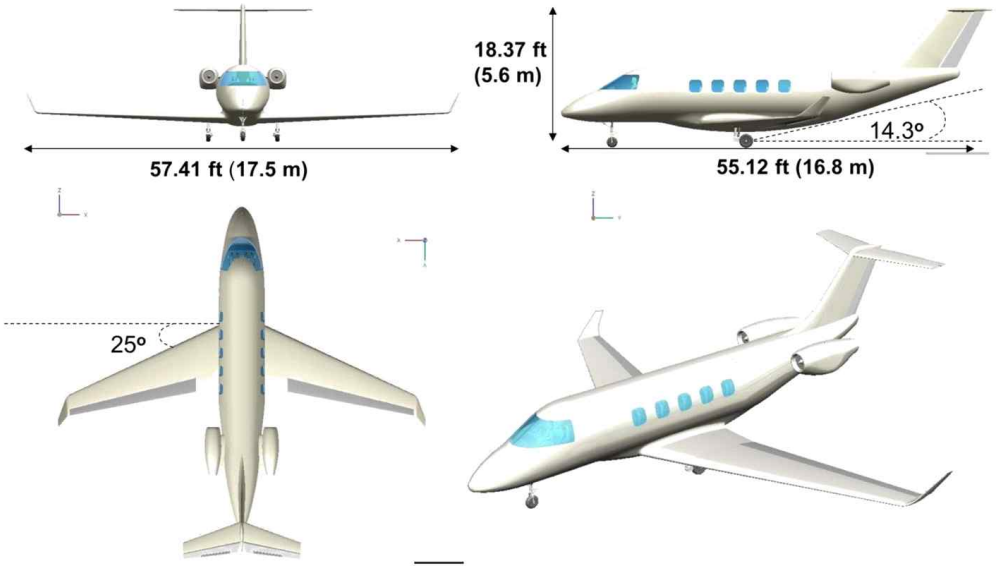


그림 79. KABJ 형상

○ KABJ(Korea Advanced Business Jet) 주요제원
- Max TOW: 20,000 lb
- Passengers: 2+8/10
- IFR Range: 2,200 nm
- Max Speed: 460 kats
- Certification: FAR Part 25

○ 민간항공기 개발 과정 중 필수적으로 요구되는 운용한계 설정, 기본설계 및 상세설계 검증, 구조, 계통, 객실, 추진장치, 성능 등 관련 인증평가 기준을 개발하고 시험평가까지 일련의 항공기 개발 및 인증 과정을 통해 국내 형식증명 획득 및 나아가 미국 FAA로부터 중소형(FAR Part 25급) 항공기의 인증 획득을 위한 요구서류 준비를 목표로 함.

○ 중소형(FAR Part 25급) 항공기 개발 완료 및 국내 형식증명 획득을 목표로 함.

○ 세부 연구 내용
- 개념 정의/기술 위험도 완화 연구
  * 항공기 형상정의(반복설계 기법 적용)
  * 형상 확정을 위한 풍동시험, 주요구조물 사전 시험 등 필수 시험
  * 시장 세부 분석 및 마케팅 방안 도출
    ※ 항공기급 BASA 추진을 위해서는 국내에서 개발하고자 하는 항공기에 대하여 미국내의 고객(구매자)을 대상으로 한 마켓팅 활동이 필요함.
  * 엔진, 착륙장치, 항공전자등 주요장비 확보방안 도출

- 개발 관리
 * 엔진, 항공 전자, 주요장비, 구조물 등 공급업체의 투자 유도 및 도입 관리
 * 소요 장비 구매 및 유지 관리
 * 항공기 제작사 인증 체계 구축

- 체계 개발
 * 기본설계(외형설계, 내부배치 설계, 성능해석, 형상 확정, 중량해석, 형상관리 등)
 * 공력해석(전산유체해석, 관련 풍동시험, 조종안정성 해석 등)
 * 구조해석(플러터해석, 하중해석, 응력해석, 손상허용해석, 물성치확보 시험 등)
 * 구조설계(동체, 날개, 꼬리날개 등)
 * 세부계통 설계 및 해석(착륙장치, 산소, 환경제어, 비행조종, 엔진, 전기, 배선, 항공전자 등)
 * 제품보증 해석(신뢰성, 안전성, 정비성 해석 등)

- 시험 평가
 * 실험실 시험(시편시험, 화염시험, 재료시험, 구조시험 등)
 * 지상 시험(계통시험, EMI /EMC 시험, 엔진 작동시험, 지상진동시험 등)
 * 비행 시험(비행시험준비, 개발 비행시험, 인증 비행시험, 기능 및 신뢰성 확인 시험 등)

- 시제기 제작
 * 엔진장착, 장비 장착, 동체 및 날개 조립 등 항공기 완성
 * 비행 시제기 4대
 * 전기체 구조시제기 2대(정하중, 피로하중 시험용)

- 시제기 제작 인프라
 * 치공구 설계 및 제작
 * 항공기 부품 제작 및 소조립 관련 기술
 * 항공기 제작을 위한 생산기술
 * 품질 보증 및 합치성 검사 지원

- 제작증명 시범기
 * 제작증명을 위한 시범기 1대 제작
 * PC 획득을 위한 품질시스템 구축
 * 제작증명 시범기 감항증명(AC) 획득

(4) 추진 전략

○ “항공기 안전 인증기술 개발” 과제와 진행일정을 효율적으로 연계하여 국내 항공기 인

증 획득과 BASA 체결을 위한 항공기 제조사 인증 체계를 구축하고 미국 형식증명 획득의 발판을 마련함.

○ 시장조사 및 마케팅 분석을 통하여 목표성능을 구체화 하고 항공기 제작원가 절감 방안 연구등을 통하여 연구 종료 후 시장진입이 용이 하도록 추진함.

○ 특정분야에 있어 국내외 공동 또는 위탁을 통한 연구 수행

○ 항공선진국과의 연구협력 체제 구축을 통하여 국제적인 연구 교류의 활성화 추진

○ 해외연구기관을 활용한 해외기술조사, 기술연수 및 기술도입, 공동 연구 등을 추진

다. 중소형기급 인증기술 개발 및 시범인증(BASA 체결)

(1) 중소형항공기(Part 25급) 인증기술개발 및 시범사업 인증

○ 탐색개발 단계에서 정비한 중소형항공기 인증체계 및 인증절차에 의거하여 중소형항공기에 대한 시범인증 과제에 착수하고 이 과정에서 미국연방항공청와 기술평가 계획을 협의하여 세부적인 평가항목을 선정하여야 함.

○ Part 23급의 BASA IPA 확대 경험으로 볼 때, 중소형항공기 인증절차에 따라 실제 인증업무를 적용하는 과정에서 실질적인 인증업무를 수행하기 위한 각종 세부지침의 필요성이 대두되었으며, 중소형항공기의 인증 과정에서도 제반 인증 현안 및 문제점을 해결하는 과정에서 많은 인증지침서의 개발 및 적용이 필요할 것으로 예상됨.

○ 본 과제를 통해 실무적인 인증지침서를 개발하면서, 인증 시 요구되는 핵심적인 인증기술을 확보해나가고 이 능력을 바탕으로 미국연방항공청의 기술평가를 차질 없이 수검함으로서 궁극적으로 BASA IPA를 Part 23급에서 Part 25급으로 추진해나가는 것이 본 과제의 목표임.

(1) 최종목표

○ Part 25급 중소형항공기 종합 인증체계 및 절차의 운영, 발전

○ 중소형항공기 인증인력 양성 및 인증기술능력 제고

○ 중소형항공기 시범인증 및 BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 추진

- 중소형항공기 형식증명/제작증명/감항증명 교부

(2) 연구의 필요성

○ 국내 개발 Part 25급 중소형항공기의 해외 수출을 위해서는 미국과의 BASA IPA를 Part 23급에서 Part 25급으로 확대가 선결조건임.

○ 미국연방항공청은 BASA IPA 확대에 앞서 시범인증 사업을 통해 상대국의 인증시스템, 인증체계 및 절차, 인증기술능력 등이 미국과 동등한 수준인지를 평가하고 그 결과에 따라 확대 여부를 결정하고 있음.

○ 특히, Part 25급은 BASA IPA의 최종 단계로서 미국은 항공기 인증 및 운항을 포함한 항공안전 분야가 미국과의 동등성을 가지고 있는지를 시범인증 과정에서 종합적으로 평가할 것임.

○ 미국과의 BASA IPA를 Part 25급으로 확대하기 위해서는 다음의 연구를 통해 우리나라의 인증시스템 및 인증기술 능력이 미국과 동등한 수준 이상임을 입증할 것이 요구됨.

- 탐색개발 단계에서 구축한 Part 25급의 종합적인 인증체계/절차를 중소형항공기 시범인증 시 적용하면서 지속적인 평가를 통해 개선하기 위한 연구

  * 미연방항공청(FAA)의 기술평가 과정에서 미국 대비 우리나라 인증시스템의 동등성을 지속적으로 유지하고 입증함.

- 소형항공기를 통해 확보한 인증기술능력을 Part 25급의 인증이 가능하도록 제고하고 인증전문인력을 보다 세분화된 기술분야별로 체계적으로 양성함으로서 선진기술 수준의 Part 25급 인증능력을 확보하기 위한 연구함.

- 실질적인 FAA 기술평가가 가능하도록 중소형항공기의 시범 인증을 수행하면서 BASA IPA 확대를 추진함.

(3) 기술개발 내용

○ Part 25급 중소형항공기 종합 인증체계 및 절차의 운영, 발전

- Part 25급의 종합적인 인증법규, 관련 훈령/고시 등 절차 및 지침을 시범인증에 적용

- 시범인증 과정에서 국내 인증시스템의 적정성/효율성을 지속적으로 평가 및 보완/개선

○ 중소형항공기 인증인력 양성 및 인증기술능력 제고

- 인증교육프로그램 등에 의한 인증전문인력의 양성

- 해외 인증전문가 활용을 통한 기술이전 등 인증기술 확보 및 제고

○ 중소형항공기 시범인증 및 BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 추진

- 시범인증 착수 전 단계

  * 인증계획 수립 및 중소형항공기 제작자에 대한 인증 안내(사전 회의 등)

  * 시범인증 착수를 위한 설계 자료 기술검토

- 시범인증(착수일로부터 5년)

  * 중소형항공기 형식설계 적합성 확인

  * 시제작 개발품에 대한 합치성 확인

  * 인증비행시험 및 감항성유지체계 평가

- BASA IPA 확대 추진

  * 미연방항공청(FAA) 기술평가 수검

  * BASA 확대를 위한 IPA 문안 개발 및 협상(Negotiation) 착수

  * BASA IPA 확대협상 진행

(4) 추진 전략

○ 전문검사기관 내에 중소형항공기 인증팀 구성

- 과제 착수와 동시에 전문검사기관 내에 인증팀을 구성하여 인증 신청 전 중소형항공기 제작자에 대한 인증안내, 인증신청 내용의 사전 검토 및 협의 등 형식증명 신청에 필요한 준비 및 시범인증 업무를 진행함.

○ 인증당국 과제관리팀 구성

- 보다 효과적인 형식증명 진행을 위하여 인증당국 내에 운항, 정비 등의 전문가를 포함한 과제관리팀 구성을 요청하여 전문검사기관과 유기적으로 인증업무를 수행하도록 함.

○ 해외 인증교육 및 기술자문을 통한 인증기술능력 조기 확보

- FAA Academy 등의 인증전문 교육 기관 및 기술자문을 통해 기존 인증인력과 신규 채용 인증인력에 대한 기술능력을 제고함으로서 인증기술 확보는 물론 체계적인 인증인력 양성을 도모함.

○ FAA 기술평가팀과 정기 검토회의체 운영

- 기술평가 과정에서 발생하는 여러 현안에 차질 없이 대응하고 조치할 수 있도록 FAA측과 협력 하에 정기적인 과제검토회의체(Program Review Meeting)를 운영함.

○ 미연방항공청(FAA)과 구축한 국제협력프로그램을 지속 이행함으로서 협력관계를

유지하고 기술평가 수검에 활용

○ 중소형 항공기급 BASA 시범사업 인증기에 대한 시범인증 수행으로 Part 25급의 BASA IPA 확대를 위한 토대 마련

○ BASA 체결 추진을 통해 FAA와 동등한 인증체계 및 인증절차 확보

라. 중소형항공기 기술기준 및 안전인증기술 개발

(1) 최종목표

○ 국제민간항공기구(ICAO) 및 항공선진국의 기술기준에 대한 비교분석 및 심층적인 이해를 기반으로 한 세계적 수준의 중소형항공기 기술기준 개발

- Part 25, 수송급비행기 기술기준
- Part 26, 수송급비행기의 감항성유지 및 안전성 개선 기준
- Part 34, 항공기 엔진의 배기가스 배출기준
- Part 36 소음기준

○ 중소형항공기 기술기준에 대한 적합성 평가기준을 개발함으로서 항공기 설계 및 운용에 대한 안전성을 보장할 수 있는 국가적 기술기반조성

- 기술분야별(구조/계통/동력장치/장비/비행성능) 적합성 평가 기준

(2) 연구의 필요성

○ 우리나라 항공산업을 Part 25급인 중소형항공기가 선도할 수 있도록 인증인프라 및 체계를 확대, 구축함으로서 미래의 성장동력 산업으로 발전시키고 또한 수출산업화 하기 위하여 미국을 비롯한 항공선진국과의 항공기급 BASA 또는 BAA체결이 가능한 세계적 수준의 민간항공기 인증능력 확보하여야 함.

○ Part 25급의 항공기 개발 시 인증에 관한 기술기준 및 요건에 대한 해설을 담은 안내서 개발과 이를 체계적으로 적용하기 위한 세부 평가기준을 개발함으로서 동급 비행기의 인증기반 구축할 필요가 있음.

(3) 기술개발 내용

○ 중소형항공기 핵심 인증기술요건 분석

- 해외 중소형항공기(Part 25급) 기술기준 체계 분석

  * Part 25, Part 26, Part 34, Part 36

- 해외 중소형항공기(Part 25급) 지침서 체계 분석

- 인증기술 분야별 적합성 평가 핵심요건 분석

  * 구조분야 적합성 평가 핵심요건

  * 계통 분야 적합성 평가 핵심요건

  * 동력장치 분야 적합성 평가 핵심요건

  * 장비 분야 적합성 평가 핵심요건

  * 비행성능/시험 적합성 평가 핵심요건

○ 중소형항공기 기술기준 개발

- 수송급비행기에 요구되는 각 부분별 안전성 기술기준 개발

  * 비행, 구조, 설계 및 제작, 동력장치, 장비, 운용한계 및 표식 분야 등

- 감항성 유지 및 안전성 개선을 위한 기술기준 개발

  * 전선연결시스템(EWIS), 노후항공기 안전성 개선 및 피로평가기술, 연료탱크 화재방지, 수리개조 시 손상허용기준 등

○ 중소형항공기 환경기준 개발

- 연료방출기준, 배출증명기준, 기준압축비 측정기준, 매연배출 평가 기준, 가스배출물의 축적 기준 등(Part 34)

- 소음기준(Part 36)

○ 중소형항공기 인증기술분야별 적합성 평가기준 및 평가안내서 개발

- 구조분야 적합성 평가기준 및 평가안내서

- 계통 분야 적합성 평가기준 및 평가안내서

- 동력장치 분야 적합성 평가기준 및 평가안내서

- 장비 분야 적합성 평가기준 및 평가안내서

- 비행성능/시험 적합성 평가기준 및 평가안내서

(4) 추진 전략

○ 전문검사기관 내에 중소형항공기 기술기준 및 안전인증기술 개발팀 구성

- 항공산업 관련 국내 연구진이 인적으로 제한되어 있음을 감안하여 전문검사기관 내에 중소형항공기 기술기준 및 안전인증기술 개발팀을 구성하여 항공선진국

수준의 기술기준과 실무 중심의 적합성 평가기준 안내서를 개발함.
- 중소형항공기 급의 독자적인 상용 민간항공기 개발 및 인증 경험이 없는 국내 종사자들의 수준을 고려하여 인증기준에 대한 이해를 극대화하고 향후 인증작업이 효율적으로 진행될 수 있도록 이 과제를 통해 개발되는 기준과 지침서는 이해와 사용이 최대로 용이한 형태로 개발하도록 함.

○ 해외 인증교육 및 기술자문을 통한 실무적 인증능력 확보
- FAA의 DER(Designated Engineering Representative) 기술자문 등으로 구성되는 인증전문가 풀을 적극 활용하여 항공선진국에서 인증기술 개발 및 인증업무에서 실재적으로 구사되고 있는 최신의 인증실무 노하우와 경험을 접목시켜 연구결과물에 반영함.
- 우리나라 인증인력에 대하여 FAA Academy 등의 인증전문 교육 기관을 통한 교육을 통해 인증기술능력을 제고하여 연구결과물에 반영함.

○ 국제민간항공기구(ICAO), 미연방항공청(FAA), 유럽항공안전기구(EASA) 등의 각 기준 항목에 대한 설정배경과 기술적인 구현방안에 대한 이해를 바탕으로 세계적 수준의 인증기준 개발

○ 중소형항공기 급의 독자적인 상용 민간항공기 개발 및 인증 경험이 없는 국내 종사자들의 수준을 고려하여 인증기준에 대한 이해를 극대화하고 향후 인증작업이 효율적으로 진행될 수 있도록 이 과제를 통해 개발되는 기준과 지침서는 이해와 사용이 최대로 용이한 형태로 개발

○ 해외 기술자문 등으로 구성되는 인증전문가 풀을 적극 활용하여 항공선진국에서 인증기술 개발 및 인증업무에서 실재적으로 구사되고 있는 최신의 인증실무 노하우와 경험을 접목시켜 연구결과물에 반영

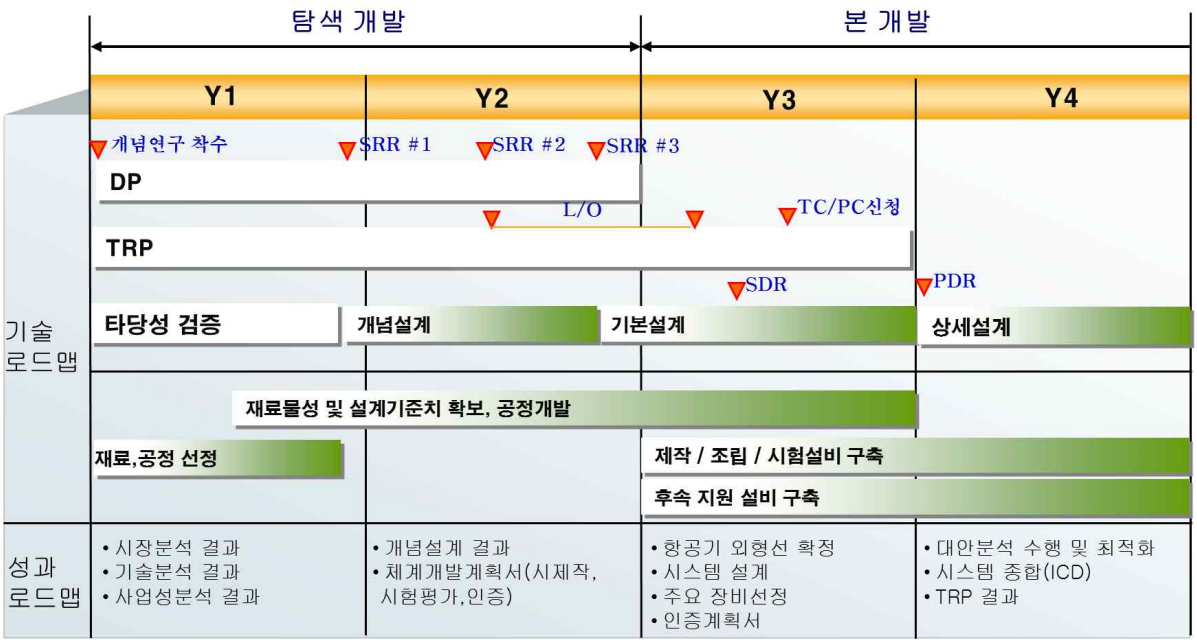
○ 연구결과물에 대한 기술기준 심의위원회를 통한 심의
- 국가의 항공기 등에 대한 전문검사기관으로서 기술기준과 관련되는 지침문서를 국토부 산하 기술기준 심의위원회의 공식적인 심의를 통하여 실무에 적용되도록 지원함.
- 기술기준 심의위원회의 공식적인 심의 이전에 관련 실무자들을 대상으로 한 워크샵, 세미나 등을 통해 실무사용자의 경험과 의견을 최대한 반영시키고 실무에 바로 활용되는 연구결과물을 개발하도록 함.

○ 국내 중소형항공기(Part 25급) 활용도를 고려한 운용개념 제시 본 개발에서 수행될 연구 내용

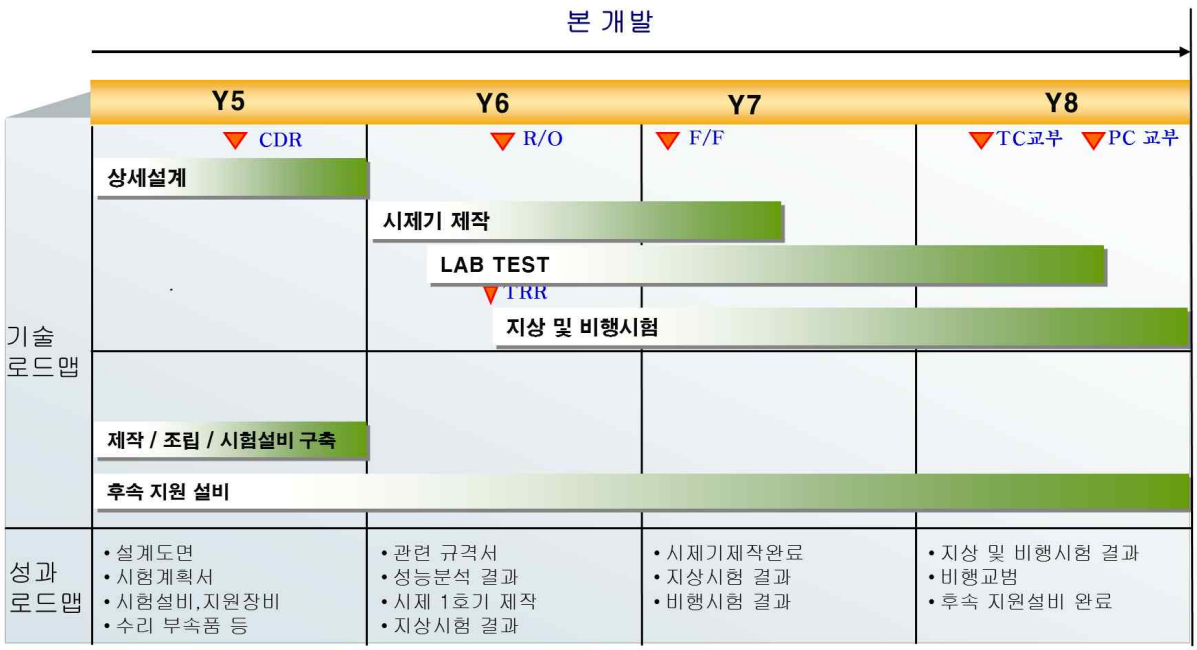
연구 주제	연구내용	예산 (백만원)						
		Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	계
중소형항공기 (Part 25급) 시제기 개발	○ 개념 정의/기술 위험도 완화 연구 ○ 개발 관리 ○ 체계 개발 ○ 시험 평가 ○ 시제기 제작 ○ 시제기 제작 인프라 ○ 제작증명 시범기	92,600	136,700	172,000	129,700	104,800	64,200	700,000
중소형항공기 (Part 25급) 인증기술개발 및 시범사업 인증	○ Part 25급 중소형항공기 종합 인증체계/절차 운영, 발전 및 중소형항공기 인증인력 양성/인증기술능력 제고 ○ 중소형항공기 시범인증(형식/제작/감항증명) ○ BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 체결	8,000	11,000	13,000	13,000	13,000	10,000	68,000
중소형항공기 기술기준 및 안전인증지침 개발	o 중소형항공기 핵심 인증기술요건 분석 o 중소형항공기 기술기준 개발 o 중소형항공기 환경기준 개발 o 중소형항공기 인증기술분야별 핵심인증기술 개발	2,000	2,000	1,000	1,000	1,000	0	7,000
중소형항공기 정비·고장탐구 지원 체계 구축	○ On-Board 고장탐구 체계 구축 ○ 결함보고시스템 개발 ○ On-Board 전자 매뉴얼 개발	8,666	8,666	9,333				26,667
중소형항공기 운용 지원 체계 구축	○ 조종훈련용 모의비행장치 개발 ○ 비상탈출 인증기술 개발	4,000	4,000	2,000				10,000
총 합		115,266	162,366	197,333	143,700	118,800	74,200	811,667

5절. 과제별 · 연차별 기술로드맵 및 성과로드맵

1. 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 로드맵

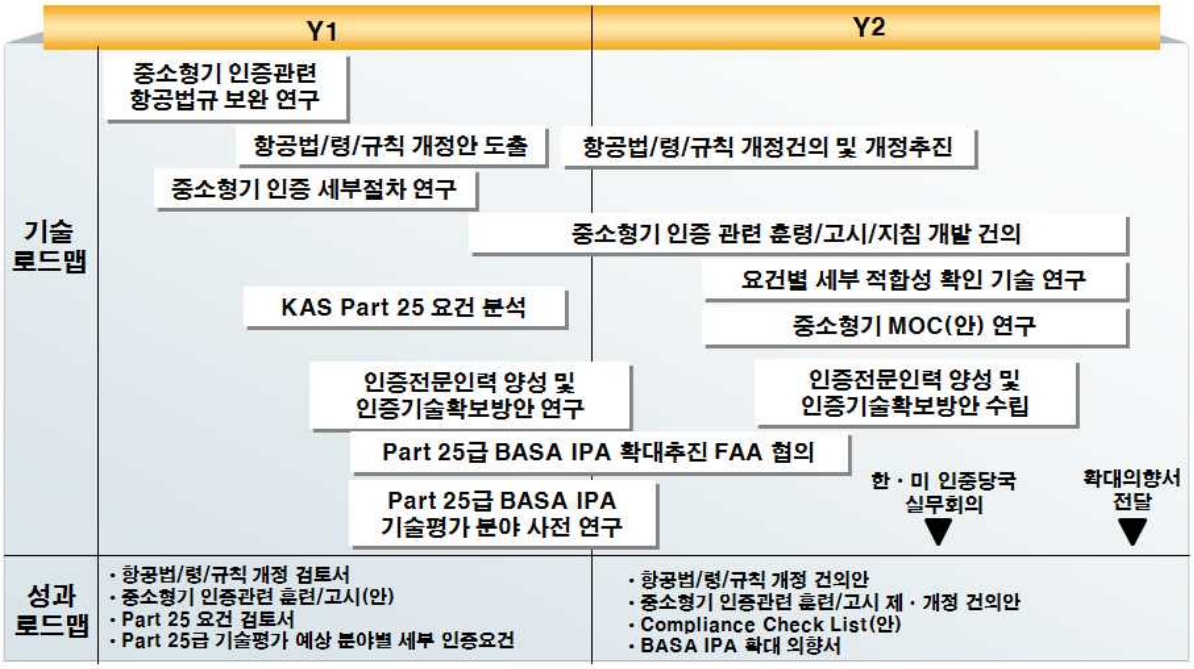


DP: Design Phase, TRP: Technical Readiness Program, SRR: System Requirements Review,
SDR: System Definition Review, PDR: Preliminary Design Review, T/C: Type Certification

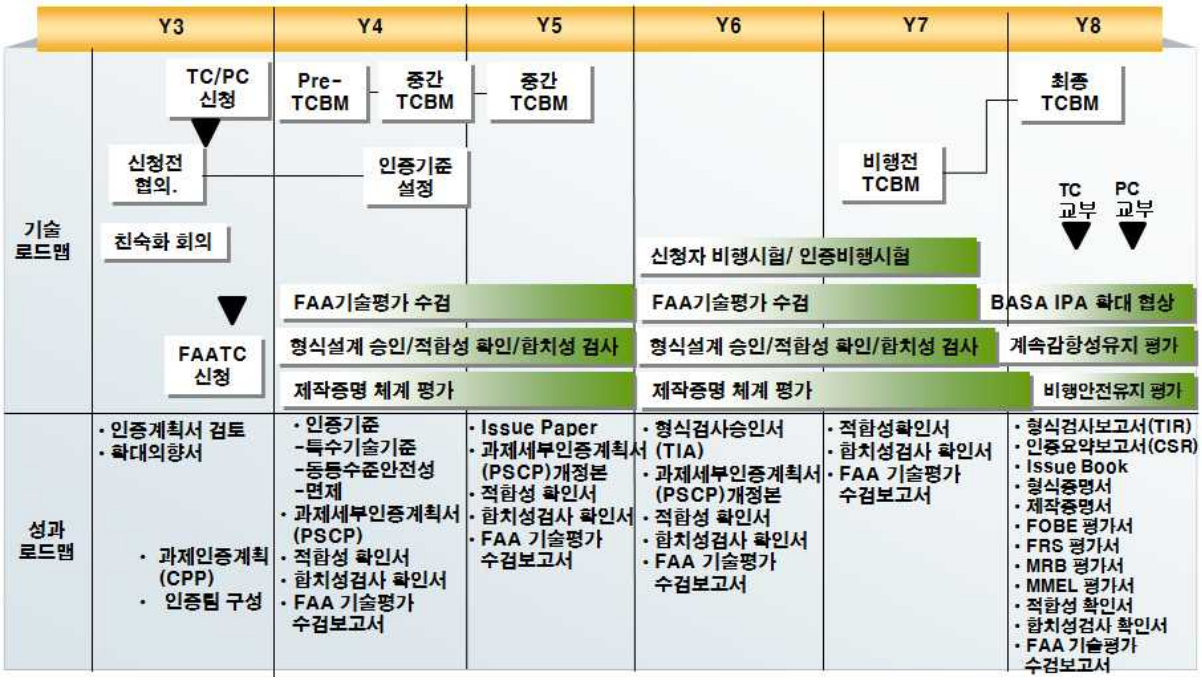


CDR: Critical Design Review, TRR: Test Readiness Review, R/O: Roll Out, F/F: First Flight
T/C: Type Certification, P/C: Product Cetification

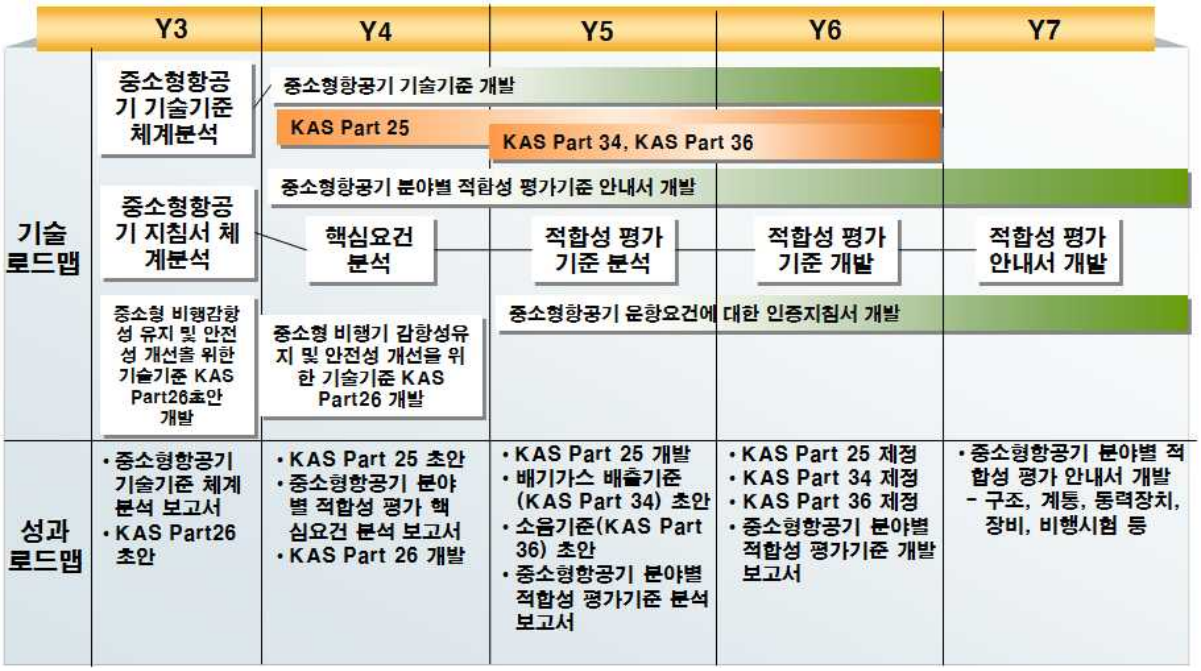
2. 중소형항공기(Part 25급) 인증기술개발 사전 연구



3. 중소형항공기(Part 25급) 인증기술개발 및 시범사업 인증



4. 중소형항공기 기술기준 및 안전인증지침 개발



6절. 성과의 활용방안

1. 연구결과의 활용 계획

○ 중소형항공기 시제기 개발을 통해 제작/시험/인증기술 인프라를 선진화/국산화하고, 미국과 항공안전협정(BASA)도 중소형 항공기급(Part 25급)으로 체결하여 국산 항공기의 수출 기반도 확대 추진에 활용함.

○ 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 기획에 의거한 사업의 성공적·효율적 수행과 파급효과의 극대화를 위하여 활용함.

○ 신규과제 RFP를 바탕으로 연구개발사업의 전략적 우선순위와 개발비 규모를 산정하는 등 세부 실행계획으로 활용함.

2. 기대성과 및 파급효과

가. 기술적 측면

○ 항공선진국 수준의 국내 항공안전/인증 관련 핵심 신기술 확보
- 국내 항공기 제작/시험/인증관련 핵심 신기술 확보
- IT, 디지털, 네트워크 및 정밀기계 기술의 접목을 통한 국부창출 기술력 확보

○ 중소형항공기(Part 25급) 제작/시험/인증기술 인프라 구축
- 중소형항공기(Part 25급) 제작 종합평가·관리 인프라 구축
- 중소형항공기(Part 25급) 시험/인증기술 지속적 연구기반 인프라 조성

○ 중소형항공기(Part 25급) 고급 연구인력 및 기술 연구체계 확보

나. 사회·경제적 측면

○ 고부가가치 항공안전기술의 국부 창출을 통한 미래 성장산업 육성
- 중소형항공기(Part 25급) 제작 산업은 시스템 종합산업으로 고부가가치성이 높음.

○ 중소형항공기(Part 25급) 시험/인증기술 국민 안전성 및 이동성 향상
- 쾌적하고 효율적인 대국민 중소형항공기(Part 25급) 개발
- 중소형항공기(Part 25급) 개발을 통한 국민 이동성 증진

○ 중소형항공기(Part 25급) 분야 대외 국가 신인도 및 경쟁력 강화
- BASA체결, 미국 FAA 항공안전평가 대비 등 국가 항공안전수준의 지속적 유지를 통한 국가 신인도 제고 및 국가 경쟁력 향상

○ 전체 부품 중 몇 % 국산화여부
- 탐색개발 단계에서 해당 부품 업체와 긴밀히 협의
- 부품 개발 업체의 국산화 부품 개발 의지에 영향 받음

○ 엔진부문에서 국내 업체의 입장 필요, 부품 국산화 의지 여부 확인 필요
- 국내 항공기 엔진 개발 업체와 긴밀히 협의

○ 부품국산화 가이드라인 필요
- 기획과제에서 부품 개발 업체와 긴밀히 협의
- 탐색개발 단계에서 부품 개발 업체와 구체화 협의

7절. 연구수행체계 제안

○ 본 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 연구는 기존 Part 23급 항공기 개발 및 인증과제와는 달리 기술 분야의 확장뿐만 아니라 기존에는 존재하지 않은 법령, 체계 등의 수립 및 운용 인프라의 구축이 병행되어야 하는 과제임.

○ 중소형항공기(Part 25급) 인증체계는 Part23급 인증 경험 보유기관과의 상호 협력이 바람직함.

○ 인증시제기 제작에는 설계단계, 제작, 비행실험 등 전 단계에서 인증절차를 고려하여 수행하여야 하므로 설계/제작담당 기관과 인증기관과의 지속적이고 긴밀한 업무연계가 중요함.

○ 국내 주요 참여기관은 총조립(FAL; final assembly line), 부분품 제작, 시험평가, 보급사업 등으로 업무와 책임을 분담
- 총조립 담당사와 구성품 제작담당사로 구성된 인증용 항공기 제작사업단 선정
- 국내에서 수행되는 인증관련 시험은 산업체와 인증기관의 참여로 구성된 시험평가팀이 주도하되 국내 연구소 및 산업체 등에 산재해 있는 시험평가 시설을 효율적으로 사용



그림 80. 사업 추진체계도

○ “건설교통 R&D 혁신로드맵”에 의거 비전 및 전문지식을 갖춘 사업단장이 연구개발 과제를 전체적으로 관리하는 책임 운영체계를 도입하며, 연구개발 · 시험평가 · 성과확산 등 연구사업과 시범사업의 전주기적 경영관리 업무를 총괄하는 역할을 수행하도록 함.

○ 사업단장에게 핵심 및 세부과제 구성, 연구팀 편성, 연구비 배정 등에 관한 권한을 부여하고 엄정한 평가로 이에 대한 책임을 부여함.

○ 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축사업단은 주무부처(국토해양부) 하에 사무국과 총 4개의 핵심과제 및 하부과제 수행기관들로 구성하고 평가위원회 및 자문위원회를 두어 사업을 관리/자문하도록 함.

○ 평가위원회는 연차별로 과제를 평가하고 문제점을 발견, 개선하며 타 핵심과제와 보조를 맞추어 과제를 수행하게 함으로써 각 핵심과제의 내용이 전체적으로 조화를 이루어 사업단 전체의 목표 달성이 효과적으로 수행되도록 함.

○ 주요 사업관리 내용은 다음과 같음
- 사업단 총괄 사업관리 (인력/일정/사업비)
- 연차별, 주요 일정 진행별 진도점검 및 일정관리
- 연차별 예산 조정, 관리 및 정산
- 연차별 중간연구결과 및 최종연구결과 점검
- 핵심과제간 상호 연계성 관리
- 내.외부 위원회 운영
- 전문 연구사업관리 시스템 구축
- 국가연구개발사업 조사.분석.평가 관련 업무 협조
- 국외 협력기관 관련 총괄업
- 연구성과 및 개발자료 DB 구·관리
- 유관기관 정책 협조
- 국내외 전시회 참가 및 홍보 등 대외 관련 업무 협조

○ 사업관리 시스템 운영
- 사업단과 전국의 산재한 사업 참여기관 간의 유기적인 연계
- 네트워크를 통한 중앙 집중형 종합 전산 관리 시스템 운영
- 사업성과 및 자산 종합 DB 구축 및 관리

○ 주요 Milestone별 설계검토 회의체 운영
- 주요 Milestone별 설계검토 회의체 운영을 통한 이전 단계 수행여부 및 차기 단계 진입 여부 검토

구 분	주요내용
SRR	• System Requirement Review, 체계요건 검토회의 • 주요 시스템 분야별 체계 규격 검토회의
SDR	• System Design Review, 시스템 서계 검토회의 • 체계규격서 승인 및 부체계별 개발규격서 초안 검토
PDR	• Preliminary Design Review, 기본설계 검토회의 • 기본설계 결과 검토 및 기술 자문
CDR	• Critical Design Review, 상세설계 검토회의 • 상세설계 결과 검토 및 기술 자문
TRR	• Test Readiness Review, 시험평가 준비 검토회의 • 시험평가 준비상태 검토 및 기술 자문
FFRR	• First Flight Readiness Review, 초도비행준비 검토회의 • 초도비행 준비상태 검토 및 기술 자문

4장. 사전타당성 검토

1절. 정책적 타당성

○ 국내 개발 중소형항공기의 국산화 보급기반 구축을 위해서는 해외 수출이 가능한 인프라의 구축하여야 하며, 해외 수출을 위해서는 현재 미국과 체결되어 있는 BASA IPA 범위를 중소형항공기 범주를 포함하는 Part 25급으로 확대하는 것이 필수적임. 미국은 BASA IPA 확대를 위해 상대국가의 인증체계/절차 및 인증기술능력이 미국과 동등한 수준 이상인지를 확인하는 기술평가를 받도록 요구하고 있으며, 이때 기술평가의 대상자는 상대국의 감항당국이 됨. 즉, 미국과 BASA IPA 확대를 논의하고 기술평가를 받기 위해서는 우리나라 감항당국이 운영하는 인증체계 및 절차, 감항당국의 인증기술능력이 미국과 동등한 수준 이상이어야 하므로 본 과제를 통하여 우리나라의 인증인프라를 구축하는 것이 타당함.

○ 인증체계를 구축하고 이에 따라 항공기를 인증한다는 것은 항공 안전을 보장하기 위한 범세계적인 공식적 인증제도이기도 함. 이를 위하여 국제민간항공기구(ICAO)에서는 항공분야에서 국제법으로 인정되는 부속서를 제정하여 항공기의 인증체계 및 인증요건에 대한 규정을 제시하고 있으며 각 국가가 이를 충족하는 체계와 능력을 보유하도록 요구하고 있음. 따라서 중소형항공기의 인증에 있어서도 국제법상의 기준을 충족하는 인증체계/절차 및 인증기술능력을 국가가 확보할 필요가 있음.

○ 항공우주산업은 기본적으로 국방계획과 맞물려 발전되는 성격을 가지고 있으며, 기술진입장벽이 매우 높고 개발노하우 등 기술습득이 중요한 역할을 차지하는 기술적 특성으로 항공우주산업은 국가의 산업고도화에 전략적 기반을 제공함.

○ 항공우주산업의 기본육성 방향으로는 항공산업 내 각 용도별 시장추세에 맞는 전략을 각각 수립 및 실행하고, 이를 통해 우리나라 항공산업의 경쟁역량을 축적함으로써 세계 항공시장에서 주요한 시장 참여자의 역할을 담당하는 한편 항공산업의 국제경쟁력을 확보하는 것임.

○ 타산업(기계 · 자동차 · 조선)의 육성정책은 일반적으로 정부차원에서 육성정책을 먼저 수립하고 국산화유도, 자금 및 세제 등 적극적인 지원정책을 추진하며 기본적인 대외경쟁력을 확보한 후에는 시장중심으로 전환하는 방향으로 육성정책을 전개해 나아갔는데, 이를 우리나라 항공산업에 적절하게 적용할 필요가 있음.

표 43 해외 벤치마킹 대상국의 5가지 발전 유형

유형	내용	대상국
Type Ⅰ	민항기에 대한 국제 공동개발사업에 적극적 참여 → 세계 메이저 국가로 발전	일본
Type Ⅱ	세계 항공기 산업의 변화에 적절하게 대응 → 중소형 항공기 선두주자로 발전	브라질
Type Ⅲ	국가안보 측면에서 항공기 산업 육성 → 세계적인 항공기산업 국가로 발전	이스라엘
Type Ⅳ	방산에서 민수로 확대를 통한 기술발전 → 특화된 기술 경쟁력 확보	스웨덴
Type Ⅴ	자국 수요시장 제한적, MRO 분야 특화 → MRO분야 세계 메이저 국가로 발전	싱가포르

○ 항공산업의 기본육성방향으로는 항공산업 내 각 용도별 시장추세에 맞는 전략을 각각 수립 및 실행하고, 이를 통해 우리나라 항공산업의 경쟁역량을 축적함으로써 세계 항공시장에서 주요한 시장참여자의 역할을 담당하는 한편 항공산업의 국제경쟁력을 확보하는 것임.

○ 우리나라 항공산업은 1970년대 후반 이후 군수부문을 중심으로 약 30년 동안에 많은 경험을 축적하며 발전해왔음.

○ 항공산업과 연계가 가능한 타 산업분야의 경우는 이미 대외경쟁력을 확보하고 있음.

○ 현재는 항공선진국에 비해 우리나라 항공산업 분야의 경쟁력이 열위한수준이나, 우리나라의 장점을 활용한다면 항공산업의 발전가능성은 매우 높음.

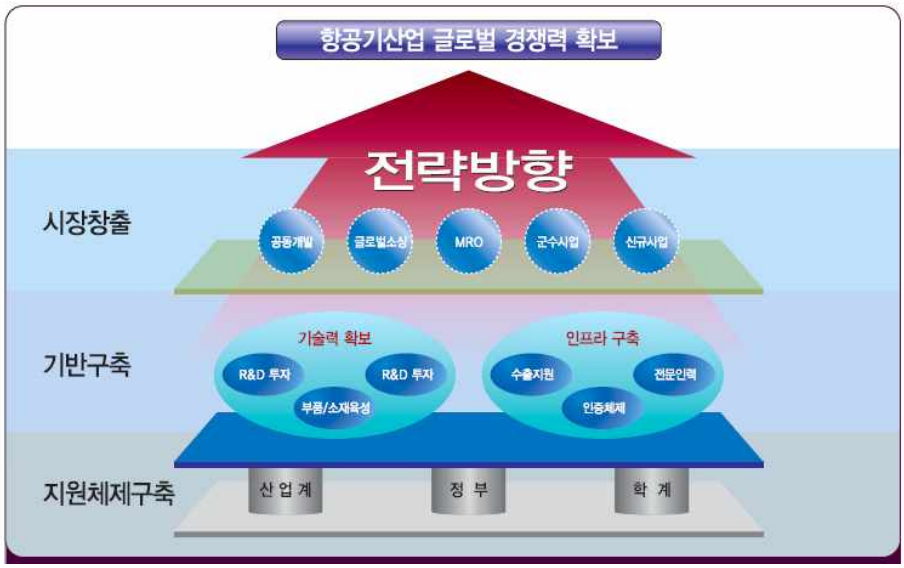


그림 81. 항공산업 육성 체계도

표 44 국내 민수용 항공기 개발 계획

종 류	적용 범위	추진 내용
경비행기 (VLA급)	(프롭기)최대이륙중량 600 kg 이하	**(국토부) 2인승 시제기** 개발 및 BASA 체결 추진중 ('10.9 ~ ' 14.8 총 269억원)
소형비행기 (Part 23)	(프롭기) 19인승 이하, 8,618kg 이하	**(국토부) 4인승 시제기** 개발 및 BASA 체결 추진중 ('07.12 ~ ' 13.5, 773억원)
	(제트기) 9인승 이하, 5,670kg 이하	
중형비행기 (Part 25)	(프롭기) 20인승 이상, 8,618kg 이상	**(지경부) 90인승기 국제 공동개발사업** 탐색개발중 ('12.3 ~ ' 14.3, 667억)
	(제트기) 10인승 이상, 5,670kg 이상	**(국토부)** 기획 연구중 (' 12.1 ~ '12.10, 2.5억)
무인항공기	자중 150kg 이상	**(국토부)** 기획 연구중 (' 12.1 ~ '12.8, 2.5억)
소형헬기 (Part 27)	9인승 이하, 3,100kg 이하	-
중형헬기 (Part29)	10인승 이상, 9,000kg 이상	**(지경부/방사청) 15인승기** 개발사업 탐색 개발중 ('11.9 ~ '12.8, 30억)

2절. 기술적 타당성

1. 기술적 분석

○ 미국, 프랑스, 캐나다 등의 모든 항공선진국에서는 중소형항공기급에 해당하는 인증 인증제도 및 체제를 갖추고 있으며 실질적인 인증기술능력도 구비하고 있음. 우리나라의 경우 KC-100 소형항공기의 시범인증 및 미국연방항공청의 기술평가를 통해 Part 23급의 인증제도/체제와 인증기술능력은 갖춘 것으로 볼 수 있음.

○ Part 25급의 항공기의 경우 특히 인증기술능력은 매우 미흡한 것으로 간주되고 있음. Part 25급의 복잡한 항공기의 국내 개발 경험이 없기 때문이며, 인증기술능력은 실체가 있는 항공기 형식증명을 통해서만이 확보할 수 있기 때문임. 따라서 우리나라가 Part 25급의 항공기에 대한 인증기술을 확보하기 위해서는 중소형항공기에 대한 국산화 보급기반 연구가 필수적임.

○ 국내 Part 23급 소형항공기 인증 기술수준
- KC-100 대표적인 해석/시험내용 기술
- Part 25급 대비 20% 수준

○ 신규 시장 진입을 위한 신제품 개발 방법에는 크게 신기술을 바탕으로 새로운 시장을 개척하는 방안과 기존 시장에서 경쟁력을 갖도록 경쟁우위 설계를 통하여 시장 진입하는 방안이 있을 수 있음, 향후 이스라엘 IAI社와의 기술협력이 가능함.

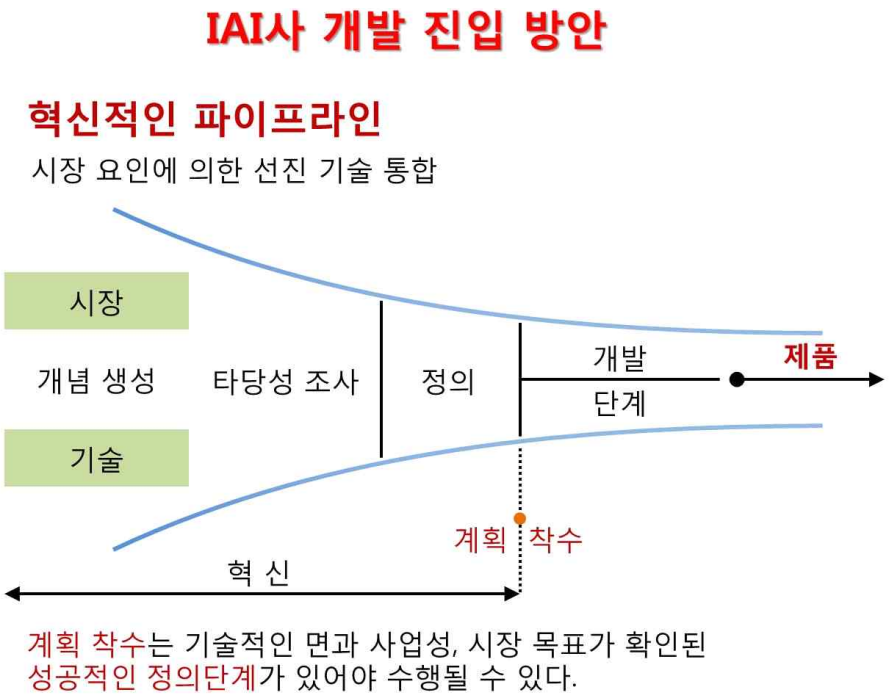


그림 82. 신기술 바탕 신규 시장 진입 방안

○ 신기술을 바탕으로 한 신규시장 진입방안은 그림 48과 같이 새로이 형성되는 시장과 기술을 바탕으로 사업계획을 수립하여 구체화 하는 방안이며 신규시장 창출이 가능하므로 시장 지배력이 높으나 사업 및 기술적 실현가능성을 높이기 위해 초기 기술개발 비용이 많이 소요되는 단점이 있음.

○ 경쟁우위 설계를 통하여 시장 진입 방안은 이른바 “me too” 전략으로 신규시장 창출을 위한 막대한 초기 비용을 들이지 않고 기존시장에 출시된 제품들 보다 가격, 성능 우위를 가지도록 설계하여 시장에 진출하는 방안임.

○ 그림 82.는 경쟁우위 설계를 통한 Business Jet 시장진입 전략을 단적으로 표현해주는 예로써 가로축은 성능지수(Productivity, 속도×항속거리×객실공간)를 세로축은 가격을 나타내고 있음.

○ 그림 82.는 동일 성능지수를 가지면서 가격이 낮은 가격 또는 동일가격을 가지면서 높은 성능지수를 가지도록 설계를 하게 되면 시장의 후발주자도 경쟁력을 가질 수 있다는 개념임.

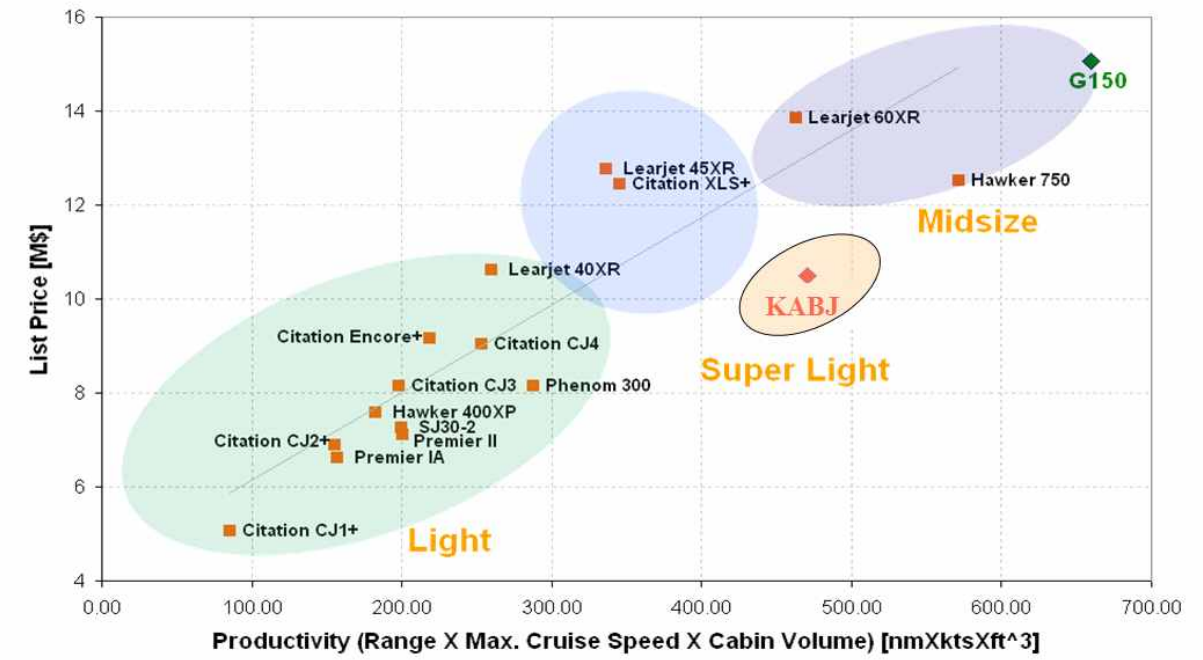


그림 83. 경쟁기종 시장 분석

○ 상기에서 설명한 2가지의 신제품 개발 방법론 중에서 어느 방법이 효과적인지는 항공기 개발을 수행할 주체의 특성, 기술수준, 회사의 지명도, 경영진의 의지 등에 따라 달라지겠지만 우리나라의 경우 중소형항공기 시장에 있어 후발국이므로 경쟁우위 설계를 통하여 기존 시장에 진입하는 전략이 가장 적절할 것으로 판단됨.

○ 중소형항공기 성능지수 향상 또는 가격절감을 위한 경쟁우위 설계를 위해서도 신기술 적용은 필요함.

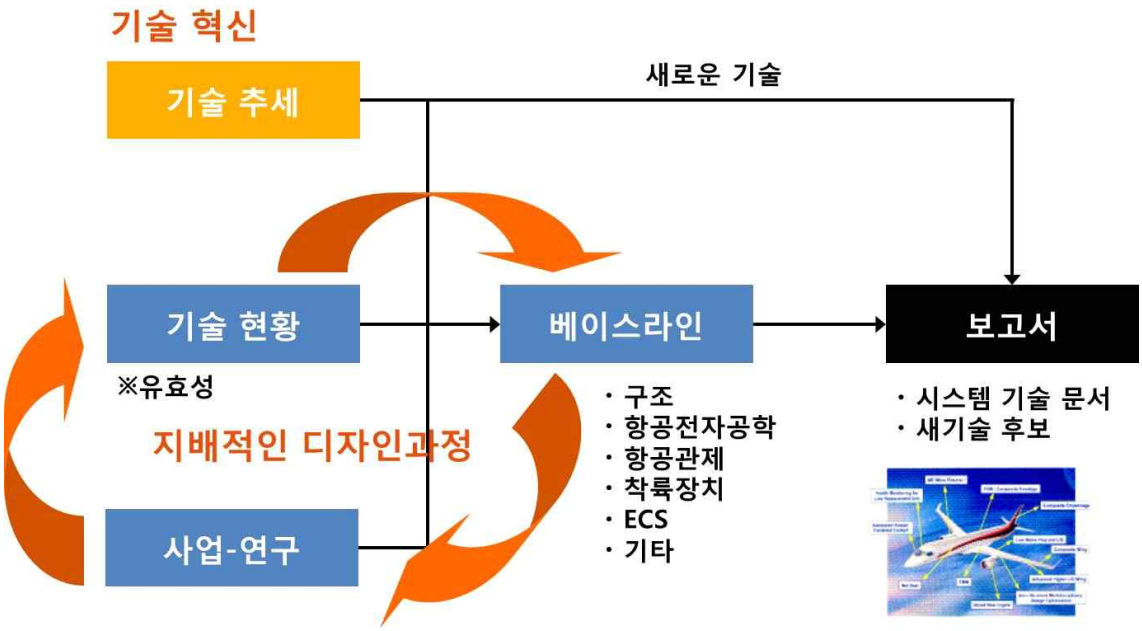


그림 84. 신기술 적용 방법론

○ 그림 82.의 체계와 같이 본 타당성 연구에서는 Case Study를 통하여 중소형항공기 개발을 위한 Baseline 기술을 바탕으로 경쟁우위를 점할 수 있는 설계가 되도록 유효기술 및 경쟁기종의 Case Study를 바탕으로 한 Trade-Off Study를 수행하여 기술 분석을 수행함.

○ 최신 중소형 항공기 개발 기술 경향을 분석하여 신기술 적용방안 검토도 수행함.

2. 중소형항공기 신기술 추세

○ 중소형 항공기 개발 차세대 신기술은 그림 51에 나타낸 바와 같음.
- 높은 연료 효율
- 낮은 획득 비용과 운용비용
- 낮은 개발비
- 단시간 시장 진입
- 더욱 안락한 실내 공간
- 인간 중심 조종석
- 환경 친화적 기술(저소음, 저오염)



그림 85. 중소형항공기 기술발전 방향

○ 중소형 항공기의 직접 운용비(DOC, Direct Operating Cost)에 있어서 연료비가 차지하는 비중을 나타내고 있음.

- 1995년 이후 유가는 가파르게 상승해 오고 있어 운용비에서 연료비의 비중이 계속하여 커진 것임.
- 향후의 유가 향방은 속단하긴 힘드나 “High Oil Price“의 경우를 염두에 두지 않을 수 없으며, 항공기 개발에 있어서 에너지 효율적인 측면이 계속해서 강조될 것임.

출처: Bombardier Anlaysis

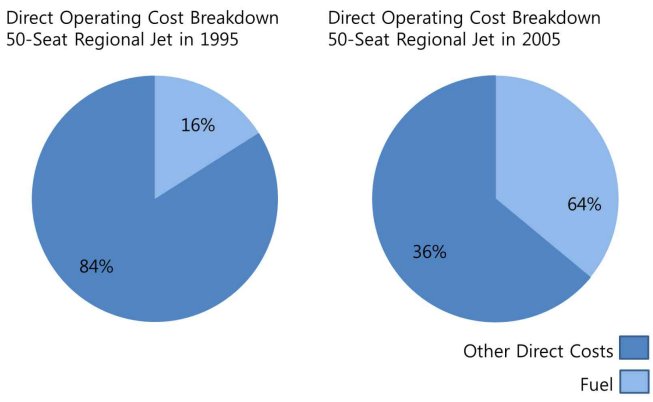


그림 86. DOC에서 연료비 비중

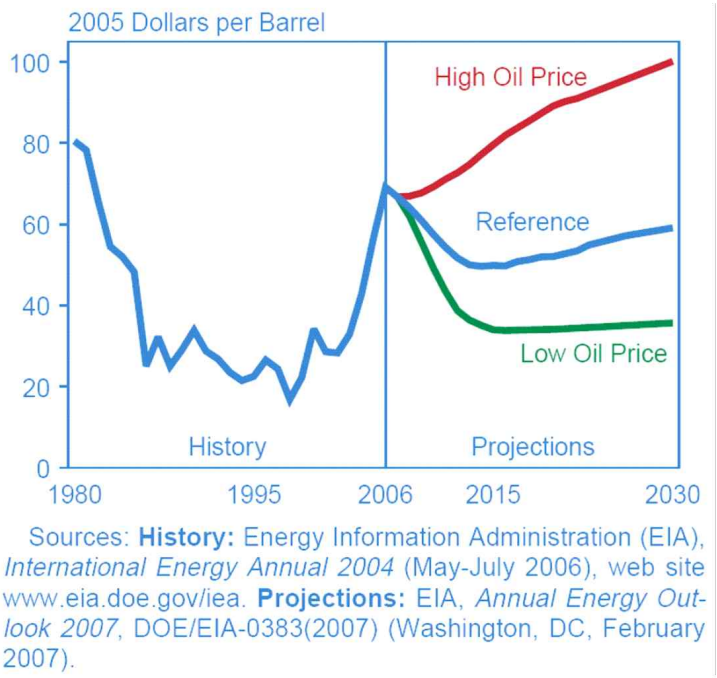


그림 87. 국제 유가 향방, 1980~2030

○ 항공기 개발 및 운용의 추세에 있어서 환경영향성의 고려도 중요한 요소임.

- 항공기 운용시 대표적인 환경영향성은 소음과 배출가스의 영향으로 구분할 수 있으며 이 중 배출가스에 의해서는 운용고도별로 오존층 파괴, 온실효과유발, 대기오염을 들 수 있음.

- 이와 같은 문제점으로 인하여 법제화를 통하여 배출가스의 규제를 강화하고 있고 앞으로도 강조될 것으로 판단되므로 항공기 개발 시 반드시 고려해야 할 요소임.

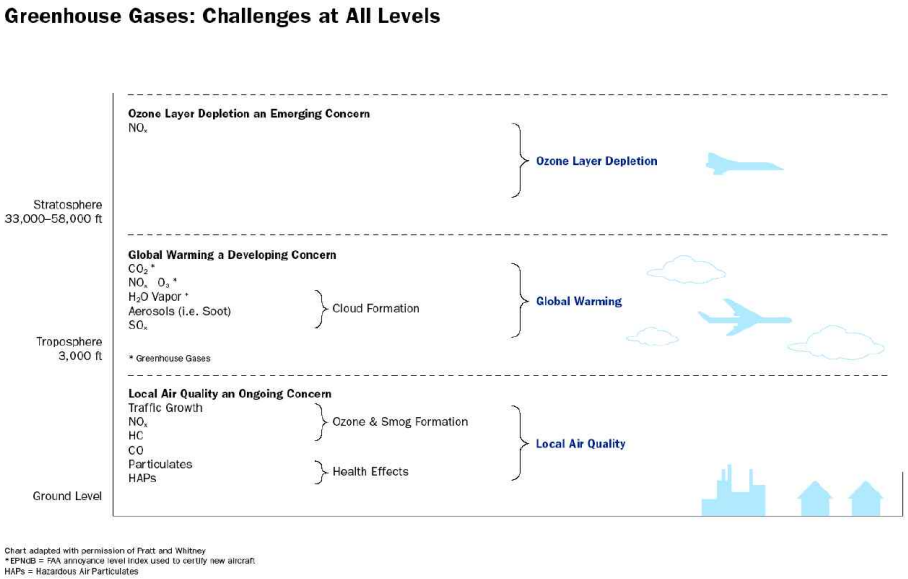


그림 88. 환경 영향성 검토

○ 항공 교통 체계의 변화 방향에 대한 고려 또한 신규 항공기 개발 시 염두에 둬야 할 항목일 것임.

- 미국의 경우 항공교통망(National Air Space)의 효율성 향성을 위해 FAA를 비롯한 관련 부서가 방안을 논의하고 있으며 대표적인 추세 중 하나가 그림 55과 같이 기존의 “Hub and Spoke“ 운용개념에서 “Point to Point“ 형태로 변환되는 점임.

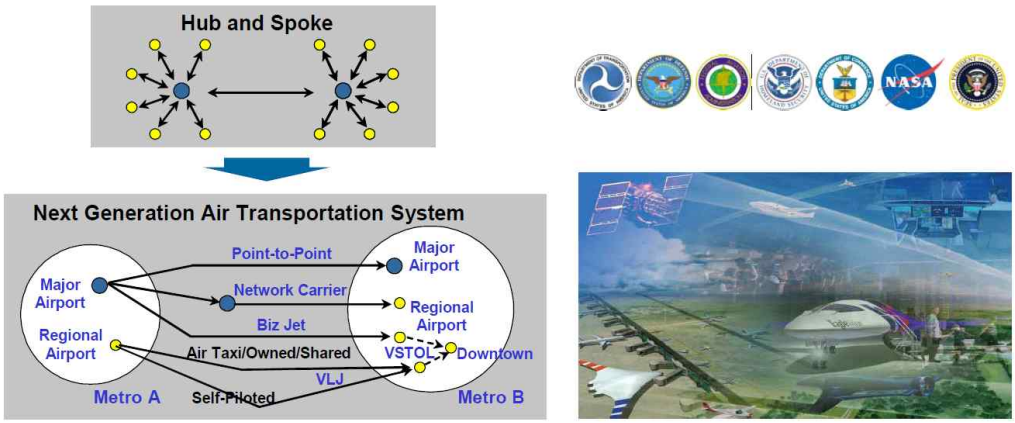


그림 89. 항공 교통 체계 변화

- 미국의 경우 소규모 지역 간 이동이 활성화 되어 중소형항공기, 에어택시 등의 형태로의 운용이 증대될 것임을 알 수 있는 대목임.

○ 항공기 개발 시 신기술 적용 사례 중 하나가 항공기 기체 구조의 복합재 활용의 증대임.

- 기체중량 및 부품수 절감, 제조비 절감 등을 위한 복합재 비중 증대는 뚜렷한 추세임.
- 소형항공기의 경우 전기체 복합재를 이용한 개발이 활발하게 이루어지고 있으며 이러한 추세는 비즈니스 제트급 항공기로 이어지고 있음.
- 중형항공기 및 대형항공기의 개발에 있어서도 복합재의 비중이 날로 증가하고 있어 이에 대한 기술개발 대비가 절심함을 알 수 있음.

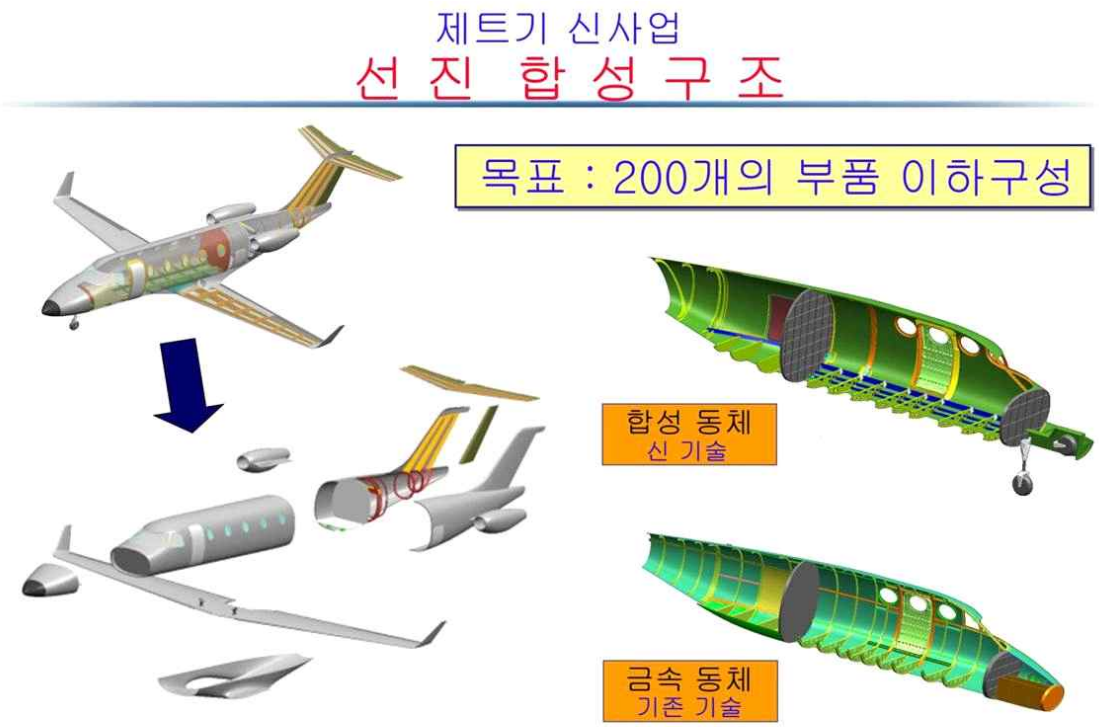


그림 90. 중소형항공기 복합재 적용 추세

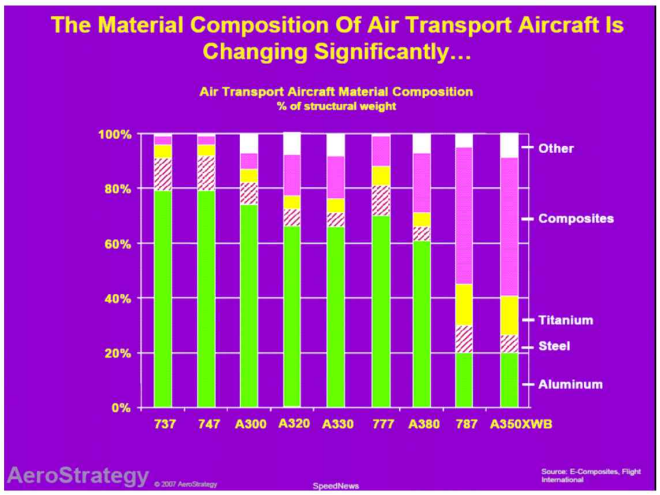


그림 91. 복합재 적용 비중

○ Rolls-Royce 엔진의 신기술 적용 사례

- 엔진 또한 효율 향상을 위한 기술추세 반영 경향이 뚜렷하며 복잡한 기계식 장치를 대체하여 전기식 장치로 단순화하는 설계를 많이 채택하고 있음.
- 기존에 유압을 대신하여 전기식 작동기를 사용한다던지 엔진 블리드 에어를 이용한 결빙 방지(Anti-Icing & De-Icing) 그리고 전기식 브레이크 등 많은 시스템 분야에서 중량을 절감하고 작동을 단순화하는 장점을 채택하기 위해 전기식 장치의 활용이 많아지고 있음.

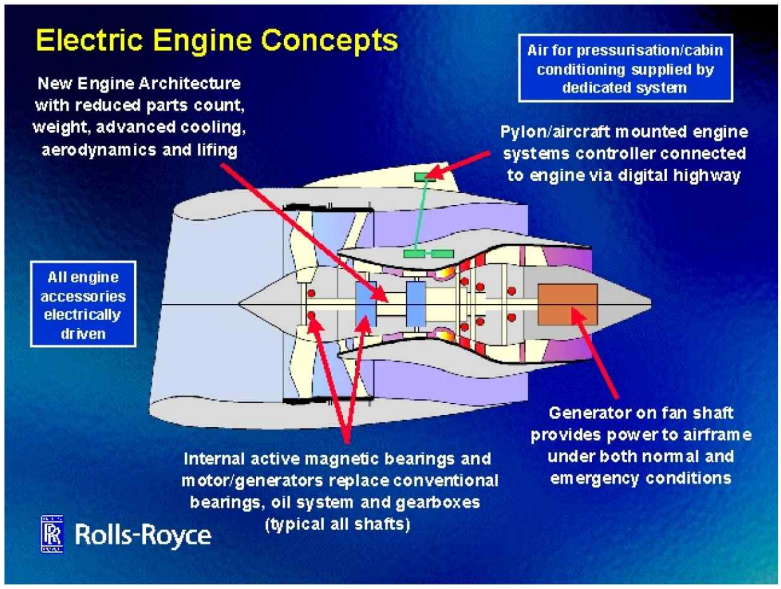


그림 92. 엔진 신기술 적용 사례

○ 비행조종장치의 경우 많은 항공기에서 Fly By Wire(FBW) 시스템을 채택하고 있음.
- FBW의 경우 비용이 커서 중소형항공기로의 적용에는 한계가 있음.



그림 93. More Electrical System 적용 사례

- Handling Qualities의 향상, 중량 절감 등의 장점 채택을 위해 중소형항공기에도 FBW의 적용이 많이 고려되고 있으며 비용절감을 위한 센서공유, 알고리즘 개선,

통합화 설계 등으로 기술개발이 이루어지고 있음.

- 항공기 지상 성능(Ground Performance) 향상은 중소형항공기의 성능을 평가하는 중요한 요소 중의 하나임.

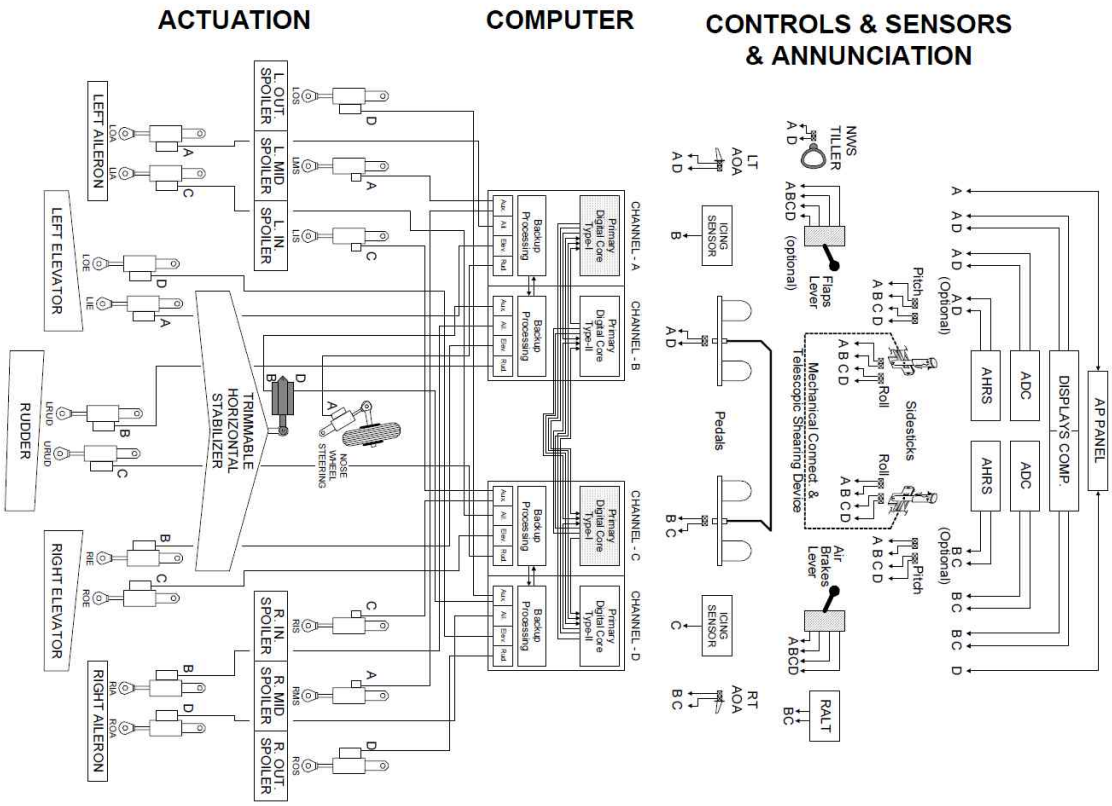


그림 94. Lean FBW 구성 사례

○ 경쟁 우위 확보를 위한 주요 신기술 적용 방안

- 복합재 구조 비중 확대 (70% - 90% composites)
- 자동화 생산 확대(ATL, FPS, RTM,…)
- 최신 통합 항전 시스템과 가격 절감
- 신개념 최신 엔진 채용 고효율 공력 설계
- More electrical systems(ECS, Ice-Protection, Brakes, ...)
- Lean Fly-By-Wire flight control system
- Advanced Health Monitoring & Maintenance concepts

3절. 경제적 타당성

1. 개관

○ 비즈니스제트기: 전형적인 중소형항공기 영역에 속함. 최대 이륙중량 12,500lbs 이상 제트기 또는 최대 이륙중량 19,000 lbs 이상의 프롭기(CFR Part 25급)를 의미하는데 비즈니스제트기와 Regional/ Commuter 항공기가 여기에 해당함.

○ 비즈니스제트기는 대기업이나 부자들의 사업용 목적으로 수요되는 제트기를 의미하지만 크기에 따라 Light Jet, Medium Jet, Large Jet 등으로 분류되고 분석목적에 따라 PLJ, VLJ, SLJ, MJ, SMJ, LJ 등으로 더욱 세분되기도 함.

○ 최근 비즈니스제트기 시장은 Bombardier, Cessna, Gulfstream 등 몇몇 업체의 제품이 시장을 점유하는 가운데 크기가 작은 PLJ급은 많은 업체가 난립하여 격렬한 가격경쟁을 벌이는 완전경쟁에 가까운 양상을 보이는 반면 크기가 크고 비싼 중대형 비즈니스제트기의 경우에는 몇몇 기종이 시장을 장악하는 과점시장 형태를 보임.

○ 주요 업체가 생산하는 기종들의 지난 10년간 인도수량과 인도 예측수량을 보면 앞의 '규모의 경제'를 달성한 기종은 흔치 않음.

○ 최근 비즈니스 제트기 주문실적과 거래동향

- 수요와 공급: 신형 항공기 주문대수는 경제상황에 따라 큰 차이를 보이는데 특히 기업의 재무상태, 글로벌 활동성 및 부자들의 재산상태 등에 따라 신규 주문이 급격한 변동을 보임.

출처: Bombardier Business Aircraft, 2009

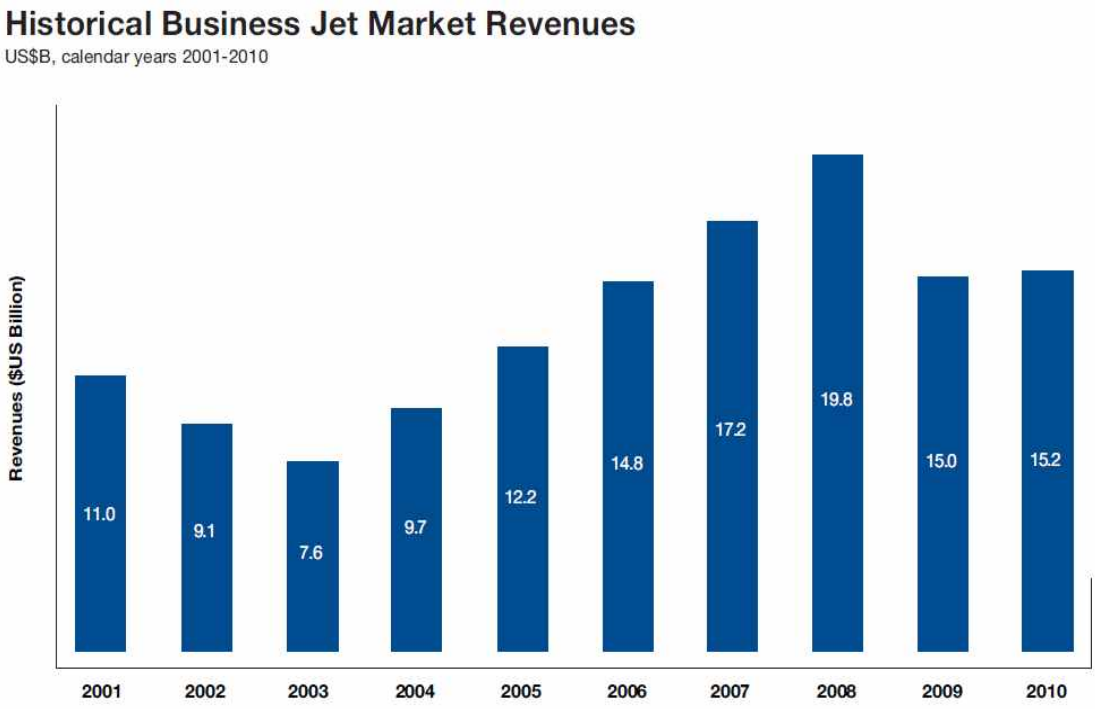


그림 95. 비즈니스 제트기 신규주문 실적

○ 비즈니스 제트기 수요의 결정요인과 최근 동향

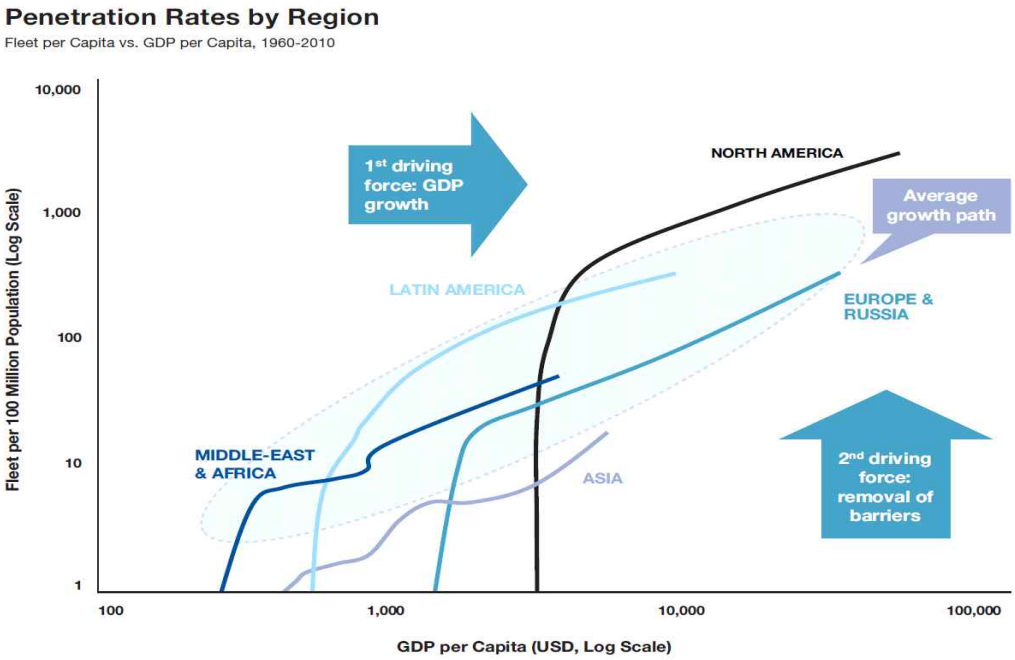
- 경제성장세(World GDP Growth): 글로벌 경제가 회복세를 보이는지가 수요를 결정하는 열쇠인데 미국과 유럽에 비해 비즈니스 제트기 보급률이 낮은 신흥시장의 높은 성장률이 비즈니스제트기 시장 성장을 견인하는 요인임.
- 부의 축적(Wealth Creation): 글로벌 비즈니스 제트기 수요자는 주로 대기업과 부유한 개인인데 2011년과 2012년에 세계의 억만장자(Billionaires) 수는 전년 대비 각각 20퍼센트씩 증가하였음. 경제성장률보다 높은 부자와 글로벌기업 매출액 증가율이 비즈니스제트기 수요를 촉진하는 요인임.
- 비즈니스 제트기 이용률: 역사적으로 비즈니스 제트기 이용률은 산업의 전반적 건강 정도를 나타내는 지표였음. FAA와 Eurocontrol은 미국과 유럽 공항에서 항공기의 이착륙 회수를 체크하고 있는데 비즈니스 제트기의 이동이 꾸준히 증가하는 추세를 보이는 것도 비즈니스제트기 수요를 뒷받침하는 요인임.
- 주문잔량(Backlog): 주문잔량은 가까운 미래의 인도대수를 나타내는 지표이며 제조업체의 조업률을 결정하는 지표임. 주문잔량은 2008년 이후 감소세를 보이고 있는데 Light Aircraft 영역에서는 주문취소로 조업률이 크게 떨어졌지만 Medium, Large Aircraft 영역에서는 큰 차이를 보이지 않음.
- 중고 항공기(Pre-Owned Aircraft) 시장: 신규 비즈니스제트기 주문의 60% 이상이 중고기 대체수요에서 비롯되는데 최근 중고 비즈니스제트기의 잔존가치가 높이 평가되고 판매용 재고가 감소되는 상황이어서 신규 항공기 수요를 촉진할 수 있는 조건이 형성되었음.
- 신형 항공기 개발계획: 엔진, 연비, 전자 등의 기술진보는 상대적으로 저렴한 가격에 항속거리가 늘어나고 성능과 외형이 개선된 신세대 항공기 개발을 촉진하며 이는 신형 기종에 대한 수요를 유발함. 주요 항공사들이 향후 몇 년 동안 시장진입을 목표로 개발 중인 신기종들은 다음과 같음.

표 45 2011~2017년 동안 시장진입을 목표로 개발 중인 신기종

2011	2012	2013	2016	2017
G250	G650	Citatio Ten	Global 7000	Global 8000
	Global Vision	Learjet 85		
	Hawker 200	Legacy 450		
	Legacy 500	Falcon 2000		

- 수요기반 확대: 항공기의 독자 소유 및 관리 방식을 떠나 지분소유 및 전세기 운용을 목적으로 한 수요가 증대되는 등 항공기 이용방식 다변화 역시 비즈니스제트기의 신규수요를 촉진하는 요소임.
- 신흥시장 비즈니스 제트기 침투율(Business Jet Penetration Rates): 침투율은 GDP 대비 비즈니스제트기 보유대수로 측정하는데 아시아태평양지역과 중동 등 신흥시장의 경제가 성장하면서 이 지역의 침투율이 높아질 전망임.

출처: Bombardier Business Aircraft, 2009



출처:

그림 96. 지역별 비즈니스 제트기 침투율

- 지역별 비즈니스 제트기 침투율을 보면 미국은 1인당 소득 15,000달러 수준에서 보급률이 급격히 늘어나 현재까지 높은 수준을 유지하고 있으며 남미와 중동지역은 평균 소득수준에 비해 비즈니스 제트기 보급이 일찍부터 진행되었음. 이는 미국에서 1인당 소득수준이 15,000달러 수준이었을 때 비즈니스기가 보급되기 시작했고 빈부격차가 심한 중동과 남미에서는 소득수준이 낮은 단계에서도 비즈니스기가 보급되었음을 반영함. 경제성장 속도가 빠른 아시아지역의 보급률이 낮다는 사실은 향후 이 지역에서 수요가 크게 늘어날 수 있음을 시사함.

2. 비즈니스 제트기의 가격 대비 성능 분석

○ 주요 기종들의 가격과 성능: 항공기의 가격은 'Cost-Based Pricing' 또는 'Market-Based Pricing'의 방식으로 결정되고 비용은 성능에 따라 크기가 결정되는 것이 보통인데 비즈니스 항공기의 경우에도 이런 방식으로 가격이 결정되므로 가격은 비용에 비례하고 비용은 성능에 비례하는 것으로 간주할 수 있음.

○ 최근 비즈니스 제트기 시장에서 거래되는 주요 기종의 가격대를 보면 ① PLJ급 초경량 항공기는 100만 달러 대에서 거래되고 있고 ② LJ급 비즈니스기는 300만 달러이상 1,300만 달러 이하에서 거래되고 있으며 ③ 대형 고급기종들은 5천만 달러 이상으로 거래되는 등 크기와 가격이 비례하는 양상을 보임.

○ 최근 거래되는 비즈니스 제트기 중 성능과 가격이 확인된 29개 기종의 사양과 가격을 요약하면 별지 경제성보고서의 <부표 2>와 같음. 이 표를 보면 항공기 가격을 결정하는 핵심요소는 항공기의 성능이며 성능은 개발비와 생산비에 의해 결정될 것임. 성능은 대개 항공기의 속도, 크기, 순항거리 등을 결합한 지표로 측정함.

○ 가격 대 성능: 항공기 성능을 (1)속도*최대이륙중량*항속거리로 측정한 경우와 (2)최대이륙중량*항속거리로 측정한 경우 두 번째 변수가 더 설명력이 높은 것으로 나타났는데 플로트 결과는 다음과 같음.

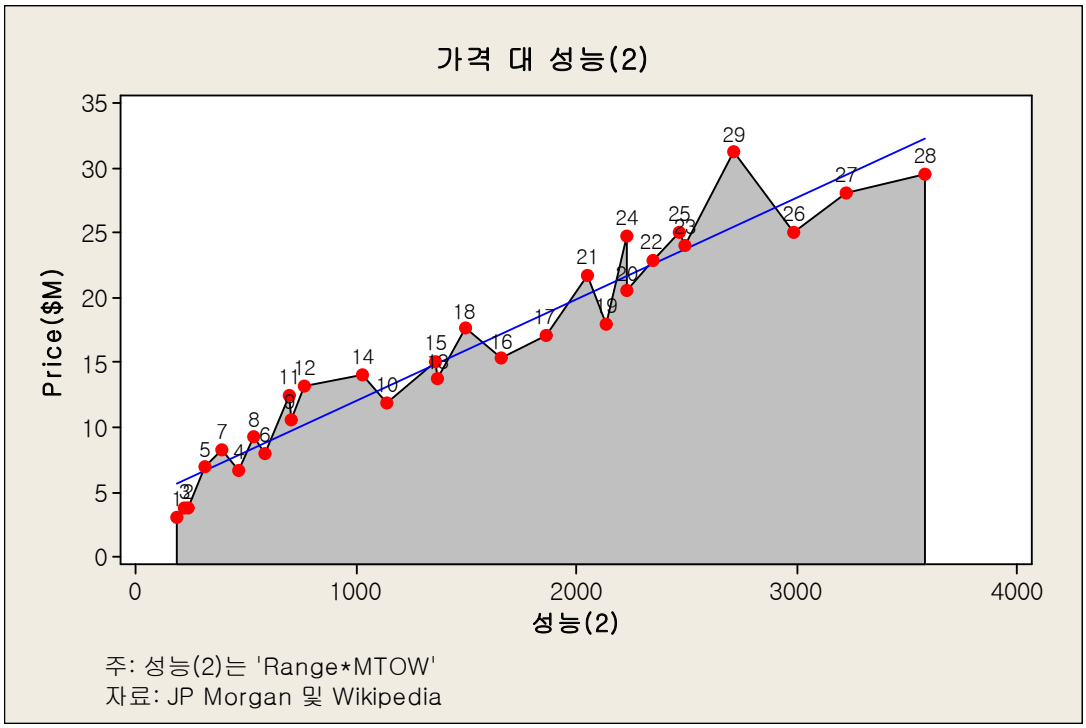


그림 97. 가격 대 성능: Plot 결과

3. 가격에 미치는 성능의 영향력: 회귀분석

○ 회귀분석은 인과관계에 있는 종속변수와 독립변수의 관계를 방정식 모델로 설정한 다음 통계자료를 이용해서 인과관계를 분석하여 수치로 나타낸 것인데 흔히 선형모델로서 독립변수가 하나인 단순선형회귀모델과 두 개 이상인 다중 선형 회귀 모델이 사용됨.

○ 회귀분석 결과: 가격에 미치는 두 성능변수의 영향력을 분석하기 위해 콥-다글라스 생산함수 형태의 모델을 가정하고 회귀분석한 결과는 아래와 같음.

회귀방정식: Ln Price($) = -3.40 + 0.547 Ln Range + 0.820 Ln MTOW

예측변수	계 수	SE계수	T-value	결정계수
상 수	-3.3953	0.6638	-5.12	R2=95.1% R2(수정)= 94.7%
Ln Range	0.5472	0.2204	2.48	
Ln MTOW	0.8200	0.1528	5.36	

○ 회귀분석 결과의 의미

- 비즈니스 제트기의 핵심적인 가격결정 요소는 Range와 MTOW이며 속도는 유의한 변수가 아님.
- Cabin Volume 대신에 MTOW를 Proxy로 사용했는데 Cabin Volume 이나 '탑승객+하역중량' 을 설명변수로 사용해도 비슷한 결과를 얻을 것임.
- 가격과 두 변수의 관계를 콥-다글라스 생산함수 형태로 가정한 모델은 가격변동의 95%를 설명하고 있음.
- T-Value에서 보는 것처럼 가격을 설명하는 두 변수, 즉 Range와 MTOW의 유의수준은 모두 95%를 상회함.
- 다른 조건이 같을 때 속도를 1% 증가시키면 항공기 가격은 0.547% 상승하고 MTOW를 1% 증가시키면 가격은 0.82% 상승하는 관계를 지님.

○ 시사점

- 가격 대 성능간의 관계는 비즈니스제트기 시장에서 블루오션을 탐색하는데 활용될 수 있음.
- 시장진입의 용이성과 경쟁의 정도를 측정하는 지표로 기술수준, 제품의 질, 비용우위, 마케팅 역량 등이 사용되는데 여기서는 경쟁업체 수준으로 기술개발이 성공한다는 전제로 비용우위를 유지할 수 있는지에 초점을 맞춰 '항공기 성능대비 가격이 높게 유지되는 세분시장' 을 상대적으로 Blue Ocean으로 간주하고자 함.
- 이 기준에 따르면 그림의 회귀선 아래에 기종들이 많이 포진한 세분시장은 성능에 비해 가격(및 생산비)이 저렴한 Red Ocean 시장을 나타낸다고 볼 수 있고 회귀선 위에 기종들이 주로 포진한 세분시장은 성능 대비 가격(및 생산비)이 높게 형성된 Blue Ocean 시장을 의미함. 대표적으로 11, 12, 14 번 기종들이 포함된 구간은 Super Light Jet급 영역으로서 이 영역이 상대적으로 Blue Ocean 시장임을 의미하며 가격경쟁이란 측면에서 진입장벽이 높지 않다고 판단할 수 있음.

○ 비즈니스제트기 시장의 수요전망

- 비즈니스 제트기 시장의 성장동력과 전망: 세계경제가 회복세로 돌아서고 기업들의 경영활동공간이 넓어지면서 기업을 위한 맞춤형 항공운송 소요가 늘어나고 이에 따라 신규 비즈니스제트기 수요도 증가할 전망. 1인당 실질 GDP 증가율은 Business Aircraft Penetration Rate를 결정하는 핵심변수인데 주요 경제기구들은 향후 20년간 실질GDP가 연평균 3.4%씩 성장할 것으로 예측함.
- 실질GDP보다 더 빠르게 증가하는 글로벌 대기업들의 매출액과 억만장자의 수 역시 비즈니스 제트기 시장의 성장을 뒷받침하는 요소
- 글로벌화로 해외투자와 무역이 급속히 확대되고 이에 따라 기업들의 생산 및 마케팅활동이 글로벌화되는 현상도 비즈니스 여행수요를 증대시키는 요인
- Business Jet Fleet이 커지고 성능이 개량된 신형 항공기가 개발됨으로써 이미 보유중인 항공기를 신형기로 바꾸는 교체수요도 빠르게 증가할 전망임.
- 중국을 비롯한 많은 아시아지역 기업들의 활동영역이 유럽과 미주로 확대되고 아프리카와 기타 변방지역에 대한 시장개척이 활발히 추진되면서 이 지역에서

비즈니스 제트기의 수요가 증가할 전망

- 전세기를 운영하는 항공사와 지분소유 항공기 운영 등 항공기의 소유 및 운영 형태가 다양해지면서 수요기반이 커지고 있는 것도 시장의 성장을 뒷받침하는 요인임.

○ 중·장기 수요전망

- 비즈니스 제트기 시장에서 가장 높은 점유율을 차지하는 Bombardier의 예측에 따르면 신규 항공기 납품대수가 매 10년 단위로 40% 정도씩 증가할 전망이며 매출액은 그보다 높은 신장세를 보일 전망임.

출처: Bombardier Business Aircraft, 2009

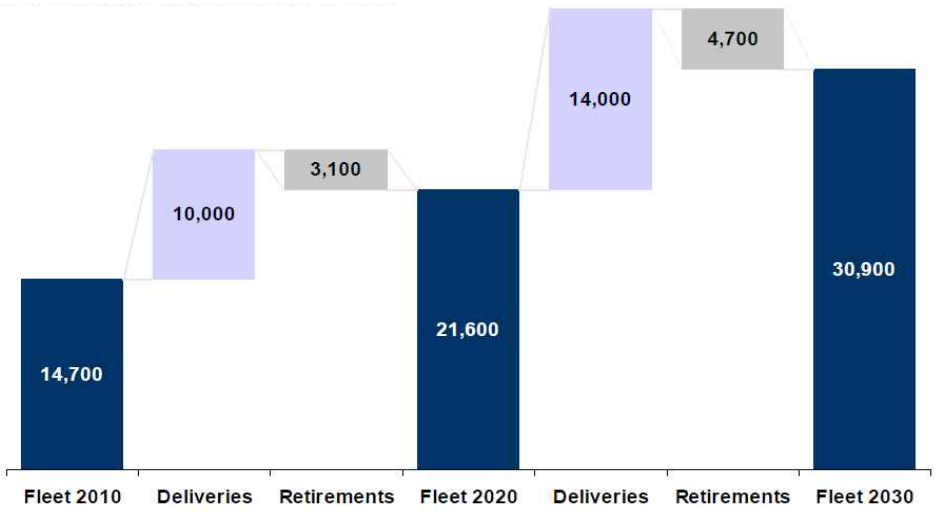


그림 98. 세계 비즈니스 제트기 보유대수 전망 (2010-2030)

- 이 그림을 보면 2010년 현재 14,700대 수준의 비즈니스제트기 보유 대수는 향후 20년간 두 배 이상 늘어나 30,900대에 이를 전망이며 퇴역하는 항공기를 감안하면 24,000대의 신규주문이 발생할 전망임.

출처: Bombardier Business Aircraft, 2009

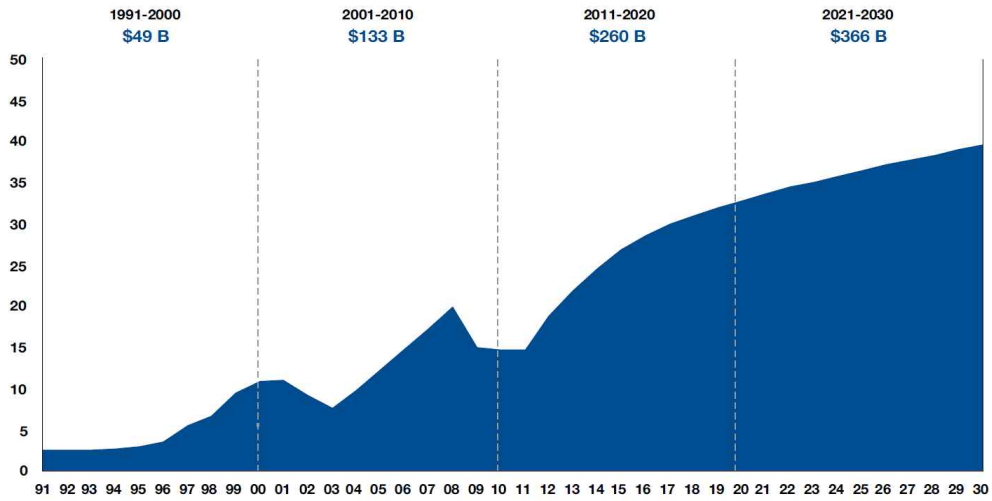


그림 99. 비즈니스 제트기 매출액 전망(1991-2030년)

- 항공기의 신규 수요대수 면에서는 Light Jet의 수요량이 가장 큰 비중을 차지하지만 Medium Jet 및 Large Jet의 비중이 늘어날 전망이며 매출액 면에서는 Large, Medium, Light Jet의 순으로 매출액이 발생할 것으로 전망임.

출처: Bombardier Business Aircraft, 2009

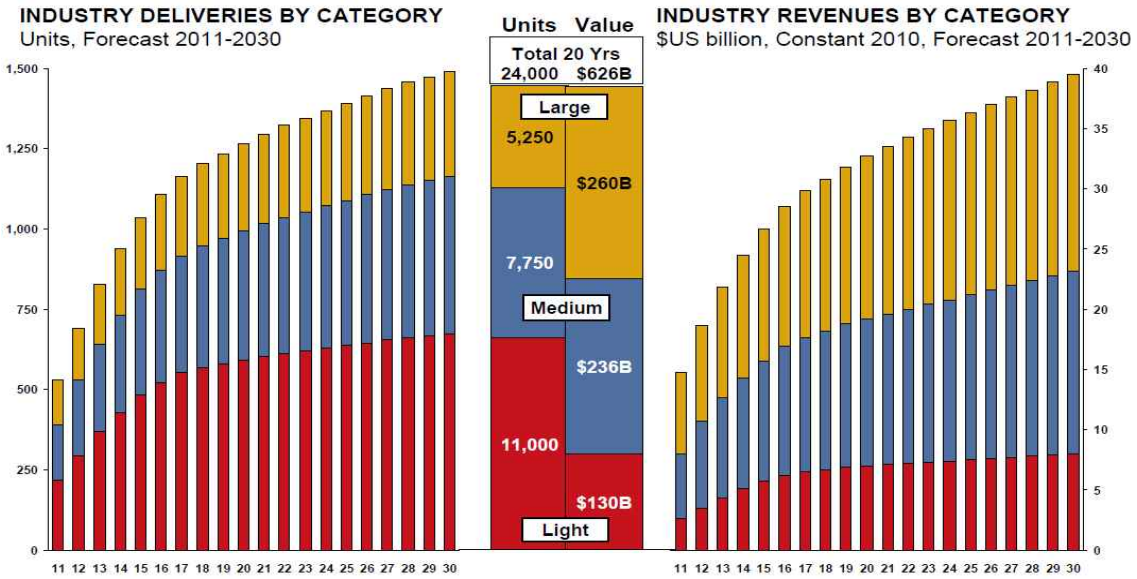


그림 100. 크기 별 인도대수/매출액 전망

○ 지역별 전망

- 현재는 북아메리카가 전체 보급대수의 2/3를 차지하지만 2030년경에는 45퍼센트 수준으로 떨어질 듯하며 대신에 중국, 인도, 러시아와 CIS, 아시아태평양 지역의 보급률이 크게 상승할 전망. 그럼에도 북미지역에서 창출되는 신규주문이 전체의 40퍼센트를 차지할 것임.
- 신흥시장의 성장, 아태지역 대기업들의 활동영역이 구미지역으로 확대되면서 비즈니스제트기의 수요는 경제성장률보다 훨씬 빠른 속도로 증가할 전망임.

표 46 지역별 Fleet Evolution Forecast

지 역	Fleet 2010	Deliver.	Retire.	Fleet 2020	Deliver.	Retire.	Fleet 2030
북아메리카	9,700	4,200	2,200	11,700	5,400	3,300	13,800
유 럽	1,800	1,900	210	3,490	2,200	500	5,190
중 국	150	960	10	1,100	1,400	30	2,470
인 도	110	385	10	485	945	30	1,400
라틴아메리카	1,400	925	360	1,965	1,200	430	2,735

러시아와 CIS	380	525	60	845	1,010	90	1,765
중 동	380	410	50	740	765	90	1,415
아프리카	320	325	80	565	475	90	950
아시아태평양	350	370	60	660	605	120	1,145
계[1)]	14,700	10,000	3,100	21,600	14,000	4,700	30,900

㈜ 1. 집계상의 오차로 약간씩 차이를 보임

출처: Bombardier Forecast, 2011

○ 세분시장 별 수요전망

- 2011-20년까지 10년간의 수요를 예측한 결과는 아래 표와 같은데 수량 면에서 Light Jet의 비중이 압도적으로 높으나 매출액 면에서는 대형 제트기의 매출액이 훨씬 클 것임.

표 47 세분영역 별 수요예측(2011-2020)

Category	Type	수요량	주요 경쟁모델
Light	PLJ	2,196	· Cessna Mustang · Embraer Phenom 100
	VLJ	672	· Cessna CJ2+ · Hawker Premier IA
	Light	1,243	· Bombardier L40XR · Embraer Phenom 300
	Super Light	956	· Bombardier L45XR · Cessna Citation XLS+
	소계	5,067	
Midsize	Midsize	1,177	· Gulfstream G150 · Cessna Sovereign
	Super Midsize	1,324	· Gulfstream G280 · Bombardier CL300
	소계	2,501	
Large	Large	1,034	· Bombardier CL605 · Embraer Legacy 650
	Super Large	987	· Dassault F900LX · Gulfstream G450
	Ultra Long Range	1,205	· Dassault F7X · Gulfstream G650
	소계	3,226	
Airliners	Airliners	309	· Embraer Lineage 1000 · Boeing BBJ

출처: ZenithJet-Business Aviation 10-Year Forecast, May 10, 2011

- 향후 10년간 Light Business Jet, Large Business Jet, Midsize Business Jet, Large

Airline의 순으로 판매대수가 많을 것으로 예상되며 금액으로는 Large Airline, Large Business Jet의 매출액이 클 것으로 전망됨.

- 우리나라가 진입하기 용이하고 기술성공 가능성이 높은 SLJ 영역은 두 개의 경쟁사가 존재하며 10년간 956대의 매출이 발생할 전망됨.
- 비즈니스 항공기의 시장이 매 10년마다 약 40%씩 성장한다는 전망을 감안하면 SLJ급 시장은 2020년대에 약 1,400대, 2030년대에 약 2,000대의 시장이 형성될 것으로 전망할 수 있음.

4. 중소형항공기 국산화사업의 경제성 분석

표 48 FAR25급 KABJ 개발계획

구 분	전제사항	비 고
사업개요	■ 개발기간: 8년 ・탐색개발 2년 ・본 개발 6년 ■ 개발체계: 국내 단독(핵심부품 수입)	■ 1~2차년도: 탐색개발 ■ 3~8차년도: 본 개발 ■ 인증기반 구축 및 BASA체결 병행 추진
탐색개발 단계	■ Part 25급 중소형항공기 탐색개발 ・타당성 검증 ・중소항공기개념연구/DP엔지니어링 ■ Technical Readyness Program ■ 국제 개발협력 및 제작인프라 구축 ■ BASA IPA 확대방안 연구 ・ Part 25급 중소형기 인증시스템 연구 ・ 인증인력 양성 및 인증기술 확보	■ 타당성 검증 및 개념연구 ■ BASA체결을 위한 전략구상 ■ 협력업체 및 구매부품 선정 ■ Launch Order 확보
본 개발 단계	■ 보급기반 구축사업단 총괄체계 관리 ・사업 및 기술관리 ・연구개발성과 확산 및 홍보사업 ■ 인증 시제기 개발 ・체계개발 ・시제기/시범기 제작 및 인프라구축 ・시험평가 ■ 인증기술개발 및 시범인증 ・인증기술개발 및 시범사업인증 ・기술기준 및 안전인증지침 개발	■ 사업단체계 운영 ■ 인증인프라 구축 ■ 시제기 5대 ■ 형식증명 신청/발급 ■ BASA체결 추진
운용 및 사고예방 기술	■ 시범운용기술 개발 ■ 에어백 시스템 개발 ■ 안전품목 관리체계 연구	■ Training Center

○ 총사업비

- 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축사업의 총비용은 인증시제기 개발비용과인증비용을 합쳐 7,989.5억 원으로 예상되며 그 내역은 다음과 같음.

표 49 KABJ 총사업비

(단위: 백만원)

구 분	개발내용(RFP)	사업비			비 율
		정부출연	민간투자	합계	
탐색 개발	중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 탐색 개발	17,000	0	17,000	1.97
	Part 25급 BASA IPA 확대 사전연구	3,000	0	3,000	0.35
총괄관리	사업단 총괄체계 관리	30,000	0	30,000	3.48
시제기개발	중소형항공기(Part 25급) 인증시제기 개발	525,000	175,000	700,000	81.24
중소형기급 인증기술 개발 및 시범인증 (BASA체결	중소형항공기(Part 25급) 인증기술개발 및 시범사업 인증	68,000	0	68,000	7.89
	중소형항공기 기술기준 및 안전인증지침 개발	7,000	0	7,000	0.81
중소형기급 운용 및 사고예방기술	중소형항공기 정비·고장 탐구 지원 체계 구축	20,000	6,667	26,667	3.09
	중소형항공기 운용 지원 체계 구축	10,000	0	10,000	1.16
합계		680,000	181,667	861,667	100

- 인증시제기와 동일 사양의 항공기를 개발하는데 소요되는 비용을 Burns모델을 이용하여 동일 사양의 항공기 개발비용을 추정한 결과는 아래와 같음.
- 이 결과는 KABJ 개발비용이 지나치게 높거나 낮은지를 평가하는 참고자료에 불과하며 항공기 개발경험이 없는 후발국의 경우 많은 시행착오가 수반될 수 있으므로 이보다 더 많은 비용이 소요될 것임.

표 50 Burns모델을 적용한 항공기 개발비 추정

(단위: 백만 달러)

구 분	기 호	금 액	산출근거
기체엔지니어링 비용	C_{AED}	98,199	- 탐승객 수 10명 - 최고속도=475knots/시제기 5대 - 물가상승률 1983년의 2.35배 - 첨단기술사용정도=0.9(상용) - 시간당 임률 $55 - 엔진추력 3,000~3,500lb - $C_{DDTE} = C_{AED}+C_{DSC}+C_{FTAR}+C_{TD}+C_{MD}+C_{QD}+C_{MMD}+C_{E}+C_{AV}+C_{INT}$
개발 지원비	C_{DSC}	72,898	
비행시험비	C_{FTAR}	27,082	
치공구비	C_{TD}	121,996	
제조비용	C_{MD}	212,484	
품질관리비	C_{QD}	27,623	
자재 및 기기비용	C_{MMD}	28,136	
엔진비용	C_{NBE}	2,025	
항공전자장비비용	C_{AV}	11,139	
내부장치비	C_{INT}	643	
총비용	C_{DDTE}	602,226	

주: 시간당 임률 $50를 적용한 수치이므로 임률에 따라 수치가 달라질 수 있음

○ 연도별 사업비와 조달계획

표 51 연도별 개발비 지출계획

(단위: 억 원)

연 도	국산화 보급기반 구축비용			인증비용 (정부출연)	총사업비
	정부출연	민간부담	소 계		
1Y[1)]	6,000	0	6,000	1,500	7,500
2Y[1)]	11,000	0	11,000	1,500	12,500
3Y[2)]	84,969	25,267	110,236	10,000	120,236
4Y[2)]	118,343	36,367	154,710	13,000	167,710
5Y[2)]	143,906	45,333	189,239	14,000	203,239
6Y[2)]	101,794	32,500	134,294	14,000	148,294
7Y[2)]	83,194	26,200	109,394	14,000	123,394
8Y[2)]	52,794	16,000	68,794	10,000	78,794
합 계	602,000	181,667	783,667	78,000	861,667

주: 1) 탐색개발
2) 본 개발

- 총사업비의 현재가치: 할인율 5.5%를 적용했을 때 항공기 개발과 인증에 소요되는 총 사업비의 현재가치는 다음과 같음.

표 52 개발비의 현재가치

(단위: 백만 원)

연 도[1]	총사업비			현재가치[3]
	국산화보급 기반구축	인증비용[2]	계	
1차년도	6,000	1,500	7,500	7,500 ($6818천)
2	11,000	1,500	12,500	11,848 ($10,771천)
3	110,236	10,000	120,236	108,026 ($98,206천)
4	154,710	13,000	167,710	142,824 ($129,840천)
5	189,239	14,000	203,239	164,058 ($149,144천)
6	134,294	14,000	148,294	113,465 ($103,150천)
7	109,394	14,000	123,394	89,491 ($81,355천)
8	68,794	10,000	78,794	54,166 ($49,242천)
계	783,667	78,000	861,667	691,378 ($628,526천)

주: 1) 1, 2차 년도는 탐색개발, 3차 년도부터 8차 년도까지는 본개발, 그리고 9, 10차년도는 BASA인증사업 마무리 기간

2) 인증비용은 국격 및 국가브랜드를 높이는 지출액으로 경제성분석에는 포함시키되제조원가에는 포함시키지 않음

3) 환율 $1 : 1120원 적용

○ 편익추정

R&D 투자편익을 추정하는 산정방식은 『연구개발부문 사업의 예비타당성조사 일반지침』에 근거하면 다음과 같음

산정방식		
		Ⅰ 신규창출시장 규모
	×	Ⅱ 동 사업의 점유효과(시나리오별로 적용)
	×	Ⅲ (최종매출에 대한) R&D 기여도
	×	Ⅳ 사업화 성공률
	×	Ⅴ 부가가치율

○ BASA체결의 기대효과: 인증기반 구축 및 미국과의 BASA 체결은 직접적으로는 인증기와 부품의 해외수출을 가능케 하고 간접적으로는 우리나라 항공산업의 위상을 높이며 향후 다른 기종을 개발하고 사업화하는 기반이 될 것이나 항공기 판매 및 부수수익 창출에 그 효과가 구현된다고 볼 수 있으므로 여기서는 별도로 계량화하지 않음.

○ 항공산업기술, 고용 및 연관산업에 미치는 효과: 인증기의 개발 및 사업화가 성공하면

선진국 대비 40~60%에 불과한 핵심기술, 설계기술 등이 발전하고 설계, 개발 및 생산인력의 고용이 예상되며 기계, 소재, 전자 등 연관산업의 기술발전 및 생산을 촉진할 것이 확실함. 그러나 이런 간접효과와 연관산업 효과 등은 계량화하기 어려우므로 경제성 분석에서는 제외함.

○ 신규창출시장 규모 및 동 사업의 점유효과

- 중소형항공기 보급기반구축 사업은 20,000 파운드급 비즈니스제트기를 개발하여 Super Light Jet급 시장에 진입하는 것을 목적으로 하므로 이 영역의 시장규모를 전망하고 판매단가와 시장점유율에 대한 시나리오를 토대로 매출액을 산출해야 함.
- 시장규모와 판매대수 전망: <표 19>에 제시한 것처럼 Zenith Zet는 KABJ가 속하는 SLJ급 비즈니스제트기의 2011-2020년 중 수요량을 956대로 추정하였으며 Bombardier는 비즈니스제트기시장이 매 10년마다 40퍼센트씩 신장되는 것으로 분석하였음. 본 연구에서는 2021-30년의 시장규모를 1400대, 2031-40년의 시장규모를 1950대로 가정하고 KABJ는 이 시장에서 20% (비관적 시나리오Ⅰ)에서 24% (도전적 시나리오Ⅱ)의 점유율을 달성한다고 보고 연도별 시장규모 및 KABJ 판매대수를 다음과 같이 가정함.

표 53 SLJ급 시장규모 및 KABJ 판매대수

년 도	SLJ시장규모[1]	KABJ 판매대수	
		시나리오Ⅰ[2]	시나리오Ⅱ[3]
Y9 (2021)	140	7	10
Y10	140	20	30
Y11	140	30	35
Y12	140	30	35
Y13	140	30	35
Y14	140	30	40
Y15	140	30	40
Y16	140	30	40
Y17	140	40	40
Y18 (2030)	140	40	40
Y19	195	40	45
Y20	195	40	45
Y21	195	40	45
Y22	195	40	45
Y23	195	40	45
Y24	195	40	45
Y25	195	40	45
Y26	195	40	45
Y27	195	40	45
Y28 (2040)	195	40	45
계	3,350	687	795

○ 판매단가 가정: J.P. Morgan의 시장조사 자료에 따르면 2011년 말 경쟁기종인 Learjet 45X와 Citation XLS+의 판매가격이 각각 $13.2M 및 $12.5M인 점을 감안하여 대당 $12M 및 $12.5M 등 두 개의 가격으로 판매하는 방안을 가정하면 4개의 판매수입 시나리오가 발생함.

① 시나리오 Ⅰ-1: 20년간 687대를 대당 $12M에 판매
② 시나리오 Ⅰ-2: 20년간 687대를 대당 $12.5M에 판매
③ 시나리오 Ⅱ-1: 20년간 795대를 대당 $12M에 판매
④ 시나리오 Ⅱ-2: 20년간 795대를 대당 $12.5M에 판매

○ 항공기 예상 매출액과 현재가치

표 54 매출액의 현재가치

(단위: 백만 달러)

연 도	시나리오 Ⅰ-1		시나리오 Ⅰ-2		시나리오 Ⅱ-1		시나리오 Ⅱ-2	
	매출액	현가	매출액	현가	매출액	현가	매출액	현가
Y9 (2021)	84	54.7	87.5	57.0	120.0	78.2	125.0	81.4
Y10	240	148.2	250.0	154.4	360.0	222.3	375.0	231.6
Y11	360	210.8	375.0	219.5	420.0	245.9	437.5	256.1
Y12	360	199.8	375.0	208.1	420.0	233.1	437.5	242.8
Y13	360	189.4	375.0	197.2	420.0	220.9	437.5	230.1
Y14	360	179.5	375.0	187.0	480.0	239.3	500.0	249.3
Y15	360	170.1	375.0	177.2	480.0	226.8	500.0	236.3
Y16	360	161.3	375.0	168.0	480.0	215.0	500.0	224.0
Y17	480	203.8	500.0	212.3	480.0	203.8	500.0	212.3
Y18 (2030)	480	193.2	500.0	201.2	480.0	193.2	500.0	201.2
Y19	480	183.1	500.0	190.7	540.0	206.0	562.5	214.6
Y20	480	173.6	500.0	180.8	540.0	195.3	562.5	203.4
Y21	480	164.5	500.0	171.4	540.0	185.1	562.5	192.8
Y22	480	155.9	500.0	162.4	540.0	175.4	562.5	182.7
Y23	480	147.8	500.0	154.0	540.0	166.3	562.5	173.2
Y24	480	140.1	500.0	145.9	540.0	157.6	562.5	164.2
Y25	480	132.8	500.0	138.3	540.0	149.4	562.5	155.6
Y26	480	125.9	500.0	131.1	540.0	141.6	562.5	147.5
Y27	480	119.3	500.0	124.3	540.0	134.2	562.5	139.8
Y28 (2040)	480	113.1	500.0	117.8	540.0	127.2	562.5	132.5
계	8,244.0	3,166.8	8,587.5	3,298.7	9,540.0	3,716.6	9,937.5	3,871.5

(주) 1. 할인율 5.5% 적용

○ 이 표에서 보는 것처럼 시장점유율이 20%인 경우 매출액의 현재가치는 31억 67백만 달러, 시장점유율이 24%인 경우는 38억 72백만 달러에 이를 전망됨.

○ 부대수익

- 항공기 제조업체는 완제기의 인도로 1차적인 거래가 끝나지만 항공기 운용에 관련된 기술지원, 훈련지원, 운용지원 및 기체와 부품의 업그레이드와 정비 등 수명주기 동안 고객을 지원하면서 발생하는 수익이 부수적으로 수반되므로 이런 편익도 고려해야 함
- 본 연구에서는 2010년도 “차세대 중형항공기 개발사업”의 경우와 똑같이 판매예상가의 110%를 부수수익을 반영함

표 55 판매 예상가 이외의 부수적인 수익

증가요인	수익증가영향	산출근거	비고
초기지원 패키지	+40% (+30%×1.33)	• 항공기 매출액의 30% 규모(항고기판가 인상과도 연동)	• Initial Spare Parts • 조종사/정비사/승무원의 각종 교육/훈련 • 각종 기술문서 • 초기 엔지니어링 지원 등
수명주기 고객지원	+27% (+20%×1.33)	• 항공기 매출액의 20% 규모(항공기판가 인상과도 연동)	• Spare Parts 관리 및 공급 • 고객운영 항공기 정비 및 결함 처리 • 각종 기술문서 최신화 • 고객운영 항고기에 대한 지속적 모니터링 등
항공기 판가인상	+33%	• 항공기 매출액 자체 33% 신장(판매 10년차 upgrade 기종출시)	• upgrade 형상 출시시 찬가+20%와 격년 단위로 5% 인상율 고려
유사급 정비/개조 (MRO)	+10%	• 신규물량 23억불 창출 기대 → 본사업 항공기매출 기준시 +10%	• 2018년 민수 MRO 세계시장의 15% 점유시. 매출로 환산
총계	+110%		

자료: 한국과학기술기획평가원, 2010년도 예비타당성조사보고서, “차세대 중형항공기 개발사업”, 2010. 8

○ 부수수익을 포함시키면 예상되는 총 편익은 시나리오별로 다음과 같음

① 시나리오 Ⅰ-1: 3,166.8 × 210% = 6,650.3백만 달러
② 시나리오 Ⅰ-2: 3,298.7 × 210% = 6,927.3백만 달러
③ 시나리오 Ⅱ-1: 3,716.6 × 210% = 7,804.9백만 달러
④ 시나리오 Ⅱ-2: 3,871.5 × 210% = 8,130.1백만 달러

○ 사업화 성공률

- 항공기 개발의 경우처럼 오랜 개발기간과 많은 투자비가 소요되는 연구개발사업의 사업화 성공 가능성은 착수물량(Launch Order)의 확보여부에 달려 있음.
- 개발단계를 탐색개발과 본 개발로 나누어 시행하는 목적의 하나는 사업화 성공가능성을 염두에 둔 것으로 탐색개발 기간 중 착수물량이 확보되지 않으면 본 개발로 이어질 수 없음을 의미함.
- 본 연구에서는 탐색개발 단계에서 사업화를 가능케 하는 착수물량이 확보되고 이를 기반으로 본 개발이 이루어지는 것을 가정하여 사업화 성공률을 100%로 가정함.

○ R&D기여율 및 부가가치율

- 본 연구에서는 『예비타당성조사 일반지침』에 의거 28.1%를 적용함. 부가가치율은 항공기제조업부문의 부가가치율을 적용하는 것이 타당하나 한국은행에서 발표하는 산업연관표에는 '철도, 항공기 및 기타 운송장비'로 다른 업종과 함께 묶여있으므로 정확한 부가가치율을 산출하기 어려움.
- 운송수단이라는 측면에서는 공통성이 있으나 첨단기술 활용 측면, 부가가치 창출능력, 파급효과의 범위와 심도 등 산업의 특성 면에서 큰 차이를 보이는 업종들을 묶어서 발표하기 때문에 항공기제작업의 부가가치 창출능력을 제대로 반영한다고 볼 수 없음.
- 본 연구에서는 2010년도에 실시한 "차세대중형항공기 개발사업"의 예비타당성조사에서 적용한 38.67%를 적용하고자 함

○ 개발비 총액: 861,667백만 원

- 현재가치: 691,378백만 원
- 환율 1,100원/U$ 적용시 628.5백만 달러

○ 시나리오 별 경제성 평가: 비용-편익 비율

표 56 시나리오 별 B/C Ratio

구 분	예상수입[1)]	R&D기여도	부가가치율	개발비	B/C Ratio[2)]
시나리오Ⅰ-1	$6,650.3M	28.10%	38.67%	$628.5M	1.15
시나리오Ⅰ-2	$6,927.3M	28.10%	38.67%	$628.5M	1.20
시나리오Ⅱ-1	$7,804.9M	28.10%	38.67%	$628.5M	1.35
시나리오Ⅱ-2	$8,130.1M	28.10%	38.67%	$628.5M	1.41

주 1) 각 시나리오별 (항공기매출액 + 부수수익 110%)의 현재가치
2) 투자편익(=예상수입×R&D기여율×부가가치율)을 총사업비의 현재가치로 나눔

○ 평가

- 2040년까지 시장점유율 20% 이상을 유지하고 경쟁기종 대비 최저가격수준으로 판매할 수 있다면 B/C Ratio 1.15 이상을 기대할 수 있으므로 본 연구개발사업은 경제성이 있는 것으로 판단됨.

- U$1 대 1,100원의 환율을 적용하였는데 환율이 급변한다면 경제성 분석결과는 달라질 수 있음.

○ 재무성 분석

- 분석방향: 원가계산이 어려운 부수수익과 그 원가를 제외하고 KABJ의 개발비, MIT모델의 표준생산비로 계산한 매출원가와 항공기 매출액 전망 등을 이용해서 중소형항공기 개발에 따른 약식 재무성분석을 실시함. 즉 시나리오별로 KABJ 매출액 전망과 MIT모델로 추정한 매출원가 만을 비교함으로써 인증기의 개발 및 보급기반을 마련하기 위한 사업이 투자가치가 있는지를 재무적 관점에서 약식으로 평가함.
- 비용: KABJ(중소형항공기 인증기종)의 개발비와 생산비용
- 편익: 시나리오별 KABJ 매출액

○ 항공기의 매출원가 산출

- 접근방법: 항공기 대당 매출원가는 ① MIT모델에서 구한 표준 제작비에 물가상승률과 인건비 차이를 감안하여 국내 제조원가를 추정하고 ② 제조원가에 개발비 상각, 금융(자본)비용, 판매관리비를 더하는 방식으로 계산함
- 분석기간: 2013년도(1차년도)부터 2020년(8차년도)까지 항공기 개발 및 인증기반을 구축하고 2021년부터 2040년까지 20년간 발생하는 매출원가를 분석
- 생산계획: 아래표의 계획과 같다고 가정

표 57 매출원가 추정

내 역		공허중량(lbs)	제조원가(천 달러)
제조원가[1)]	Wing	1,875	1,346.1
	Empennage	787	1,093.1
	Fuselage	2,061	1,590.8
	Landing gear	682	119.3
	Installed engines	2,504	741.5
	Systems	3,654	1,317.7
	Payloads	1,235	640.8
	Final Assembly	12,800	658.7
	Total	12,800	7,508.0[1)]
개발비 상각[2)]		-	942.5
자본/금융[3)]		-	400.6
관리비/판매비[4)]		-	580.0
계		-	10,125.7

주: 산출내역

1) 제조원가: 인건비 등의 차이로 한국에서의 제조원가는 표준생산비보다 약 20% 절감하는 것으로 가정

(‘중소형항공기인증기술개발기획, 2008’ 참조)

▸ KRJ500의 표준생산단가 21,174천 달러 → 추정된 국내양산단가 16,196천 달러

▸ KABJ의 표준생산단가 9,429천 달러→ 추정제조원가 7,508천 달러

2) 개발비 상각: 인증비용(780억 원)을 제외한 총 사업비(724.1백만 달러)를 20년간 연간 36.21백만 달러씩 정액 상각하며 연간 평균 40대씩 생산(=판매)하는 것으로 가정하여 대당 942.5천 달러씩 배분

3) 자본/금융비용: 인증비용을 제외한 총 사업비(653.2백만 달러)의 평잔액에 대해 5%를 자본비용으로 계상한 다음 대당 400.6천 달러씩 배분

4) 관리비/판매비: 연간 매출액의 5% 정도를 관리비/판매비로 계상. 대당 580천 달러

연도별 매출원가: 앞에서 가정한 생산량에 대당 매출원가를 대입한 매출원가는 다음과 같음

표 58 연도별 매출원가

(단위: 백만 달러)

연 도	시나리오 Ⅰ		시나리오 Ⅱ	
	매출원가[1] (개발비 상각)	매출원가[2] (개발비 제외)	매출원가[1] (개발비 상각)	매출원가[2] (개발비 제외)
2021 (9년차)	70.9	64.3	101.3	91.8
2022	202.5	183.7	303.8	275.5
2023	303.8	275.5	354.4	321.4
2024	303.8	275.5	354.4	321.4
2025	303.8	275.5	354.4	321.4
2026	303.8	275.5	405.0	367.3
2027	303.8	275.5	405.0	367.3
2028	303.8	275.5	405.0	367.3
2029	405.0	367.3	405.0	367.3
2030	405.0	367.3	405.0	367.3
2031 (19년차)	405.0	367.3	455.7	413.2
2032	405.0	367.3	455.7	413.2
2033	405.0	367.3	455.7	413.2
2034	405.0	367.3	455.7	413.2
2035	405.0	367.3	455.7	413.2
2036	405.0	367.3	455.7	413.2
2037	405.0	367.3	455.7	413.2
2038	405.0	367.3	455.7	413.2
2039	405.0	367.3	455.7	413.2
2040	405.0	367.3	455.7	413.2
합계	6,956.4	6,308.9	8,049.9	7,300.6

주 1) 개발비 상각이 포함된 대당 매출원가 10,125.7천 달러를 적용

2) 개발비 상각을 제외한 대당 매출원가 9,183.2천 달러를 적용

- 양산이 시작된 후 20년간의 총 매출원가는 687대를 생산하는 시나리오Ⅰ의 경우 약 69억, 795대를 생산하는 시나리오Ⅱ의 경우 약 80억 달러에 이를 것으로 전망함.

○ 총비용의 현재가치

- 개발비와 매출원가를 포함한 총비용의 연도별 현재가치를 계산하면 다음과 같음.

표 59 총비용의 현재가치

(단위: 백만 달러)

연 도	시나리오 Ⅰ		시나리오 Ⅱ	
	총비용[2)]	현재가치[4)]	총비용[3)]	현재가치[4)]
2013 (1년차)	6.8	6.8	6.8	6.8
2014	11.4	10.8	11.4	10.8
2015	109.3	98.2	109.3	98.2
2016	152.5	129.8	152.5	129.8
2017	184.8	149.1	184.8	149.1
2018	134.8	103.1	134.8	103.1
2019	112.2	81.4	112.2	81.4
2020	71.6	49.2	71.6	49.2
개발비 계	783.3	628.5	783.3	628.5
2021 (9년차)	64.3	41.9	91.8	59.8
2022	183.7	113.4	275.5	170.2
2023	275.5	161.3	321.4	188.2
2024	275.5	152.9	321.4	178.4
2025	275.5	144.9	321.4	169.1
2026	275.5	137.4	367.3	183.1
2027	275.5	130.2	367.3	173.6
2028	275.5	123.4	367.3	164.5
2029	367.3	156.0	367.3	156.0
2030	367.3	147.8	367.3	147.8
2031(19년차)	367.3	140.1	413.2	157.6
2032	367.3	132.8	413.2	149.4
2033	367.3	125.9	413.2	141.6
2034	367.3	119.3	413.2	134.2
2035	367.3	113.1	413.2	127.2
2036	367.3	107.2	413.2	120.6
2037	367.3	101.6	413.2	114.3
2038	367.3	96.3	413.2	108.4
2039	367.3	91.3	413.2	102.7
2040	367.3	86.5	413.2	97.4
매출원가합계	6,308.9	2,423.2	7,300.6	2,844.0
총비용	7,092.2	3,051.7	8,083.9	3,472.5

주: 1) U$ 1 : 1,100원의 환율 적용(매출원가는 대당)

2) 총비용($표시)=개발비+매출원가(시나리오Ⅰ). 대당 매출원가는 9,183.2천 달러

3) 총비용($표시)=개발비+매출원가(시나리오Ⅱ). 대당 매출원가는 9,183.2천원

4) 할인율 5.5% 적용

- 개발비와 매출원가를 포함한 총비용의 현재가치는 687대를 생산하는 경우 약 30억 달러, 795대를 생산하는 경우 약 35억 달러에 이를 전망

○ 순편익 분석

- 분석기간 동안 순편익은 곧 연도별 순편익의 합인데 연도별 순편익은 연도별 편익의 현재가치에서 비용의 현재가치를 차감해서 구할 수 있음
- 연도별 편익의 현재가치는 앞의 <표 36>에서 제시한 항공기매출액의 현재가치와 같고 연도별 비용의 현재가치는 <표 41>에 제시되어 있음.
- 이 자료를 이용해서 구한 시나리오 별 연도별 순 편익은 아래와 같음

표 60 연도별 순 편익

(단위: 백만 달러)

연 도	시나리오 Ⅰ-1	시나리오 Ⅰ-2	시나리오 Ⅱ-1	시나리오 Ⅱ-2
2013 (1차년)	-6.8	-6.8	-6.8	-6.8
2014	-10.8	-10.8	-10.8	-10.8
2015	-98.2	-98.2	-98.2	-98.2
2016	-129.8	-129.8	-129.8	-129.8
2017	-149.1	-149.1	-149.1	-149.1
2018	-103.1	-103.1	-103.1	-103.1
2019	-81.4	-81.4	-81.4	-81.4
2020	-49.2	-49.2	-49.2	-49.2
2021 (9차년)	12.8	15.1	18.4	21.6
2022	34.8	41.0	52.1	61.4
2023	49.5	58.2	57.7	67.9
2024	46.9	55.2	54.7	64.4
2025	44.5	52.3	51.8	61.0
2026	42.1	49.6	56.2	66.2
2027	39.9	47.0	53.2	62.7
2028	37.9	44.6	50.5	59.5
2029	47.8	56.3	47.8	56.3
2030	45.4	53.4	45.4	53.4
2031	43.0	50.6	48.4	57.0
2032	40.8	48.0	45.9	54.0
2033	38.6	45.5	43.5	51.2
2034	36.6	43.1	41.2	48.5
2035	34.7	40.9	39.1	46.0
2036	32.9	38.7	37.0	43.6
2037	31.2	36.7	35.1	41.3
2038	29.6	34.8	33.2	39.1
2039	28.0	33.0	31.5	37.1
2040	26.6	31.3	29.8	35.1
합계	115.2	246.9	244.1	398.9

- 네 개의 시나리오 모두 순편익이 발생하므로 시장점유율이 20%이상, 판매단가 12백만 달러 이상이면 사업성이 있는 것으로 판단함

○ B/C Ratio 분석

표 61 시나리오별 경제성분석 결과

시나리오 Ⅰ-1 시장점유율 = 20%(687대) 판매단가 = $12M	비용(C)의 순 현가	3,051.7백만 달러
	편익(B)의 순 현가	3,166.8백만 달러
	프로젝트의 순 현가	115.2백만 달러
	B/C Ratio	1.04
시나리오 Ⅰ-2 시장점유율 = 20%(687대) 판매단가 = $12.5M	비용(C)의 순 현가	3,051.7백만 달러
	편익(B)의 순 현가	3,298.7백만 달러
	프로젝트의 순 현가	246.9백만달러
	B/C Ratio	1.08
시나리오 Ⅱ-1 시장점유율 = 24%(795대) 판매단가 = $12M	비용(C)의 순 현가	3,472.5백만 달러
	편익(B)의 순 현가	3,716.6백만 달러
	프로젝트의 순 현가	244.1백만 달러
	B/C Ratio	1.07
시나리오 Ⅱ-2 시장점유율 = 24%(795대) 판매단가 = $12.5M	비용(C)의 순 현가	3,472.5백만 달러
	편익(B)의 순 현가	3,871.5백만 달러
	프로젝트의 순 현가	398.9백만 달러
	B/C Ratio	1.11

- 항공기 개발에 따른 부수수익을 제외하고 항공기의 생산 및 판매만을 분석대상으로 한 약식 재무성분석에서도 네 시나리오 모두 사업을 추진할 가치가 있음을 보여줌

○ 투자수익률과 손익분기점 분석

표 62 시나리오별 수익성 분석

(단위: 천 달러)

시나리오 Ⅰ-1 수익성	제조원가	개발비	자본/관리	이 익	판매가격
	7,508.0 (62.6%)	942.5 (7.8%)	981.0 (8.2%)	2,568.5 (21.4%)	12,000 (100.0%)
	▸ 투자수익률(ROI): 0.9% (현재가치 기준) ▸ 투자비회수: 2036년경				
시나리오 Ⅰ-2 수익성	제조원가	개발비	자본/관리	이 익	판매가격
	7,508.0 (60.1%)	942.5 (7.5%)	981.0 (7.9%)	3,068.5 (24.5%)	12,500

<table>
<tr><td></td><td colspan="5">▸ 투자수익률(ROI): 2.0% (현재가치 기준)
▸ 투자비회수: 2034년경</td></tr>
<tr><td rowspan="3">시나리오
Ⅱ-1
수익성</td><td>제조원가</td><td>개발비</td><td>자본/관리</td><td>이 익</td><td>판매가격</td></tr>
<tr><td>7,508.0
(62.6%)</td><td>942.5
(7.8%)</td><td>981.0
(8.2%)</td><td>2,568.5
(21.4%)</td><td>12,000</td></tr>
<tr><td colspan="5">▸ 투자수익률(ROI): 1.9% (현재가치 기준)
▸ 투자비회수: 2034년경</td></tr>
<tr><td rowspan="3">시나리오
Ⅱ-2
수익성</td><td>제조원가</td><td>개발비</td><td>자본/관리</td><td>이 익</td><td>판매가격</td></tr>
<tr><td>7,508.0
(60.1%)</td><td>942.5
(7.5%)</td><td>981.0
(7.9%)</td><td>3,068.5
(24.5%)</td><td>12,500</td></tr>
<tr><td colspan="5">▸ 투자수익률(ROI): 3.2% (현재가치 기준)
▸ 투자비회수: 2031년경</td></tr>
</table>

- 네 개의 시나리오는 사업화 이후 11년 내지 16년이 경과하면 투자비를 회수할 수 있는 것으로 나타났고 시나리오 Ⅱ-2의 경우에는 투자수익률이 3.2%에 육박하므로 수익성이 양호함.

○ 민간주도의 개발이 곤란한 이유

- 위 손익분석 결과는 공공사업에 적용하는 할인율 5.5%를 적용하여 산출한 것인데 민간기업의 경우에는 이보다 높은 10%이상의 할인율을 적용하고 매출액과 매출원가 추정, 분석기간 설정 등에 있어서도 훨씬 보수적으로 접근하므로 순편익과 B-C Ratio 등의 수치가 훨씬 나쁘게 나올 것임.
- 여러 투자대안을 고려하는 민간기업 입장에서는 국가적 육성 필요성에도 불구하고 상대적으로 투자가치가 낮게 평가되는 항공기제작 분야에 투자하려 들지 않을 것이므로 정부의 항공선진화 목표를 달성하기 위해서는 정부주도의 개발 및 자금지원이 불가피함.

○ 종합평가

- 본 연구에서는 '중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축기획'의 경제성을 분석하였는바 국산화 대상으로 검토될 수 있는 기종들에 대해 진입장벽, 수익성 등을 검토한 결과 Super Light Jet 영역의 비즈니스제트기(KABJ 모델)가 인증기로서 적합한 것으로 나타남.
- 경제성분석을 위해 두 개의 판매량 가정과 두 개의 판매단가를 조합한 총 4개의 시나리오를 가정하고 정부의 R&D사업 예비타당성조사지침 따라 탐색개발 착수 이후 28년간의 순편익과 B/C Ratio를 분석한 결과 모두 경제성이 있는 것으로 나타남.

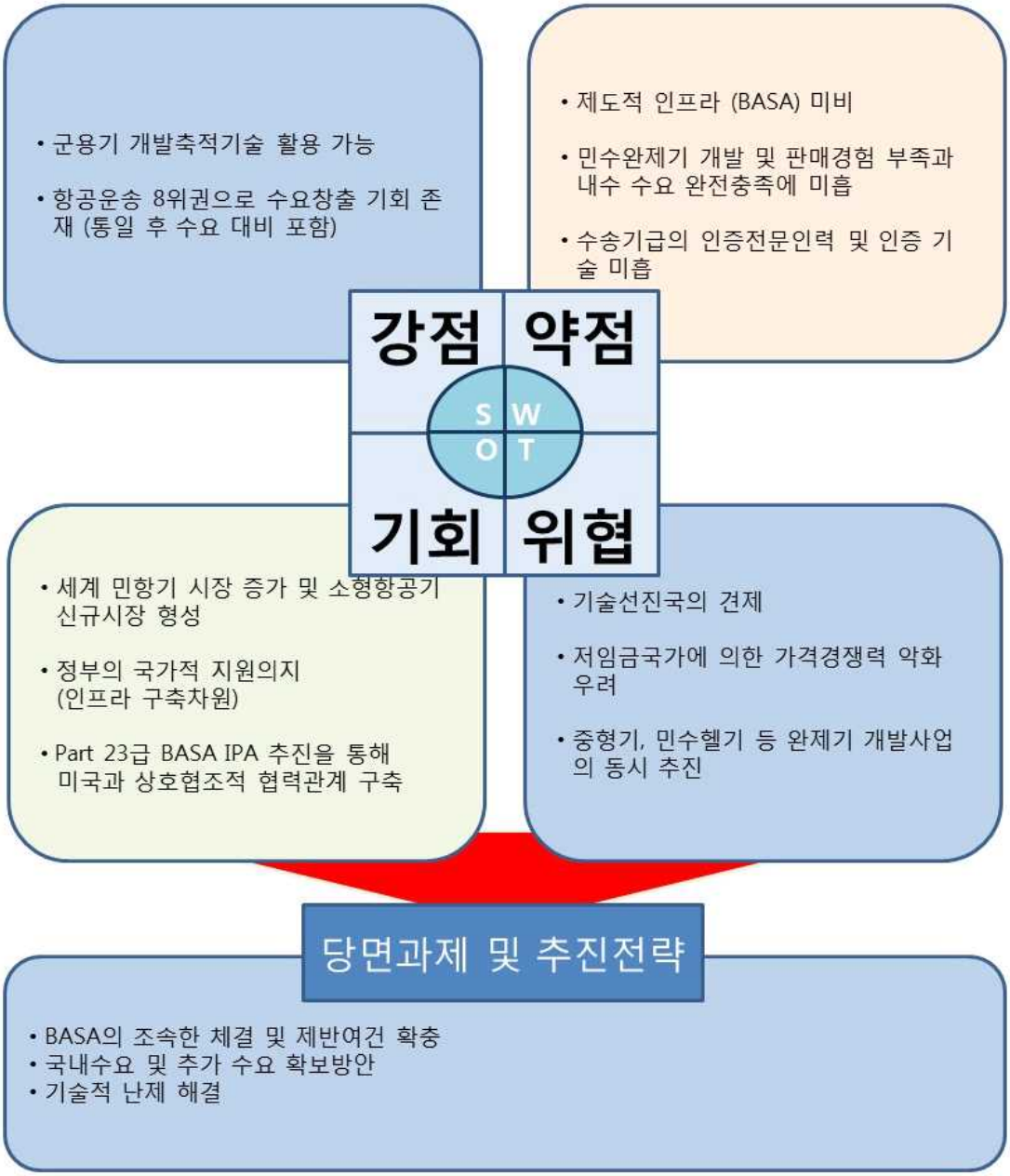
구 분	예상수입[1)]	R&D기여도	부가가치율	개발비	B/C Ratio[2)]
시나리오 Ⅰ-1	$6,650.3M	28.10%	38.67%	$628.5M	1.15
시나리오 Ⅰ-2	$6,927.3M	28.10%	38.67%	$628.5M	1.20
시나리오 Ⅱ-1	$7,804.9M	28.10%	38.67%	$628.5M	1.35
시나리오 Ⅱ-2	$8,130.1M	28.10%	38.67%	$628.5M	1.41

- 개발비와 항공기 매출원가를 비용으로 하고 항공기 매출액만을 편익으로 하는 약식 재무성분석의 결과도 네 시나리오 모두 경제성이 있는 것으로 나타남.

구 분	순현재가치	B/C Ratio	ROI	투자비회수
시나리오 Ⅰ-1	$115.2백만	1.04	0.9%	2036년경
시나리오 Ⅰ-2	$246.9백만	1.08	2.0%	2034년경
시나리오 Ⅱ-1	$244.1백만	1.07	1.9%	2034년경
시나리오 Ⅱ-2	$398.9백만	1.11	3.2%	2031년경

- 이 결과는 정부의 공공투자사업 및 R&D사업에서 적용하는 할인율 5.5% 및 판매량에 대한 적정한 가정을 기초로 한 것으로서 할인율과 판매량, 분석기간 등에 있어서 훨씬 보수적으로 접근하는 민간기업의 관점에서는 투자하기 어려운 사업으로 간주될 수 있으므로 정부주도의 사업추진이 불가피함.
- 탐색개발이 착수되어 구체적인 개발계획이 수립되고 보다 정밀한 경제성분석이 수행되면 이상의 분석결과는 수정되어야 하지만 Part 25급 인증기를 개발하고 미국과 BASA체결을 통해 상업화를 추진하는 항공선진화 정책을 추진하는데 유용한 기초자료가 될 것으로 판단함.

4절. 타당성 검토 종합



○ 본 핵심과제를 통해 중소형항공기에 대한 인증체계/절차 및 인증기술을 연구하여, 이를 시범 인증 활동에 활용하며, 이를 통해 중소형항공기의 안전성을 확보하고 미국과의 BASA IPA 확대를 추진함으로서 해외시장 진입을 가능하게 할 수 있음. 또한 중소형항공기 및 부품 관련 산업체에 인증기술을 확산함으로서 국내 항공 산업의 기술력을 향상시키고, 항공기, 소재, 부품 및 기기류에 대한 안전성 및 신뢰성을 제고할 수 있음.

5장. 인력투입 소요예산 산정

1절. 연구일정에 따른 인력투입계획

1. 전체사업 인력투입계획

○ 항공기 인증은 항공기의 안전성을 확인하는 활동으로서 인증당국이 법적으로 수행하여야 하며 우리나라의 경우에는 국토해양부 항공정책실 항공기술과가 이와 같은 임무를 수행하고 있음. 하지만 항공기 인증업무의 전문성과 전문 인력 확보의 어려움을 감안하여 항공기 인증에 있어 적합성을 판단하는 기술적인 업무는 외부의 전문기관에 위임할 수 있도록 항공법 및 관련 규정을 통해 제도화하고 있음. 이와 같은 항공기 전문검사기관으로는 한국항공우주연구원이 지정되어 있으며, 한국항공우주연구원의 항공우주안전인증센터에서 항공기 인증업무를 수행하고 있음.

○ 항공기 형식증명을 위한 적합성 판단 기능은 전문검사기관에서 수행하고, 최종적인 판정과 인증서의 교부는 인증당국인 국토해양부 항공기술과에서 수행함. 이와 같은 우리나라의 민간항공기 인증업무체계와 인증업무를 수행하는 항공우주안전인증센터의 독립성에 대해서는 2007년 9월에 수행되었던 미국과의 TSO급 BASA 체결을 위한 기술평가 및 현재 진행중인 소형항공기급 BASA 체결 확대를 위한 기술평가 과정에서 FAA로부터도 문제가 없다고 인정을 받은 바 있음.

○ 따라서, 중소형항공기의 경우에도 국내 항공기 형식증명 업무 체계와 동일하게 적용하는 것이 현재로서는 가장 이상적이라고 할 수 있음. 현재 진행 중인 소형비행기에 대한 형식증명 업무에 20명의 인증엔지니어와 보조업무를 위한 10명 내외의 임시직이 투입되고 있으나, 중소형항공기에 대한 형식증명을 위해서는 법, 제도 구축을 위한 전문 인력 과 인증기술 연구를 위한 전담 인력 40명 이상이 추가적으로 요구됨.

○ 본 과제는 Part23급 4인승 항공기 KC-100의 성공적인 개발 이후, 미래의 국가 성장 동력산업으로 도약하는 것을 지원하기 위하여, BASA IPA 확대 체결을 위해 Part 25급 8~12인승 비즈니스 제트기 인증 시제기 개발을 통하여 인증, 제작, 시험 인프라를 국내에 확보하는데 목적이 있음. 따라서 항공기 제작과 관련된 국내외 동향을 바탕으로 체계적인 기술개발이 필요함. 이에 따라 각 기술에 대한 모델링 및 시뮬레이션이 요구되며 각 분야의 전문 인력이 필요한 실정임.

○ 항공기 제작에 관한 모델링 및 시뮬레이션에 관한 기술 개발은 현재 새로운 기술을 선도하며 활발히 연구가 진행되고 있는 학계를 중심으로 수행함. 현재 항공기의 운용에 필요한 기술로는 설계, 열·유체해석, 구조 해석 등의 기술이 활발히 연구되는

기관으로는 KAI, 대한항공, 한국항공우주연구원, 서울대, 한양대, 카이스트를 포함한 여러 산・학・연 기관들이 있음.

○ 새로운 모델링 및 시뮬레이션 기술 전문 인력의 양성 및 산업체 지원을 위해서는 산학협력을 보다 활성화할 필요가 있으며, 이를 검증하는 단계에서는 인증당국 및 기관 사이의 긴밀한 협조가 요구됨.

2. 세부과제별 인력투입계획

가. 중소형항공기급(Part 25) 국산화 보급기반 구축 탐색 개발

(1) 중소형항공기(Part 25급) 인증 시제기 탐색 개발

(단위 : M/Y)

항 목	내 용	인력투입	
		Y1	Y2
타당성 검증	시장분석: 시장 위치, 점유율 분석	1	1
	기술적 타당성 분석: 설계 목표, 외형 분석	2	2
	사업성 분석: 스케쥴, 비용, 현금 흐름	2	2
개념설계	판매예측 검증	3	5
	Business Plane 검증	3	5
	설계목표 검증 및 기준형상 확정	3	5
Technical Readiness Program	구조물 제작개념 및 공정 검증	5	8
	핵심시스템 설계개념 및 성숙도 검증	5	8
	소재류 Material Database 구축	4	8
국제협력방안	국제협력방안 도출 및 업체 발굴	2	2
인프라 구축	제작 인프라 구축방안수립	1	1
	시험 인프라 구축방안수립	1	1
체계개발계획	체계개발 계획 수립	2	2
합 계		34	50

(2) 중소형항공기급(Part 25) BASA IPA 확대 사전 연구

항 목	내 용	인력 투입	
		Y1	Y2
Part 25급의 중소형기 인증시스템 연구를 통해 국내 인증 종합 체계 및 절차 구축	중소형항공기 인증-운항 종합체계 구축을 위한 항공법규 보완사항 연구 및 개정(안) 도출	2	2
	중소형항공기 인증-운항 관련 훈령/고시 등 세부 절차 개선방안 연구 및 제·개정(안) 도출	2	2
중소형항공기 인증인력 양성 및 인증기술 확보	중소형항공기 적용 인증기준에 따른 인증기술 분야별 인증요건 연구	8	10
	인증요건별 적합성입증방법(MOC) 연구	6	8
	인증수행 전담인력의 양성계획 및 인증기술 확보 방안 수립	4	4
BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 방안 연구	Part 25급 BASA IPA 확대추진을 위한 FAA 사전 협의	2	2
	FAA 가용일정/기술평가 인력계획 협의 및 확인	1	2
	FAA에 확대의향서(Letter of Intention) 전달	1	1
	미연방항공청(FAA)과의 국제협력프로그램 수립	1	1
합 계		27	32

나. 중소형항공기급(Part 25) 국산화 보급기반 구축 본 개발

(1) 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 사업단 총괄 체계 관리

(단위 : M/Y)

항 목	내 용	인력 투입					
		Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8
중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 사업단 총괄 체계 관리	체계 사업 관리	25	25	25	25	25	25
	체계 기술 관리	25	35	35	35	35	35
	연구개발성화 보급·확산 및 홍보 총괄	25	25	35	25	25	25
	사업단장 공모	5	-	-	-	-	-
합계		80	85	95	85	85	85

(2) 중소형항공기 (Part 25급) 시제기 개발

(단위 : M/Y)

항 목	내 용	인력 투입					
		Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8
개념정의	- 형상정의, 필수시험 수행, 시장분석/마케팅 - 주요장비 확보 방안 마련	13	13	13	13	10	10
TRP	- 구조물 제작개념 및 공정 검증	13	-	-	-	-	-
	- 핵심시스템 설계개념 및 성숙도 검증	13	-	-	-	-	-
	- 소재류 Material Database 구축	13	-	-	-	-	-
개발관리	- 엔진, 항공 전자, 주요장비, 구조물 등 공급업체의 투자 유도 및 도입 관리	6	6	6	5	4	4
	- 소요 장비 구매 및 유지 관리	5	6	6	5	4	4
	- 항공기 제작사 인증 체계 구축	5	5	5	4	4	3
체계개발	- 기본설계(외형설계, 내부배치 설계, 성능해석, 형상 확정, 중량해석, 형상관리 등)	22	31	31	23	21	14
	- 공력해석(전산유체해석, 관련 풍동시험, 조종안정성 해석 등)	22	31	31	23	21	14
	- 구조해석(플러터해석, 하중해석, 응력해석, 손상허용해석, 물성치확보 시험 등)	21	31	31	22	20	14
	- 구조설계(동체, 날개, 꼬리날개 등)	21	31	31	22	20	14
	- 세부계통 설계 및 해석(착륙장치, 산소, 환경제어, 비행조종, 엔진, 전기, 배선, 항공전자 등)	21	31	30	22	20	14
	- 제품보증 해석(신뢰성, 안전성, 정비성 해석 등)	21	30	30	22	20	13
시험평가	- 실험실 시험(시편시험, 화염시험, 재료시험, 구조시험 등)	4	16	19	16	16	12
	- 지상 시험(계통시험, EMI /EMC 시험, 엔진 작동시험, 지상진동시험 등)	3	16	19	16	16	12
	- 비행 시험(비행시험준비, 개발 비행시험, 인증 비행시험, 기능 및 신뢰성 확인 시험 등)	3	16	19	15	15	12
시제기제작	- 엔진장착, 장비 장착, 동체 및 날개 조립 등 항공기 완성	17	64	188	323	191	38
제작인프라	- 치공구, 부품/소조립기술, 생산기술, 품질/합치성검사	5	5	5	5	5	5
제작증명 시범기	- 시범기 제작, 품질시스템 구축	3	3	3	3	20	30
합 계		231	335	467	539	407	213

(3) 중소형항공기(Part 25급) 인증기술개발 및 시범사업 인증

(단위 : M/Y)

항 목	내 용	인력 투입					
		Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8
Part 25급 인증시스템 및 인증기술연구	- Part 25급의 종합적인 인증법규, 관련 훈령/고시 등 인증시스템을 시범인증에 적용 및 개선 - 국내 인증시스템의 적정성/효율성을 지속적으로 평가 및 보완/개선	5	8	8	8	8	11
	- 인증전문인력의 양성을 추진 - 해외 인증전문가 활용을 통한 기술이전	4	7	12	12	12	17
중소형항공기 시범인증(형식/제작/감항증명)	- 중소형항공기에 대한 형식증명 시범인증업무 수행	14	24	26	26	26	16
	- 중소형항공기에 대한 제작증명 시범인증업무 수행	2	3	4	4	4	4
	- 중소형항공기에 대한 초도감항증명 시범인증업무 수행	0	0	0	0	0	10
BASA IPA 확대 (Part 23 → Part 25) 체결	- FAA 기술평가 수검	3	5	9	9	9	7
	- BASA IPA 확대협상(Negotiation) 및 체결 추진	2	3	3	3	3	5
합계		30	50	62	62	62	70

(4) 중소형항공기 기술기준 및 안전인증지침 개발

(단위 : M/Y)

항 목	내 용	인력 투입				
		Y3	Y4	Y5	Y6	Y7
중소형항공기 핵심 인증기술요건 분석	- 해외 중소형항공기(Part 25급) 기술기준 및 지침서 체계 분석	3	3	2	2	2
	- 인증기술 분야별 적합성 평가 핵심요건 분석	2	2	1	1	1
중소형항공기 기술기준 개발	- 수송급비행기에 요구되는 각 부분별 안전성 기술기준 개발	2	2	1	1	1
	- 감항성 유지 및 안전성 개선을 위한 기술기준 개발	1	1	1	1	1
중소형항공기 환경기준 개발	- 연료방출기준, 배출증명기준, 기준압축비 측정기준, 매연배출 평가 기준, 가스배출물의 축적 기준 등	1	1	0.5	0.5	0.5
	- 소음기준	1	1	0.5	0.5	0.5
중소형항공기 인증기술분야별 적합성 평가기준 및 평가안내서 개발	- 중소형항공기 인증기술분야별 적합성 평가기준 개발	3	3	1	1	1
	- 중소형항공기 인증기술분야별 적합성 평가안내서 개발	2	2	1	1	1
합 계		15	15	8	8	8

(5) 중소형항공기 정비·고장탐구 지원 체계 구축

(단위 : M/Y)

항 목	내 용	인력 투입		
		Y3	Y4	Y5
중소형항공기 고장 탐구 체계 구축	- 시스템 결함 요소 선별 - 결함 요소에 대한 고장탐구 절차 수립 - 결함기록·저장 및 고장탐구 절차 제공 - 시스템 개발	30	30	30
중소형항공기 결함 보고시스템 개발	- 결함감지 시스템 개발 - 결함 보고 시스템 개발	8	8	8
중소형항공기 매뉴얼 개발	- 저장 컴퓨터 및 단말기 개발 - 외부 연결 Port 개발	8	8	8
합 계		46	46	46

(6) 중소형항공기 운용 지원 체계 구축

(단위 : M/Y)

항 목	내 용	인력 투입		
		Y3	Y4	Y5
조종훈련용 모의비행장치 개발	- 모의비행장치 개발 - 조종사 훈련 과정 개발 - 조종사 자격 및 훈련과정 인증기준 개발	10	20	20
비상탈출 인증기술 개발	- 객실 MOCK UP 제작 - 비상탈출 인증기준 개발 - 승무원 비상탈출 교육 과정 개발 - 일반인 안전인식 고취를 위한 전시절차 개발	10	20	20
합 계		20	40	40

2절. 소요예산 산정

1. 전체사업 소요예산

(단위: 억원)

구분	1차년		2차년		3차년		4차년		5차년		6차년		7차년		8차년		합계	
	정부	민간	정부	민간	정부	민간	정부	민간	정부	민간	정부	민간	정부	민간	정부	민간	정부	민간
탐색																		
탐색-1	54	116															170	
탐색-2	15	15															30	
총괄			49.69		53.44		59.07		45.94		45.94		45.94		45.94		300	
1세부					694	231	1,025	342	1,290	430	972	324	786	262	481	160	5,250	1,750
2세부																		
2-1					80		110		130		130		130		100		680	
2-2					20		20		10		10		10				70	
3세부																		
3-1					65	21.66	65	21.66	70	23.33							200	66.67
3-2					40		40		20								100	

가. 탐색개발단계(Y1-Y2)

연 구	연구 내용	예 산 (억원)			비고
		Y1	Y2	합	
중소형항공기 (Part 25) 탐색개발	- 중소형항공기(Part 25급) 타당성 검증	9.25	13.08	22.33	정부
	- 중소형항공기(Part 25급) 개념설계	16.65	39.23	55.88	
	- Technical Readiness Program 수행	23.00	42.00	65.00	
	- 국제협력 도출 및 업체 발굴	3.7	5.23	8.93	
	- 제작 및 시험인프라 구축방안 수립	3.7	5.23	8.93	
	- 체계개발 계획 수립	3.7	5.23	8.93	
중소형항공기 급 (Part 25) BASA IPA 확대 사전 연구	- Part 25급의 중소형기 인증시스템 연구를 통해 국내 인증 종합 체계 및 절차 구축	5	5	10	정부
	- 중소형항공기 인증인력 양성 및 인증기술 확보	5	5	10	
	- BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 방안 연구	5	5	10	
총 합		75	125	200	

나. 본개발 단계 (Y3-Y8)

연 구	연구 내용	예 산(억원)							비고
		Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	합	
중소형항공기 (Part 25급) 국산화보급기반 구축 사업단 총괄 체계 관리	- 중소형항공기 보급기반 구축 사업단 체계 사업 관리	16.56	17.81	19.69	15.31	15.31	15.31	100	정부
	- 중소형항공기 보급기반 구축 사업단 체계 기술 관리	16.56	17.81	19.69	15.31	15.31	15.31	100	
	- 중소형항공기 보급기반 구축 사업단의 연구개발 성과 보급·확산 및 홍보 총괄	16.56	17.81	19.69	15.31	15.31	15.31	100	
총 합		49.69	53.44	59.07	45.94	45.94	45.94	300	

연 구	연구 내용		예 산(억원)							비고
			Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	합	
중소형 항공기 (Part 25급) 인증기 개발	개념 정의	- 형상정의, 필수시험 수행, 시장분석/마케팅	42	40	36	23	19	23	183	정부
		- 주요장비 확보 방안 마련	14	13	12	8	6	8	61	민간
	TRP	- 구조물 제작개념 및 공정 검증 - 핵심시스템 설계개념 및 성숙도 검증	69	-	-	-	-	-	69	정부
			23	-	-	-	-	-	23	민간
	개발 관리	- 엔진, 항공 전자, 주요장비, 구조물 등 공급업체의 투자 유도 및 도입 관리 - 소요 장비 구매 및 유지 관리 - 항공기 제작사 인증 체계 구축	52	52	47	25	23	25	224	정부
			17	17	16	8	8	8	75	민간
	체계 개발	- 기본설계(외형설계, 내부배치 설계, 성능해석, 형상 확정, 중량해석, 형상관리 등) - 공력해석(전산유체해석, 관련 풍동시험, 조종안정성 해석 등) - 구조해석(플러터해석, 하중해석, 응력해석, 손상허용해석, 물성치확보시험 등)	417	566	508	242	236	188	2,157	정부
		- 구조설계(동체, 날개, 꼬리날개 등) - 세부계통 설계 및 해석(착륙장치, 산소, 환경제어, 비행조종, 엔진, 전기, 배선, 항공전자 등) - 제품보증 해석(신뢰성, 안전성, 정비성 해석 등)	139	189	169	81	79	63	719	민간
	시험 평가	- 실험실 시험(시편시험, 화염시험, 재료시험, 구조시험 등) - 지상 시험(계통시험, EMI /EMC 시험, 엔진 작동시험, 지상진동시험 등)	33	147	157	85	91	81	594	정부
		- 비행 시험(비행시험준비, 개발 비행시험, 인증 비행시험, 기능 및 신뢰성 확인 시험 등)	11	49	52	28	30	27	198	민간
	시제 기제작	- 엔진장착, 장비 장착, 동체 및 날개 조립 등 항공기 완성	55	196	519	583	369	86	1,808	정부
			18	65	173	194	123	29	603	민간
	제작 인프라	- 치공구, 부품/소조립기술, 생산기술, 품질/합치성검사	16	15	14	9	10	11	75	정부
			5	5	5	3	3	4	25	민간
	제작 증명 시범기	- 시범기 제작, 품질시스템 구축	10	9	8	5	39	68	139	정부
			3	3	3	2	13	23	46	민간
총 합			926	1,367	1,720	1,297	1,048	642	7,000	

연 구	연구 내용	예 산(억원)							비고
		Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	합	
중소형항공기 (Part 25급) 인증기술개발 및 시범사업 인증	- Part 25급 중소형항공기 종합 인증체계 및 절차의 운영, 발전 - 중소형항공기 인증인력 양성 및 인증기술능력 제고 - 중소형항공기 시범인증 및 BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 추진	80	110	130	130	130	100	680	정부
총 합		80	110	130	130	130	100	680	

연 구	연구 내용	예 산(억원)						비고
		Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	합	
중소형항공기 기술기준 및 안전인증지침 개발	- 중소형항공기 핵심 인증기술요건 분석 - 중소형항공기 기술기준 개발 - 중소형항공기 환경기준 개발 - 중소형항공기 인증기술분야별 적합성 평가기준 및 평가안내서 개발	20	20	10	10	10	70	정부
총 합		20	20	10	10	10	70	

연 구	연구 내용	예 산(억원)				비고
		Y3	Y4	Y5	합	
중소형항공기 정비・고장탐구 지원 체계 구축	- 중소형항공기 고장 탐구 체계 구축 - 중소형항공기 결함 보고시스템 개발 - 중소형항공기 매뉴얼 개발	65	65	70	200	정부
		21.66	21.66	23.33	66.67	민간
총 합		86.66	86.66	93.33	266.67	

연 구	연구 내용	예 산(억원)				비고
		Y3	Y4	Y5	합	
중소형항공기 운용 지원 체계 구축	- 조종훈련용 모의비행장치 개발 - 비상탈출 인증기술 개발	40	40	20	100	정부
총 합		40	40	20	100	

2. 세부과제별 소요예산

(1). 탐색개발 전체과제 소요예산

가. 중소형항공기 (Part 25) 탐색개발

1) 총괄 예산

(단위 : 백만원)

년 도	정부출연금	기업부담금	계
Y3	5,400	-	5,400
Y4	11,600	-	11,600
합 계	17,000	-	17,000

2) 세부 예산

(단위 : 백만원)

항 목	Y1	Y2	계
인건비	20,00	26,000	46,000
직접비	20,00	58,000	78,000
TRP	14,00	32,000	46,000
합 계	54,00	116,000	170,000

나. 중소형항공기급(Part 25) BASA IPA 확대 사전 연구

1) 총괄 예산

(단위 : 백만원)

년 도	정부출연금	기업부담금	계
Y1	1,500	-	1,500
Y2	1,500	-	1,500
합 계	3,000	-	3,000

2) 세부 예산

(단위 : 백만원)

항 목	Y1	Y2	계
인건비	948	981	1,929
직접비	441	408	849
간접비	111	111	222
합 계	1,500	1,500	3,000

(2) 본개발 세부과제별 소요예산

가. 중소형항공기급(Part 25) 국산화 보급기반 구축 사업단 총괄체계관리

1) 총괄 예산

(단위 : 백만원)

년 도	정부출연금	기업부담금	계
Y3	4,967	-	4,969
Y4	5,344	-	5,344
Y5	5,907	-	5,907
Y6	4,594	-	4,594
Y7	4,594	-	4,594
Y8	4,594	-	4,594
합 계	30,000	-	30,000

2) 세부 예산

(단위 : 백만원)

항 목	Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	계
인건비	3,194	3,437	3,799	2,954	2,954	2,954	19,292
직접비	1,406	1,512	1,672	1,300	1,300	1,300	8,490
간접비	367	395	437	340	340	340	2,217
합 계	4,967	5,344	5,907	4,594	4,594	4,594	30,000

나. 중소형항공기(Part 25급) 시제기 개발

1) 총괄 예산

(단위 : 백만원)

년 도	정부출연금	기업부담금	계
Y3	69,400	23,100	92,600
Y4	10,250	34,200	136,700
Y5	12,900	43,000	172,000
Y6	97,200	32,400	129,700
Y7	78,600	26,200	104,800
Y8	48,100	16,000	64,200
합 계	525,000	175,000	700,000

2) 세부 예산

(단위 : 백만원)

항 목	Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	계
인건비	22,800	38,500	49,000	51,400	40,500	23,100	225,400
직접비	60,500	83,000	100,200	78,300	64,300	41,100	427,400
시제작투자	-	15,200	22,800	-	-	-	38,000
TRP	9,200	-	-	-	-	-	9,200
합 계	92,600	136,700	172,000	129,700	104,800	64,200	700,000

다. 중소형항공기(Part 25급) 인증기술개발 및 시범사업 인증

1) 총괄 예산

(단위 : 백만원)

년 도	정부출연금	기업부담금	계
Y3	8,000	-	8,000
Y4	11,000	-	11,000
Y5	13,000	-	13,000
Y6	13,000	-	13,000
Y7	13,000	-	13,000
Y8	10,000	-	10,000
합 계	68,000		68,000

2) 세부 예산

(단위 : 백만원)

항 목	Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	계
인건비	4,156	6,219	7,612	8,073	7,940	7,023	41,023
직접비	3,251	3,966	4,425	3,964	4,097	2,236	21,939
간접비	593	815	963	963	963	741	5,038
합 계	8,000	11,000	13,000	13,000	13,000	10,000	68,000

라. 중소형항공기 기술기준 및 안전인증지침 개발

1) 총괄 예산

(단위 : 백만원)

년 도	정부출연금	기업부담금	계
Y3	2,000	-	2,000
Y4	2,000	-	2,000
Y5	1,000	-	1,000
Y6	1,000	-	1,000
Y7	1,000	-	1,000
합 계	7,000		7,000

2) 세부 예산

(단위 : 백만원)

항 목	Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	계
인건비	1,194	1,218	649	662	675	4,398
직접비	658	634	277	264	251	2,084
간접비	148	148	74	74	74	518
합 계	2,000	2,000	1,000	1,000	1,000	7,000

마. 중소형항공기 정비·고장탐구 지원 체계 구축

1) 총괄 예산

년 도	정부출연금	기업부담금	계
Y3	6,500	2,166	8,666
Y4	6,500	2,166	8,666
Y5	7,000	2,333	9,333
합 계	20,000	6,667	26,667

2) 세부 예산

(단위 : 백만원)

항 목	Y6	Y7	Y8	계
인건비	3,220	3,220	3,220	9,660
직접비	4,806	4,806	5,424	15,038
간접비	640	640	689	1,969
합 계	8,666	8,666	9,333	26,667

사. 중소형항공기 운용 지원 체계 구축

1) 총괄 예산

(단위 : 백만원)

년 도	정부출연금	기업부담금	계
Y3	4,000	-	4,000
Y4	4,000	-	4,000
Y5	2,000	-	2,000
합 계	10,000	-	10,000

2) 세부 예산

(단위 : 백만원)

항 목	Y3	Y4	Y5	계
인건비	2,572	2,573	1,286	6,431
직접비	1,132	1,132	566	2,830
간접비	296	296	148	739
합 계	4,000	4,000	2,000	10,000

6장. 과제 제안요구서

1절. 과제 제안요구서(RFP)

1. 탐색개발

가. 중소형 항공기(Part 25급) 인증 시제기 탐색 개발

과제명	중소형항공기(Part 25급) 인증 시제기 탐색 개발
1. 연구 목표	
	○ 국내·외 항공교통수요에 대비한 차세대 항공교통수단으로서 민간 항공기 개발 시 인증 및 시험 등에 필요한 필수 핵심기술을 식별 ○ Part 25 항공기급 상호항공안전협정(BASA) 체결 추진에 필요한 미항공국(FAA)의 기술 평가를 위해 수행되어야 하는 FAR Part 25급을 충족하는 시범인증(Shadow Certification)용 중소형 항공기 탐색개발 ○ 세계 항공교통수요에 부응하는 항공기 개발과 국내 인증기관의 인증 획득 계획 수립 ○ 중소형 항공기 개발을 위한 국내 제작 인프라 구축을 통한 국산 항공기 개발 보급기반 확대 계획 수립 ○ 중소형 항공기 개발을 위한 국내 시험 인프라 구축을 통한 국내/외 항공기 시험 기반 확보 계획 수립
2. 연구 필요성 및 기술동향	
□ 연구의 필요성	○ 국내·외 항공교통수요에 대비한 차세대 항공교통수단으로서 민간 항공기 개발 시 인증 및 시험 등에 필요한 필수 핵심기술을 식별 ○ Part 25 항공기급 상호항공안전협정(BASA) 체결 추진에 필요한 미항공국(FAA)의 기술 평가를 위해 수행되어야 하는 FAR Part 25급을 충족하는 시범인증(Shadow Certification)용 중소형 항공기 탐색개발 ○ 세계 항공교통수요에 부응하는 항공기 개발과 국내 인증기관의 인증 획득 계획 수립

□ 기술동향	○ 중소형 항공기 개발을 위한 국내 제작 인프라 구축을 통한 국산 항공기 개발 보급기반 확대 계획 수립 ○ 중소형 항공기 개발을 위한 국내 시험 인프라 구축을 통한 국내/외 항공기 시험 기반 확보 계획 수립 < 국 내 > ○ 국토해양부 항공선진화사업으로 4인승 프로펠러 항공기 개발 및 한·미간 소형항공기급(FAR Part 23급) 상호항공안전협정(BASA) 체결사업 진행 중이며, 민수용 제트기 개발 및 Part 25급 항공기 인증에 대한 기술력은 미흡함. < 국 외 > ○ 비즈니스기의 세분시장(Market segment) 다양화에 따라 1,000~1,500만 달러 수준의 경량 기종(Super Light Jet)에 대한 관심이 높아지고 있음. Super Light Jet은 2,000만 달러 내외인 중급 기종(Mid-size Jet)과 유사한 안락성과 비행성능을 보다 저렴한 가격에 제공할 수 있어 미래 시장수요도 낙관적으로 전망되고 있음. ○ Super Light Jet 시장은 현재 제작사가 북미 지역의 2개 업체(Cessna, Bombardier) 만 있으며 신규진입 계획 중인 업체가 없으므로, 후발주자에 대한 시장진입 장벽이 상대적으로 낮은 상황임. ○ 세계적인 친환경 요구조건 강화에 따라 엔진 개선, 복합소재를 통한 기체 경량화 등 운영비용 절감을 위한 기술이 연구되고 있으며, 또한 비행성능 개선 및 안전성 확보를 위해 공력형상 개선, 항전시스템 최신화 등 다각적으로 기술개발을 검토하고 있음.
3. 연구 내용	
□ 연구내용	○ 중소형항공기(Part 25급) 타당성 검증 - 시장분석: 목표시장 정의 및 판매예측 분석 - 기술적 타당성 분석: 설계목표 정의 및 후보형상 도출 - 사업성 분석: 예비 Business Plan 수립 ○ 중소형항공기(Part 25급) 개념설계 - 판매예측 검증 - Business Plan 검증 - 설계목표 검증 및 기준형상 확정 * SRR(System Requirements Review) 3회 수행

	SRR #1	SRR #2	SRR #3
요구도	• 운용 개념 - 운용 분석 • 요구도 정의 - 요구도 세트 #0 -보조시스템/항공전자 세트 #0 • 시장 분석(예비)	• 운용 개념 - MP Refinement - 운용 분석 • 요구도 정의 - 요구도 세트 #1 - 보조시스템/항공전자 세트 #1 - 시스템 요구도 문서 (draft) - 시스템 스펙(draft) • 시장 분석(상세) 1	• 운용 개념 - MP Refinement - 운용 분석 • 요구도 정의 - 요구도 세트 #2 - 보조시스템/항공전자 세트 #2 - SRD - 시스템 요구도 문서 (Draft) - 시스템 스펙(draft) - 아이템 스펙(draft) • 시장 분석(상세) 2
항공기 설계	• 설계 & 해석 - 초기 사이징 - 설계 방향 - 아음속 풍동시험 - 위험도 분석	• 설계 & 해석 - Tradeoff Studies - 설계 방향 - 기술 유효성 검토 - 아음속 풍동시험 - 위험도 분석	• 설계 & 해석 - 설계 방향 - 지역화 계획 - Pre-TEMP - PreType Cert. Plan - 아음속 풍동 시험 - 천음속 풍동 시험 - 위험도 분석

○ 중소형항공기(Part 25급) Technical Readiness Program
- 구조물 제작개념 및 공정 검증
- 핵심시스템 설계개념 및 기술성숙도 검증
- 소재류 Material Database 구축

○ 중소형항공기(Part 25급) 개발 국제 협력 방안 수립
- 국제 공동개발 협력 방안 수립
- 국제 공동개발 업체 발굴

○ 중소형항공기(Part 25급) 제작 인프라 구축 방안 수립
- 국내 항공기 제작 업체 인프라 분석
- 국내 항공기 부품 제작 업체 수요조사
- 항공기 부품 선행 연구

○ 중소형항공기(Part 25급) 시험 인프라 구축 방안 수립
- 인증기 국내/외 시험 인프라 현황 분석
- 인증기 시험 요구도 분석
- 국내 항공기 부품 시험 인프라 형황 분석
- 국내 항공기 부품 시험 요구도 분석

	○ 중소형항공기(Part 25급) 체계개발 계획 수립
□ 보고서 제출	○ 중간보고서 : 협약일로부터 매년 중간보고서 제출 ○ 최종보고서 : 협약 종료 시점

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략

○ 추진전략

- “항공기 안전 인증기술 개발”과제와 진행일정을 효율적으로 연계하여 국내 항공기 인증 획득과 BASA 체결을 위한 항공기 제조사 인증 체계를 구축하고 미국 형식증명 획득의 발판을 마련함
- 시장조사 및 마케팅 분석을 통하여 목표성능을 구체화 하고 항공기 제작원가 절감 방안 연구등을 통하여 연구 종료 후 시장진입이 용이하도록 추진

○ 추진체계

- 특정분야에 있어 국내외 공동 또는 위탁을 통한 연구 수행
- 항공선진국과의 연구협력 체제 구축을 통하여 국제적인 연구 교류의 활성화 추진
- 해외연구기관을 활용한 해외기술조사, 기술연수 및 기술도입, 공동연구 등을 추진

○ 사업수행자격

- 항공기 체계 개발 경험을 보유한 항공기 제조사로 형식 증명, 생산증명 및 계속 감항성 유지 체계구축에 적합하여야 함.

5. 최종 성과물

□ 주요 최종성과물

○ 12인승급 중소형 비즈니스제트기 SRR보고서, 탐색개발 결과보고서

6. 연구기간 및 지원예산

○ 총 연구기간 : 2년

○ 총 연구비 : 정부 85억원

(단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	계
정부	60	110	170
민간	-	-	-
총계	60	110	170

7. 연구기간 및 지원예산

○ 본 과제의 연구개발과제 보안등급은 "일반과제"임

○ 핵심과제별 연구내용, 연구기간 및 연구비는 과제제안요구서(RFP) 및 상세기획연구보고서를 참조하여 작성

- 연구개발계획서는 과제제안요구서(RFP)에 제시된 연구내용을 반영하여 작성하되, 과제 목적 달성을 위해 반드시 필요하다고 판단되는 경우에는 일부 세부내용을 가감할 수 있으나, 그 사유와 근거를 명확히 제시하여야 함.

※ 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용

- 제시한 성과지표는 사전검토, 선정평가를 통해 조정(추가) 가능

- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

○ 연구개발 성과물의 검증 및 향후 추진계획을 필히 제시해야 함.

○ 국제공동연구 또는 전문가 활용방안

- 필요시 관련 기술 해외 선도기관과의 공동연구 추진방안 및 전문가 활용계획을 연구계획에 포함

○ 연구개발계획서에는 구체적 연구방법론이 반드시 제시되어야 함.

○ 매년 기술 및 시장 동향조사를 실시하여 차년도 연구계획에 반영

○ 공모과제와 관련하여 기 수행되었거나 현재 수행중인 과제의 연구개발결과물과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함.

○ 기 수행하였거나 현재 수행중인 유사과제와 연구내용이 중복되지 않도록 연구개발계획서를 작성하여야 함.

※ www.kictep.re.kr 열린정보, http://mdgate.ntis.go.kr의 유사과제 목록 참조

- 제안된 연구내용이 타 유사과제와 연구방법이나 목표 등에서 차별화되는 경우에는 포함하여도 무방하되, 근거를 명확히 해야 함.

※ 연구개발 수행 도중 과제의 중복성이 사후에 발견되거나 연구개발목표가 다른 연구개발에 의하여 성취되어 연구개발을 계속할 필요성이 없어진 때에는 협약을 해약할 수 있음.

○ 연구관리 전문기관(한국건설교통기술평가원)은 필요시 선정된 동과제 연구책임자와 협의를 거쳐 연구개발계획서를 수정·보완(연구기간 변경, 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화)할 수 있음.

나. 중소형항공기급(Part 25) BASA IPA 확대 사전 연구

과제명	중소형항공기급(Part 25) BASA IPA 확대 사전 연구
1. 연구 목표	
	○ Part 25급 BASA IPA 확대를 위한 국내 인증 종합 체계 및 절차 구축 ○ 중소형항공기 인증인력 양성 및 인증기술 확보 ○ BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 방안 연구
2. 연구개발 필요성 및 기술동향	
□ 연구개발의 필요성	○ 국내 개발 Part 25급 중소형항공기의 해외 수출을 위해서는 미국과의 BASA IPA를 Part 23급에서 Part 25급으로 확대가 필수적임. ○ 미국연방항공청은 BASA IPA 확대를 위한 시범인증 추진 여부를 결정함에 있어 상대국의 인증시스템, 인증체계 및 절차, 인증기술 능력 등이 시범인증 추진에 적정하도록 준비가 되어 있는지를 중요하게 고려하고 있음. ○ 특히, Part 25급은 BASA IPA의 최종 단계로서 미국은 항공기 인증 및 운항을 포함한 항공안전 분야가 미국과의 동등성을 가지고 있는지를 시범인증 과정에서 평가할 것임. ○ BASA IPA 확대를 위한 시범인증 추진을 위해서는 사전에 미국연방항공청과 실무협의를 통해 대략적인 대상항공기, 일정 계획 등을 검토하고 이를 토대로 확대의향서 전달 등 필요한 조치를 취하여야 함. ○ 따라서 본 연구는 향후 실용화 개발 착수 시에 미국연방항공청과 함께 중소형항공기(Part 25급)를 시범인증 사업으로 선정한 후, 기술평가 등 절차를 차질없이 진행하기 위한 것으로 다음 분야에 대한 중점 연구가 필요함. - Part 25급의 중소형항공기 시범인증 착수 시 차질 없는 인증 수행이 가능하도록 현재 Part 23급을 중심으로 구축된 국내 인증 시스템 중 보완이 필요한 분야를 집중 연구하고 이를 토대로 인증 및 필요시 운항 관련 항공법규 및 관련 절차/지침의 개선안을 사전 도출 - 중소형항공기의 인증기준을 구성하는 감항기준(Part 25, Part 26) 및 환경기준(Part 34, Part 36)에서 규정된 핵심인증기술 분석 - 사전 FAA와의 협의를 통해 Part 25급으로 BASA IPA를 확대하기 위한 방안을 연구하고 FAA 합의 하에 확대의향서(Letter of

Intention)를 전달

○ 본 연구를 통해 중소형항공기의 인증은 물론 필요시 항공기 인증과 연계된 운항 요건을 고려한 종합적인 인증 체계 및 절차를 구축하고 인증기준을 사전에 분석하여 인증기술분야별로 요구되는 적합성입증 지침서를 개발하며 실용화 개발 착수 전에 미국과의 BASA IPA를 Part 25급으로 확대하기 위한 방안 연구 등 중소형항공기 인증에 필요한 제도적/기술적/국제협력 측면에서 요구되는 제반 사항의 준비가 요구됨.

□ 기술동향

<국 내>

○ 우리나라와 미국 간에 체결된 기술표준품(TSOA)급 BASA IPA를 기반으로 현재 통합항전(MFD)에 대한 기술표준품형식승인등 항공기부품 및 장비품의 개발/인증 과제가 진행 중이며, 부품개발 수요가 점차 증대할 전망임.

○ 현재 항공선진화사업을 통하여 Part 23급의 소형기 인증에 필요한 인증인프라 구축이 진행 중이며, 2014년 상반기까지 현행 BASA IPA가 Part 23급으로 확대 체결될 것으로 예상됨.

<국 외>

○ 일본은 미국과 체결된 수송기급의 BASA IPA를 토대로 2008년 3월 공식개발을 시작한 MRJ(70～90인승) 비행기에 대한 미연방항공청(FAA)의 형식증명을 받기 위한 프로그램을 진행 중에 있음.

○ 중국은 2003년 1월 중국 형식증명을 신청한 Part 25급 수송급 비행기인 ARJ(70～90인승)를 “시범인증사업 (Shadow Certification)”으로 선정하고 미국과의 BASA IPA를 현재의 Part 23급에서 Part 25급으로의 BASA IPA 확대하고자 추진 중이며, 2012년 2월 비행시험 전 형식증명위원회를 개최한 후 인증비행시험을 진행 중임.

3. 연구 내용

○ Part 25급의 중소형항공기 인증시스템 연구를 통해 국내 인증 종합체계 및 절차 구축

- 중소형항공기 인증-운항 종합체계 구축을 위한 항공법규 보완사항 연구 및 개정(안) 도출

  · 항공기 인증과 연계된 ICAO/미국 FAA/유럽 EASA의 중소형항공기 운항 요건에 대한 연구 포함

- 중소형항공기 인증-운항 관련 훈령/고시 등 세부절차 개선방안 연구 및 제·개정(안) 도출

○ 중소형항공기 인증인력 양성 및 인증기술 확보

- 중소형항공기 적용 인증기준에 따른 인증기술분야별 인증요건 연구
- 인증요건별 적합성입증방법(MOC) 연구
- 인증수행 전담인력의 양성계획 및 인증기술 확보 방안 수립

* MOC : Means of Compliance

○ BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 방안 연구

- Part 25급 BASA IPA 확대추진을 위한 FAA 사전 협의
- FAA 가용일정/기술평가 인력계획 협의 및 확인
- FAA에 확대의향서(Letter of Intention) 전달
- 미국연방항공청(FAA)과의 국제협력프로그램 수립

<연차별 연구내용>

○ 1차년도

- 국내 항공법규 보완사항 및 관련 훈령/고시 등 절차 개선방안 연구
- 항공기 인증과 연계된 ICAO/미국 FAA/유럽 EASA의 중소형항공기 운항 요건 연구
- 중소형항공기 인증기준에 따른 인증기술분야별 인증요건 연구
- 인증수행 전담인력 양성계획 및 인증기술 확보 방안 연구
- Part 25급 BASA IPA 확대추진을 위한 FAA 사전 협의
- 미국연방항공청(FAA)과의 국제협력프로그램 가능 분야/방법 연구

○ 2차년도

- 국내 항공법규, 관련 훈령/고시 제개정(안) 도출 및 국토해양부 제개정 건의
- 인증요건별 적합성입증방법(MOC) 연구
- 인증수행 전담인력 양성계획 및 인증기술 확보 방안 수립
- FAA 가용일정/기술평가 인력계획 협의 및 확인
- FAA에 확대의향서(Letter of Intention) 전달
- 미국연방항공청(FAA)과의 국제협력프로그램 수립

□ 보고서 제출

○ 중간보고서 : 협약일로부터 매년 중간보고서 제출

○ 최종보고서 : 협약 종료 시점

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략

○ 핵심연구책임자는 단계별 목표를 수립하고, 그에 적합한 추진전략 및 일정계획 수립

○ 미연방항공청(FAA) 협력 하에 FAA 인증교육 프로그램, OJT 등 FAA 보유 인프라의 적극 활용을 추진

○ FAA측과 POC 개설 및 국제협력프로그램을 수립하여 시범인증 시 원활한 협력관계 구축 도모

○ 해외 인증전문가를 적극 활용하여 국내의 취약한 Part 25급 인증 경험을 보완하고 조기에 인증기술능력 확보를 추진

□ 추진체계

○ 우리나라의 항공기형식증명 전문검사기관을 중심으로 연구개발을 추진하고 인증당국 지원 하에 시범인증 시 적용 가능한 실질적인 연구 성과 도출

○ Part 23급 시범인증을 통해 구축한 FAA와의 협력체계 발전 및 상호 인적 네트워크 다양화를 추진하여 차질 없는 시범인증 토대 마련

5. 최종성과물

□ 주요 최종 성과물

○ 미연방항공청(FAA)과 동등한 수준의 중소형항공기 인증법규 및 관련 훈령/고시 제·개정(안)

○ 중소형항공기 인증기준(안) 및 인증요건별 적합성입증방안 보고서

○ 인증전문인력 양성계획 및 인증기술 확보방안 보고서

○ 미연방항공청(FAA)과의 국제협력프로그램

○ BASA IPA 확대의향서

6. 연구기간 및 지원예산

□ 전 체

○ 총 연구기간 : 2년

○ 총 연구비 : 정부 30억원

(단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	계
정부	15	15	30
민간	-	-	-
총계	15	15	30

7. 기 타

○ 본 과제의 연구개발과제 보안등급은 “일반과제”임

○ 핵심과제별 연구내용, 연구기간 및 연구비는 과제제안요구서(RFP) 및 상세기획연구 보고서를 참조하여 작성

- 연구개발계획서는 과제제안요구서(RFP)에 제시된 연구내용을 반영하여 작성하되, 과제 목적 달성을 위해 반드시 필요하다고 판단되는 경우에는 일부 세부내용을 가감할 수 있으나, 그 사유와 근거를 명확히 제시하여야 함.

※ 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용

- 제시한 성과지표는 사전검토, 선정평가를 통해 조정(추가) 가능

- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

○ 연구개발 성과물의 검증 및 향후 추진계획을 필히 제시해야 함.

○ 국제공동연구 또는 전문가 활용방안

- 필요시 관련 기술 해외 선도기관과의 공동연구 추진방안 및 전문가 활용계획을 연구계획에 포함

○ 연구개발계획서에는 구체적 연구방법론이 반드시 제시되어야 함.

○ 매년 기술 및 시장 동향조사를 실시하여 차년도 연구계획에 반영

○ 공모과제와 관련하여 기 수행되었거나 현재 수행중인 과제의 연구개발결과물과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함.

○ 기 수행하였거나 현재 수행중인 유사과제와 연구내용이 중복되지 않도록 연구개발계획서를 작성하여야 함.

※ www.kictep.re.kr 열린정보, http://mdgate.ntis.go.kr의 유사과제목록 참조

- 제안된 연구내용이 타 유사과제와 연구방법이나 목표 등에서 차별화되는 경우에는 포함하여도 무방하되, 근거를 명확히 해야 함.

※ 연구개발 수행 도중 과제의 중복성이 사후에 발견되거나 연구개발목표가 다른 연구개발에 의하여 성취되어 연구개발을 계속할 필요성이 없어진 때에는 협약을 해약할 수 있음.

○ 연구관리 전문기관(한국건설교통기술평가원)은 필요시 선정된 동과제 연구책임자와 협의를 거쳐 연구개발계획서를 수정·보완(연구기간 변경, 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화)할 수 있음.

2. 본개발

가. 총괄 과제

(1) 중소형항공기 보급기반 구축 사업단 총괄 체계 관리

연구과제명	중소형항공기 보급기반 구축 사업단 총괄 체계 관리
1. 연구개발 목표	
	○ 중소형항공기 보급기반 구축 사업단의 성공적 연구성과 도출을 위한 체계 기술 관리 - “인증용 중소형항공기 개발”, “인증 체계 개발”, “중소형항공기 운용 기법 개발”, “중소형항공기 운용 인프라구축” 등 핵심과제의 기술개발 설계/제작/시험평가에 대한 체계 기술관리 - 시스템 엔지니어링 관리 (System Engineering Management) ○ 중소형항공기 보급기반 구축 사업단의 효율적 운영과 사업종합관리를 위한 체계 사업 관리 - 연차별 진도점검 및 일정관리 - 연차별 예산 조정·관리 - 연차별 중간연구결과 및 최종연구결과 점검 - 핵심과제 간 상호 연계성 관리 - 내·외부 위원회 운영 ○ 중소형항공기 보급기반 구축 사업단의 연구개발성과 보급·확산 및 홍보 총괄 ○ 중소형항공기 운용 기술, 인증체계 및 인프라 구축을 통해 국내 항공기술 선진화를 통한 국가적 중소형항공기 체계 확보 및 국가 경쟁력 확보
2. 연구개발 필요성 및 기술동향	
□연구개발의 필요성	○ 국내·외 항공교통수요에 대비한 차세대 항공교통수단으로서 민간 항공기 개발 시 인증 및 시험 등에 필요한 필수 핵심기술을 개발이 필요 ○ 항공우주기술 및 산업기술의 급속 발전에 따라 항공기 개발에 적용되는 기술도 지속적으로 고도화, 복잡화, 소프트웨어화 되고 있음

○ 중소형항공기에 대한 최소한의 안정성이 확보되지 않는다면 일반적인 공역 또는 복잡한 지역의 상공에서는 중소형항공기의 비행이 제한될 수밖에 없으므로, 상용화를 위한 중소형항공기는 개발과 함께 인증활동이 병행이 필요

○ 활용가치 및 수요가 상당할 것으로 예견되는 중소형항공기의 시장을 선점하기 위해서는 중소형항공기의 개발 외에도 인증이 필수적임.

□기술동향

< 국 내 >

○ 국토해양부 항공선진화사업으로 4인승 프로펠러 항공기 개발 및 한·미간 소형항공기급(FAR Part 23급) 상호항공안전협정(BASA) 체결사업 진행 중이며, 민수용 제트기에 대한 기술력은 미흡함.

< 국 외 >

○ 비즈니스기의 세분시장(Market segment) 다양화에 따라 1,000~1,500만 달러 수준의 경량 기종(Super Light Jet)에 대한 관심이 높아지고 있음. Super Light Jet은 2,000만 달러 내외인 중급 기종(Mid-size Jet)과 유사한 안락성과 비행성능을 보다 저렴한 가격에 제공할 수 있어 미래 시장수요도 낙관적으로 전망되고 있음.

○ 세계적인 친환경 요구조건 강화에 따라 엔진 개선, 복합소재를 통한 기체 경량화 등 운영비용 절감을 위한 기술이 연구되고 있으며, 또한 비행성능 개선 및 안전성 확보를 위해 공력형상 개선, 항전시스템 최신화 등 다각적으로 기술개발을 검토하고 있음.

○ 현재까지 캐나다의 Bombardier社의 Learjet 45XR과 미국의 Cessna社의 Citation XLS+이 인증을 취득하였음.

3. 연구개발 내용

○ 중소형항공기 보급기반 구축 사업단 체계 사업 관리
- 사업단 총괄 사업관리 (인력/일정/사업비)
- 연차별 진도점검 및 일정관리
- 연차별 예산 조정·관리 및 정산
- 연차별 중간연구결과 및 최종연구결과 점검
- 핵심과제간 상호 연계성 관리
- 내·외부 위원회 운영

- 전문 연구사업관리 시스템 구축
- 국가연구개발사업 조사·분석·평가 관련 업무 협조
- 국외 협력기관 관련 총괄 업무

○ 중소형항공기 보급기반 구축 사업단 체계 기술 관리
- 설계 검증 기술 관리
  : 설계검증 계획 수립과 인증기술 핵심과제간 목표/일정 부합성 검토
  : 체계 및 개발 규격서 등 진행현황 검토

○ 중소형항공기 보급기반 구축 사업 목표달성을 위해 핵심과제간 상이점 조율

○ 중소형항공기 보급기반 구축 사업단의 연구개발성과 보급·확산 및 홍보 총괄
- 연구성과 및 개발자료 DB 구축·관리
- 연구기관 정책 협조
- 국내외 전시회 참가 및 홍보 등 대외 관련 업무 협조

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략

○ 국가연구개발사업 조사·분석·평가의 성과지표를 참조하고 기본지표로 설정하여 엄격한 성과관리를 수행
- 공통적인 성과부분을 평가하고, 각 사업 분야별 특성화된 성과부분을 추가지표로 설정하여 성과를 효과적으로 측정
- 사업 분야별로 지표에 가중치(점수) 부여를 다르게 설정하여 성과 측정을 더욱 효과적으로 도출토록 함.

○ 산출 연구사업 성과 및 자료의 국내 관련 산·학·연이 공동으로 활용할 수 있는 전문 DB를 구축하고 특히 연구 사업비의 공정하고 객관성 있는 투입·관리를 위해 전문 연구 사업관리 시스템을 구축

○ 중소형항공기 상업화를 구축시키기 위한 국가적 인증체계 구축이라는 목적에 부합할 수 있도록 국가 중소형항공기 인증, 운용기술 및 인프라 구축을 최우선으로 추진하고 관리함.

○ 제한된 국내 항공기 개발 시설의 효율적인 운용을 위하여, 산·학·연에 산재해 있는 인증시험 시설을 활용한 인증시험을 수행함으

로써 경제적인 인증용 중소형항공기 체계 개발을 추진함.

□ 추진체계

○ 국내 중소형항공기 운용기반 구축과 국내 민간 항공산업계에서 고루 활용 가능한 시스템 구축 및 인증 체계, 운용 인프라 기반을 구축하기 위한 추진체계를 구축함.

○ 사업단 산하에 핵심과제별 운영위원회 및 평가위원회를 두어 중간 및 연차별 결과에 대한 관리 시스템 및 조정시스템 구축
- 공식 기술검토회의 추진함.

5. 사업기간 및 소요예산

○ 총 연구기간 : 6년

○ 총 연구비 : 정부 300억원

(단위 : 억원)

	3차년도	4차년도	5차년도	6차년도	7차년도	8차년도	계
정부	49.67	53.44	59.07	45.94	45.94	45.94	300
민간	-	-	-	-	-	-	-
총계	49.67	53.44	59.07	45.94	45.94	45.94	300

6. 기타

○ 본 과제의 연구개발과제 보안등급은 “일반과제”임

○ 핵심과제별 연구내용, 연구기간 및 연구비는 과제제안요구서(RFP) 및 상세기획연구보고서를 참조하여 작성

- 연구개발계획서는 과제제안요구서(RFP)에 제시된 연구내용을 반영하여 작성하되, 과제 목적 달성을 위해 반드시 필요하다고 판단되는 경우에는 일부 세부내용을 가감할 수 있으나, 그 사유와 근거를 명확히 제시하여야 함.

※ 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용

- 제시한 성과지표는 사전검토, 선정평가를 통해 조정(추가) 가능

- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

○ 연구개발 성과물의 검증 및 향후 추진계획을 필히 제시해야 함.

○ 국제공동연구 또는 전문가 활용방안

- 필요시 관련 기술 해외 선도기관과의 공동연구 추진방안 및 전문가 활용계획을 연구계획에 포함

○ 연구개발계획서에는 구체적 연구방법론이 반드시 제시되어야 함.

○ 매년 기술 및 시장 동향조사를 실시하여 차년도 연구계획에 반영

○ 공모과제와 관련하여 기 수행되었거나 현재 수행중인 과제의 연구개발결과물과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함.

○ 기 수행하였거나 현재 수행중인 유사과제와 연구내용이 중복되지 않도록 연구개발계획서를 작성하여야 함.

※ www.kictep.re.kr 열린정보, http://mdgate.ntis.go.kr의 유사과제 목록 참조

- 제안된 연구내용이 타 유사과제와 연구방법이나 목표 등에서 차별화되는 경우에는 포함하여도 무방하되, 근거를 명확히 해야 함.

※ 연구개발 수행 도중 과제의 중복성이 사후에 발견되거나 연구개발목표가 다른 연구개발에 의하여 성취되어 연구개발을 계속할 필요성이 없어진 때에는 협약을 해약할 수 있음.

○ 연구관리 전문기관(한국건설교통기술평가원)은 필요시 선정된 동과제 연구책임자와 협의를 거쳐 연구개발계획서를 수정·보완(연구기간 변경, 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화)할 수 있음.

(2) 중소형항공기 보급기반 구축 사업단

사업단명	중소형항공기 보급기반 구축 사업단
1. 사업추진 최종목표	○ 국내 및 동북아 항공교통수요에 대비한 차세대 항공교통수단으로서 중소형항공기 개발에 필요한 인증용 중소형항공기 제작, 인증체계 개발, 종합 운용체계 및 운용 인프라 구축, 중소형항공기 운용기술 개발 등을 수행함으로써 중소형항공기의 상업화와 관련된 핵심기술을 개발하여 중소형항공기 인증 및 운용 체계를 구축하고 국가 인프라를 구축
2. 사업 최종성과물	○ 중소형항공기 상업화를 위한 시제기 개발 - 시범 인증용 중소형항공기 체계 1식 개발 - 중소형항공기 개발 시 인증 및 시험 등에 필요한 필수 핵심 기술 및 시험평가시설 확보 - 국내 감항 당국의 인증 획득 ○ 중소형항공기 인증기술 개발 및 시범 인증 - 중소형항공기 및 시스템 인증체제 및 인증절차 개발 - 중소형항공기 인증수행 인력의 양성 및 국제적 수준의 인증기술 확보 - 중소형항공기 시범 사업 인증 ○ 중소형항공기 운용체계 연구개발 - 안전하고 효율적인 중소형항공기 운용 체계 및 기법 개발 - 중소형항공기의 안전한 운용을 위한 요소기술 개발 - 시범용 중소형항공기에 기술 적용, 시험 운항 통한 검증 ○ 중소형항공기 운용 인프라 구축 - 안전하고 효율적인 중소형항공기 운용시설 구축 - 중소형항공기 운용에 필요한 인적 자원 양성 (조종사, 운용요원, 정비사 등) - 시범용 중소형항공기에 기술 적용, 시험 운항 통한 검증
3. 사업추진 필요성	
□ 연구개발의 필요성	○ 향후 중소형항공기 시장은 항공 산업에서 앞으로 가장 유망한 시장의 하나로 자리매김 할 것으로 예상함. ○ 중소형항공기는 특히 중소형의 경우 항공 산업의 축적된 경험 및

인프라가 부족한 우리나라에서도 비교적 쉽게 진입이 가능하며, 각종 기술표준이 부재한 현 상황에서 시장 및 제반 기술을 선점함으로써 향후 관련 분야의 선점 및 선도가 가능함.

○ 기술적 측면
- 중소형항공기의 설계/제작 전 과정(개념설계, 상세설계, 제작, Verification & Validation 등)에 대해 인증 제도상의 요구 조건을 만족시키는 표준을 제시하고 보급
- 민간용으로 사용될 중소형항공기 자체를 개발, 이를 통해 중소형항공기의 신뢰성 증대 및 전반적 기술 수준의 향상
- 중소형항공기 실용화 및 운용기술 개발 연구는 과학기술 전반에 큰 파급효과를 미칠 것으로 예상됨.
- 설계/제작된 인증용 중소형항공기의 적절한 운용기법을 연구하여 운용 체계 및 인프라가 타당하게 구축되었는지 시뮬레이션 및 실제 운용을 통해 검증하고, 문제가 발견될 경우, 해당 제도 및 인프라를 보완하는 중소형항공기의 전주기적 연구를 수행 가능함.

○ 경제, 산업적 측면
- 향후 중소형항공기에 대해 상호안전협정 등과 관련한 유사 제도가 도입될 경우, 본 연구는 이에 대한 선제적이고 신속한 대응을 위한 바탕이 됨.
- 중소형항공기 시장의 분석에 근거한 인증용 중소형항공기 기종의 전략적 선택을 통하여 해당 중소형항공기의 수출 및 유사 기능 중소형항공기의 수입 대체에 의한 경제적인 효익
- 안전성 및 운항 인증을 확보한 인증기의 개발을 통해 민간 및 공공 목적용 중소형항공기 시장을 창출하여 향후 고부가가치 사업으로 발전 가능
- 중소형항공기 분야는 그 폭발적 성장이 임박한 산업으로서 세계 각국의 적극적으로 참여

○ 사회 문회적 측면
- 현재 그 기반이 취약한 중소형항공기 개발 관련 전문 인력의 양성 효과 발생
- 특히, 현재 우리나라 항공 산업에 절대적으로 부족한 표준화/체계화된 절차에 근거한 중소형항공기 설계/제작 기술을 갖춘 인력을 배출
- 중소형항공기의 설계, 제작 단계부터 운용에 이르기까지 인증을 통하여 운용 방안을 확립함으로써 항공 안전의 질적 수준을

	선진국 수준으로 혁신
□ 기술동향	○ 국내기술동향 - 국토해양부 항공선진화사업으로 4인승 프로펠러 항공기 개발 및 한·미간 소형항공기급(FAR Part 23급) 상호항공안전협정(BASA) 체결사업 진행 중이며, 민수용 제트기에 대한 기술력은 미흡함. ○ 국외기술동향 - 비즈니스기의 틈새시장 확대에 따라 대당 2~3백만 달러 내외의 저렴한 초소형기(Very Light Jet)가 2006연말부터 출시되기 시작하였으며, 고급/장거리 고객층을 위해 객실공간 및 운항거리를 증대한 최신형기도 개발되고 있음. - Very Light Jet은 초소형 터보팬 엔진의 상용화, 복합소재의 기체 경량화, 조종사 업무량을 최소화하는 첨단 항전시스템 등을 기반으로 하여 1990년대부터 여러 업체들이 앞 다투어 상용화 개발을 추진하고 있음. - 현재까지 미국 Eclipse Aviation社의 Eclipse500, Cessna社의 Mustang 등 2개 기종이 형식증명을 취득하였고 2007~2010년에는 미국 Adam Aircraft社의 A700, 브라질 Embraer社의 Phenom 100, 일본 Honda Aircraft社의 Honda-Jet 등이 추가로 인증 획득할 것으로 전망됨.
4. 추진전략 및 목표	
□ 추진전략	○ 시스템 기술을 접목하여 통합적 개발 체계구축 - 중소형항공기 및 관련기술은 대표적인 시스템 기술로 산·학·연간의 연계와 관련 기술분야 간의 연계성을 극대화하여 효율적인 개발체계를 구축 ○ 중소형항공기 인증체계 개발 및 인증용 중소형항공기 체계 개발을 우선적으로 추진 - 중소형항공기 인증체계 개발 사업은 중소형항공기의 상업화를 보급하기 위한 국가 핵심인프라인 상업화에 필요한 제반 인증체계 구축을 목적으로 하므로 공공기관 주도로 국내 산업체와 학계의 광범위한 참여를 유도 - 제한된 국내 항공기 개발 시설의 효율적인 운용을 위하여, 산/학/연에 산재해 있는 인증시험 시설을 활용한 인증 시험을 수행함으로써 경제적인 인증용 중소형항공기 체계 개발을 추진 - 국가 감항당국과의 유기적 협력관계를 통해 소요되는 법체계 및 국가 인증체계 구축 ○ 중소형항공기 운용기법 개발을 통하여 신뢰성 향상

- 중소형항공기 공영 통합운용 연구, 충돌회피 기법, 자동정밀 이착륙 등의 운용기법 개발을 통하여 중소형항공기 운용에 대한 안전성을 증대, 신뢰성 향상

○ 시범 사업 도출
- 사업단에서 개발한 성과물을 사업화로 연계하기 위해 민간 주도로 사업을 진행하여 실용화 진행

○ 국가적 종합전략 수립
- 상용 민간 중소형항공기 보급기반 구축사업의 활성화를 위해 국가차원의 관련법 제안 및 입법화, 관련기구 설립, 전문인력 양성을 위한 전략적 프로그램 개발 추진

※ 사업단 과제 추진 시 사업단 목표에 맞게 기술 환경 변화를 고려하고 사업단 상세기획을 통한 세부과제(기획공모) 또는 추가적인 요소기술개발과제(제안공모)를 반드시 포함하되 전문기관과 협의 후 진행

□ 목표

○ 중소형항공기 시범기 제작, 인증체계 구축, 인증 가능한 중소형항공기 및 운용기법을 개발, 운용인프라 구축
- 최신 시스템공학 기반 설계 절차, 상세 설계용 고 정확도 해석 툴을 함께 적용하여, 임무 분석, 공력/구조 연계, 비행제어 등 중소형항공기 관련 구성 분야 각각 및 이들의 융합에서 발생 가능한 기술 난제를 해결하는데 연구 역량을 집중
- 인증 절차를 고려한 중소형항공기의 설계, 제작 및 Test bed 시험 연구를 통하여 중소형항공기 제작의 안전성과 신뢰성을 보장할 수 있는 개발 표준화 체계를 중소형항공기 인증 단계로 분류 및 정의
- 개발된 인증 체계를 실제 적용해볼 수 있는 인증용 시제기를 인증 절차에 따라 상세 설계, 이를 바탕으로 실제 제작
- 제작된 중소형항공기를 운용, 관제 Test bed 에 투입하여 시험을 통한 상용화

5. 사업단 추진체계

○ '13년 3월 수립된 “건설교통 R&D 혁신로드맵”에 의거 비전과 전문지식을 갖춘 사업단장이 과제를 전체적으로 관리하는 책임운영체계 도입
- 연구개발·시험평가·성과확산 등 연구사업의 전주기적 경영관리 업무를 총괄하는 역할 수행
- 사업단장에게 핵심 및 세부과제 구성, 연구팀 편성, 연구비 배정

등에 관한 권한을 부여하고 엄정한 평가로 이에 대한 책임부여

※ 세부사항은 “건설교통기술연구개발사업 사업단운영관리지침(’06. 9)”을 따름

6. 핵심과제 구성 내용

○ 제 1 핵심과제 : 중소형항공기(Part 25급) 시제기 개발

- 비전 및 목표
  - ■ 개발된 중소형항공기를 이용하여 기술 사장방지 및 경제적 이점을 동반한 중소형항공기 시스템 도입

- 중점요소기술
  - ■ 비행체 및 비행체 시스템 통합
  - ■ 항공전자 시스템
  - ■ 통신 장비
  - ■ 관제 장비

○ 제 2 핵심과제 : 중소형기급 인증기술 개발 및 시범인증(BASA체결)

- 비전 및 목표
  - ■ 중소형항공기 인증체제 및 인증절차를 구축하여 중소형항공기의 시범사업 인증 초기단계부터 적용
  - ■ 중소형항공기 인증수행 인력의 양성 및 국제적 수준의 인증기술 확보
  - ■ 중소형항공기 시범사업 인증을 통해 독자적인 인증능력을 확보

- 중점요소기술
  - ■ 중소형항공기 및 시스템 인증체제 및 인증절차 개발
    : 중소형항공기 관련 국제민간항공협약 및 ICAO SARPs 요건 분석
    : 국내외 법적 요건 분석 및 관련 국내법규 정비
    : 중소형항공기 및 시스템 인증을 위한 기술수준 개발 및 정비
    : 분야별 적합성 입증 핵심요소에 대한 세부기준 개발
    : ICAO 및 해외 인증당국과의 국제협력프로그램 수립, 이행
  - ■ 중소형항공기 인증수행 인력의 양성 및 국제적 수준의 인증기술 확보

: 중소형항공기 안전을 위한 분야별 인증기술 확보
: 인증수행 전담 인력의 양성 및 확보
: 인증기술 확산을 위한 산업체 지원 프로그램 수립

■ 중소형항공기 시범사업 인증
: 시범사업 중소형항공기에 대한 형식증명 업무 수행
: 시범사업 단계별 신청자 지원 및 지도
: 시범사업 인증활동을 통한 적합성 입증 지침서 개발

○ 제 3 핵심과제 : 중소형기급 제작/운용 인프라 구축 및 사고예방기술 개발

- 비전 및 목표
  ■ 안전하고 효율적인 중소형항공기 운용 체계 및 기법 개발
  ■ 시범용 중소형항공기에 기술 적용, 시험 운항 통한 검증

- 중점요소기술
  ■ Material data base 구축
  : 항공기 개발에 활용 가능한 material data base 구축
  ■ 안전하고 효율적인 중소형항공기 운용 체계 및 기법 개발
  : 중소형항공기의 동역학적 특성 고려한 시스템 모델링
  : 항공기 운용 공역 모델링 개발
  : 지형정보, 전파정보 데이터 구축
  : 항공기 통합 운용 시뮬레이션 환경 개발
  ■ 시범용 중소형항공기에 기술 적용, 시험 운항 통한 검증
  : 시범사업 중소형항공기에 대한 운용기법 적용 및 검증

7. 민간 주도 시범 사업 육성

○ 개발기술의 실용화 및 사업화를 위한 민간 주도적인 시범 사업이 필요하며, 세부 내용은 다음과 같음
- 응용분야 : 개발된 운영 체계 등을 바탕으로 민간 주도의 시범사업 운용으로 중소형항공기 공공 및 상업용 실용화 구축 및 신뢰성 증대
- 운용시기 : 사업기간 내에 시작

8. 사업단장

○ 주요 임무
- 건설교통 R&D 혁신로드맵에 의거하여 연구개발 과제를 전체적으로 관리하고 책임 운영
- 연구개발·시험평가·성과확산 등 연구사업과 Test Bed 시범사업

의 전주기적 경영관리 업무를 총괄하는 역할 수행

○ 자격요건

- 각 핵심과제와 세부과제간의 이해관계 조절 및 개발 결과물을 실용화할 수 있는 리더쉽과 이를 증명할 수 있는 대형과제 수행 업적 보유
- 핵심과제 및 세부과제의 연구성과를 점검, 연구개발기간 중에 주요 발표회를 개최하기 위한 행정력과 항공분야의 전문지식을 겸비
- 개발결과물을 실용화하기 위한 민간주도 시범 사업의 운영시 관련 이해 단체나 지자체 등과 원활한 대외 업무 조율 능력 보유
- 항공관련 분야에 대한 학문적 지식 기반과 더불어 해당 분야에 다년간 종사하면서 꾸준한 관심과 성과를 보유
- 대규모 조직을 직접 지휘·관리해 본 경력과 관련분야에서의 수년간의 경력을 보유

9. 사업단 운영형태 및 실용화 방안

○ 사업단 운영형태

- 사업단 : 법인 또는 독립된 조직형태의 사업단 구성
- 산·학·연·관의 연계를 활용한 역할분담과 효율적인 운영체계를 확립

※ 세부사항은 “건설교통 기술연구 개발사업 사업단 운영관리지침('06.9)”에 따름

○ 실용화 방안

- 건설교통부 및 지자체, 산학연의 적극적인 참여를 유도하여 사업화로 연계될 수 있는 혁신적 종합 실행 프로그램 개발
- 사업단장이 사업의 전체에 대한 실용화 방안 제시
- 사업단장이 각 핵심과제별로 구체적인 실용화 방안 제시

10. 단계별 사업기간 및 소요예산

□ 전 체

○ 사업기간 : 2014년 ~ 2022년(8년)

○ 사업예산

- 총사업비 : 8,416억원

7. 기 타

○ 사업단의 목표달성을 위한 조직체계 및 인력 투입방안 제시

○ 사업단장 선정 후 사업운영계획에 따라 과제내용이 일부 변경될 수 있음.

○ 필요시 사업단 총괄과제 제안 가능

○ 기타 세부사항은 ‘건설교통 R&D 혁신로드맵 보고서(2006, 건설교

통부·한국건설교통기술평가원)' 및 '항공안전기술개발 사업단기획 최종보고서 (2007.10, 건설교통부, 한국건설교통기술평가원)' 참조

○ 본 과제의 연구개발과제 보안등급은 "일반과제"임.

○ 핵심과제별 연구내용, 연구기간 및 연구비는 과제제안요구서(RFP) 및 상세기획연구보고서를 참조하여 작성

- 연구개발계획서는 과제제안요구서(RFP)에 제시된 연구내용을 반영하여 작성하되, 과제 목적 달성을 위해 반드시 필요하다고 판단되는 경우에는 일부 세부내용을 가감할 수 있으나, 그 사유와 근거를 명확히 제시하여야 함.

※ 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용

- 제시한 성과지표는 사전검토, 선정평가를 통해 조정(추가) 가능
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

○ 연구개발 성과물의 검증 및 향후 추진계획을 필히 제시해야 함

○ 국제공동연구 또는 전문가 활용방안

- 필요시 관련 기술 해외 선도기관과의 공동연구 추진방안 및 전문가 활용계획을 연구계획에 포함

○ 연구개발계획서에는 구체적 연구방법론이 반드시 제시되어야 함.

○ 매년 기술 및 시장 동향조사를 실시하여 차년도 연구계획에 반영

○ 공모과제와 관련하여 기 수행되었거나 현재 수행중인 과제의 연구개발결과물과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함.

○ 기 수행하였거나 현재 수행중인 유사과제와 연구내용이 중복되지 않도록 연구개발계획서를 작성하여야 함.

※ www.kictep.re.kr 열린정보, http://mdgate.ntis.go.kr의 유사과제 목록 참조

- 제안된 연구내용이 타 유사과제와 연구방법이나 목표 등에서 차별화되는 경우에는 포함하여도 무방하되, 근거를 명확히 해야 함.

※ 연구개발 수행 도중 과제의 중복성이 사후에 발견되거나 연구개발목표가 다른 연구개발에 의하여 성취되어 연구개발을 계속할 필요성이 없어진 때에는 협약을 해약할 수 있음.

○ 연구관리 전문기관(한국건설교통기술평가원)은 필요시 선정된 동 과제 연구책임자와 협의를 거쳐 연구개발계획서를 수정·보완(연구기간 변경, 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화)할 수 있음.

다. 핵심 1 - 중소형항공기(Part 25급) 시제기 개발

(1) 중소형항공기(Part 25급) 시제기 개발

과제명	중소형항공기(Part 25급) 시제기 개발
1. 연구 목표	
	○ 국내·외 항공교통수요에 대비한 차세대 항공교통수단으로서 민간 항공기 개발 시 인증 및 시험 등에 필요한 필수 핵심기술을 개발 ○ Part 25 항공기급 상호항공안전협정(BASA) 체결 추진에 필요한 미 항공국(FAA)의 기술 평가를 위해 수행되어야 하는 FAR Part 25급을 충족하는 시범인증(Shadow Certification)용 중소형 항공기 개발 ○ 세계 항공교통수요에 부응하는 항공기 개발과 국내 인증기관의 형식증명 획득 및 FAA 형식증명 획득을 위한 요구서류 준비
2. 연구 필요성 및 기술동향	
□ 연구의 필요성	○ 국내 개발 민간항공기의 운용 안전성 확보 및 해외 수출을 위해서는 선진국과 동등한 수준의 인증체계와 관련기술 확보가 필수적임. ○ 단거리 운항용 항공 교통수단으로서 민간 항공기의 수요가 급증하여 이에 대한 국가적 준비로 민간 항공기 개발 및 인증 체계 확보가 필요하며 FAR Part 25급 항공기 BASA 체결을 위해서는 시범인증(Shadow Certification)이 필수적임.
□ 기술동향	< 국 내 > ○ 국토해양부 항공선진화사업으로 4인승 프로펠러 항공기 개발 및 한·미간 소형항공기급(FAR Part 23급) 상호항공안전협정(BASA)체결사업 진행 중이며, 민수용 제트기 개발 및 Part 25급 항공기 인증에 대한 기술력은 미흡함. < 국 외 > ○ 비즈니스기의 세분시장(Market segment) 다양화에 따라 1,000~1,500만 달러 수준의 경량 기종(Super Light Jet)에 대한 관심이 높아지고 있음. Super Light Jet은 2,000만 달러 내외인 중급 기종(Mid-size Jet)과 유사한 안락성과 비행성능을 보다 저렴한 가격에 제공할 수 있어 미래 시장수요도 낙관적으로 전망되고 있음.

○ Super Light Jet 시장은 현재 제작사가 북미 지역의 2개 업체(Cessna, Bombardier) 만 있으며 신규진입 계획 중인 업체가 없으므로, 후발주자에 대한 시장진입 장벽이 상대적으로 낮은 상황임.

○ 세계적인 친환경 요구조건 강화에 따라 엔진 개선, 복합소재를 통한 기체 경량화 등 운영비용 절감을 위한 기술이 연구되고 있으며, 또한 비행성능 개선 및 안전성 확보를 위해 공력형상 개선, 항전시스템 최신화 등 다각적으로 기술개발을 검토하고 있음.

3. 연구 내용

□ 연구내용

○ 민간항공기 개발 과정 중 필수적으로 요구되는 운용한계 설정, 기본설계 및 상세설계 검증, 구조, 계통, 객실, 추진장치, 성능 등 관련 인증평가 기준을 개발하고 시험평가까지 일련의 항공기 개발 및 인증과정을 통해 국내 형식증명 획득 및 나아가 미국 FAA로부터 중소형(FAR Part 25급) 항공기의 인증 획득을 위한 요구서류 준비를 목표로 함.

○ 연구 개발 대상 항공기 및 사업 범위

- 중소형(FAR Part 25급) 항공기 개발 완료 및 국내 형식증명 획득을 목표로 함.

○ 세부 연구 내용

1. 개념 정의/기술 위험도 완화 연구
   - 항공기 형상정의(반복설계 기법 적용)
   - 형상 확정을 위한 풍동시험, 주요구조물 사전 시험 등 필수 시험
   - 시장 세부 분석 및 마케팅 방안 도출
     ※ 항공기급 BASA 추진을 위해서는 국내에서 개발하고자 하는 항공기에 대하여 미국내의 고객(구매자)을 대상으로 한 마켓팅 활동이 필요함.
   - 엔진, 착륙장치, 항공전자등 주요장비 확보방안 도출

2. 개발 관리
   - 엔진, 항공 전자, 주요장비, 구조물 등 공급업체의 투자 유도 및 도입 관리
   - 소요 장비 구매 및 유지 관리
   - 항공기 제작사 인증 체계 구축

3. 체계 개발
   - 기본설계(외형설계, 내부배치 설계, 성능해석, 형상 확정, 중량해석, 형상관리 등)

- 공력해석(전산유체해석, 관련 풍동시험, 조종안정성 해석 등)
- 구조해석(플러터해석, 하중해석, 응력해석, 손상허용해석, 물성치확보 시험 등)
- 구조설계(동체, 날개, 꼬리날개 등)
- 세부계통 설계 및 해석(착륙장치, 산소, 환경제어, 비행조종, 엔진, 전기, 배선, 항공전자 등)
- 제품보증 해석(신뢰성, 안전성, 정비성 해석 등)

4. 시험 평가
- 실험실 시험(시편시험, 화염시험, 재료시험, 구조시험 등)
- 지상 시험(계통시험, EMI /EMC 시험, 엔진 작동시험, 지상진동시험 등)
- 비행 시험(비행시험준비, 개발 비행시험, 인증 비행시험, 기능 및 신뢰성 확인 시험 등)

5. 시제기 제작
- 엔진장착, 장비 장착, 동체 및 날개 조립 등 항공기 완성
- 비행 시제기 4대
- 전기체 구조시제기 2대(정하중, 피로하중 시험용)

6. 시제기 제작 인프라
- 치공구 설계 및 제작
- 항공기 부품 제작 및 소조립 관련 기술
- 항공기 제작을 위한 생산기술
- 품질 보증 및 합치성 검사 지원

7. 제작증명 시범기
- 제작증명을 위한 시범기 제작
- PC 획득을 위한 품질시스템 구축
- 제작증명 시범기 감항증명(AC) 획득

□ 보고서 제출	○ 중간보고서 : 협약일로부터 매년 중간보고서 제출 ○ 최종보고서 : 협약 종료 시점

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략	○ 추진전략 - “항공기 안전 인증기술 개발”과제와 진행일정을 효율적으로 연계하

여 국내 항공기 인증 획득과 BASA 체결을 위한 항공기 제조사 인증 체계를 구축하고 미국 형식증명 획득의 발판을 마련함.
- 시장조사 및 마케팅 분석을 통하여 목표성능을 구체화 하고 항공기 제작원가 절감 방안 연구등을 통하여 연구 종료 후 시장진입이 용이 하도록 추진

□ 추진체계

○ 추진체계
- 특정분야에 있어 국내외 공동 또는 위탁을 통한 연구 수행
- 항공선진국과의 연구협력 체제 구축을 통하여 국제적인 연구 교류의 활성화 추진
- 해외연구기관을 활용한 해외기술조사, 기술연수 및 기술도입, 공동연구 등을 추진

○ 사업수행자격
- 항공기 체계 개발 경험을 보유한 항공기 제조사로 형식 증명, 생산증명 및 계속 감항성 유지 체계구축에 적합하여야 함.

5. 최종 성과물

□ 주요 최종성과물

○ 12인승급 소형제트기 개발
○ 국내 형식증명 획득

6. 연구기간 및 지원예산

○ 총 연구기간 : 6년
○ 총 연구비 : 정부 4,775억원
민간 1,591억원
총계 6,366억원

(단위 : 억원)

	3차년도	4차년도	5차년도	6차년도	7차년도	8차년도	계
정부	694.5	1,025.25	1,290	972.75	786	481.5	5,250
민간	231.5	341.75	430	324.25	262	160.5	1,750
총계	926	1,367	1,720	1,297	1,048	642	7,000

7. 기 타

○ 본 과제의 연구개발과제 보안등급은 “일반과제”임

○ 핵심과제별 연구내용, 연구기간 및 연구비는 과제제안요구서(RFP) 및 상세기획연구 보고서를 참조하여 작성

- 연구개발계획서는 과제제안요구서(RFP)에 제시된 연구내용을 반영하여 작성하되, 과제 목적 달성을 위해 반드시 필요하다고 판단되는 경우에는 일부 세부내용을 가감할 수 있으나, 그 사유와 근거를 명확히 제시하여야 함.

※ 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용

- 제시한 성과지표는 사전검토, 선정평가를 통해 조정(추가) 가능
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

○ 연구개발 성과물의 검증 및 향후 추진계획을 필히 제시해야 함.

○ 국제공동연구 또는 전문가 활용방안

- 필요시 관련 기술 해외 선도기관과의 공동연구 추진방안 및 전문가 활용계획을 연구계획에 포함

○ 연구개발계획서에는 구체적 연구방법론이 반드시 제시되어야 함.

○ 매년 기술 및 시장 동향조사를 실시하여 차년도 연구계획에 반영

○ 공모과제와 관련하여 기 수행되었거나 현재 수행중인 과제의 연구개발결과물과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함.

○ 기 수행하였거나 현재 수행중인 유사과제와 연구내용이 중복되지 않도록 연구개발계획서를 작성하여야 함.

※ www.kictep.re.kr 열린정보, http://mdgate.ntis.go.kr의 유사과제목록 참조

- 제안된 연구내용이 타 유사과제와 연구방법이나 목표 등에서 차별화되는 경우에는 포함하여도 무방하되, 근거를 명확히 해야 함.

※ 연구개발 수행 도중 과제의 중복성이 사후에 발견되거나 연구개발목표가 다른 연구개발에 의하여 성취되어 연구개발을 계속할 필요성이 없어진 때에는 협약을 해약할 수 있음.

○ 연구관리 전문기관(한국건설교통기술평가원)은 필요시 선정된 동과제 연구책임자와 협의를 거쳐 연구개발계획서를 수정·보완(연구기간 변경, 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화)할 수 있음.

라. 핵심 2 - 중소형기급 인증기술 개발 및 시범인증(BASA체결)

(1) 중소형항공기(Part 25급) 인증기술개발 및 시범사업 인증

과제명	중소형항공기(Part 25급) 인증기술개발 및 시범사업 인증
1. 연구 목표	
	○ Part 25급 인증시스템 구축 및 인증기술능력 확보 ○ 중소형항공기 인증(형식/제작/초도감항증명 발급) ○ BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25)
2. 연구개발 필요성 및 기술동향	
□ 연구개발의 필요성	○ 국내 개발 Part 25급 중소형항공기의 해외 수출을 위해서는 미국과의 BASA IPA를 Part 23급에서 Part 25급으로 확대가 선결조건임. ○ 미국연방항공청은 BASA IPA 확대에 앞서 시범인증 사업을 통해 상대국의 인증시스템, 인증체계 및 절차, 인증기술능력 등이 미국과 동등한 수준인지를 평가하고 그 결과에 따라 확대 여부를 결정하고 있음. ○ 특히, Part 25급은 BASA IPA의 최종 단계로서 미국은 항공기 인증 및 운항을 포함한 항공안전 분야가 미국과의 동등성을 가지고 있는지를 시범인증 과정에서 종합적으로 평가할 것임. ○ 따라서, 미국과의 BASA IPA를 Part 25급으로 확대하기 위해서는 다음의 연구를 통해 우리나라의 인증시스템 및 인증기술 능력이 미국과 동등한 수준 이상임을 입증할 것이 요구됨. - 탐색개발 단계에서 구축한 Part 25급의 종합적인 인증체계/절차를 중소형항공기 시범인증 시 적용하면서 지속적인 평가를 통해 개선하기 위한 연구 ・미연방항공청(FAA)의 기술평가 과정에서 미국 대비 우리나라 인증시스템의 동등성을 지속적으로 유지하고 입증 - 소형항공기를 통해 확보한 인증기술능력을 Part 25급의 인증이 가능하도록 제고하고 인증전문인력을 보다 세분화된 기술분야별로 체계적으로 양성함으로서 선진기술 수준의 Part 25급 인증능력을 확보하기 위한 연구 - 실질적인 FAA 기술평가가 가능하도록 중소형항공기의 시범 인증을 수행하면서 BASA IPA 확대를 추진
□ 기술동향	<국 내>

○ 우리나라와 미국 간에 체결된 기술표준품(TSOA)급 BASA IPA를 기반으로 현재 통합항전(MFD)에 대한 기술표준품형식승인등 항공기부품 및 장비품의 개발/인증 과제가 진행 중이며, 부품개발 수요가 점차 증대할 전망임.

○ 현재 항공선진화사업을 통하여 Part 23급의 소형기 인증에 필요한 인증인프라 구축이 진행 중이며, 2014년 상반기까지 현행 BASA IPA가 Part 23급으로 확대 체결될 것으로 예상됨.

<국 외>

○ 일본은 미국과 체결된 수송기급의 BASA IPA를 토대로 2008년 3월 공식개발을 시작한 MRJ(70~90인승) 비행기에 대한 미연방항공청(FAA)의 형식증명을 받기 위한 프로그램을 진행 중에 있음.

○ 중국은 2003년 1월 중국 형식증명을 신청한 Part 25급 수송급 비행기인 ARJ(70~90인승)를 "시범인증사업 (Shadow Certification)"으로 선정하고 미국과의 BASA IPA를 현재의 Part 23급에서 Part 25급으로의 BASA IPA 확대하고자 추진 중이며, 2012년 2월 비행시험 전 형식증명위원회를 개최한 후 인증비행시험을 진행 중임.

3. 연구 내용

○ 미연방항공청(FAA)과 Part 25급 중소형항공기의 시범인증을 통해 미국과 동등한 수준의 국내 인증체계/절차 및 인증기술능력을 보임으로서 현행 BASA IPA를 Part 25급으로 확대 추진

○ Part 25급 중소형항공기 종합 인증체계/절차의 운영, 발전 및 인증인력 양성과 인증기술능력 제고

- Part 25급의 종합적인 인증법규, 관련 훈령/고시 등 절차 및 지침을 시범인증에 적용
- 시범인증 과정에서 국내 인증시스템의 적정성/효율성을 지속적으로 평가 및 보완/개선
- 인증교육프로그램 등에 의한 인증전문인력의 양성
- 해외 인증전문가 활용을 통한 기술이전 등 인증기술 확보 및 제고

○ 중소형항공기 시범인증(형식/제작/초도감항증명)

- 시범인증 착수 전 단계
  - · 인증계획 수립 및 중소형항공기 제작자에 대한 인증 안내(사전 회의 등)
  - · 시범인증 착수를 위한 설계 자료 기술검토
- 시범인증(착수일로부터 5년)

・중소형항공기 형식설계 적합성 확인
・시제작 개발품에 대한 합치성 확인
・인증비행시험 및 감항성유지체계 평가

○ BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 체결
- 미연방항공청(FAA) 기술평가 수검
- BASA 확대를 위한 IPA 문안 개발 및 협상(Negotiation) 착수
- BASA IPA 확대협상 진행

<연차별 연구개발 내용>

○ 1차년도
- Part 25급 중소형항공기 종합 인증체계 및 절차 운영
- 국내 인증시스템 평가 및 보완/개선
- 인증전문인력 양성/확보 및 인증기술능력 제고
- 시범인증 착수 전 인증계획 수립 및 중소형항공기 제작자에 대한 인증 안내(사전 회의 등)
- 시범인증 착수를 위한 설계자료 기술 검토
- 중소형항공기 형식설계 적합성 확인

○ 2차년도
- Part 25급 중소형항공기 종합 인증체계 및 절차 운영
- 국내 인증시스템 평가 및 보완/개선
- 인증전문인력 양성/확보 및 인증기술능력 제고
- 중소형항공기 형식설계 적합성 확인
- 시제작 개발품에 대한 합치성 확인
- 미연방항공청(FAA) 기술평가 수검

○ 3차년도
- Part 25급 중소형항공기 종합 인증체계 및 절차 운영
- 국내 인증시스템 평가 및 보완/개선
- 인증전문인력 양성/확보 및 인증기술능력 제고
- 중소형항공기 형식설계 적합성 확인
- 시제작 개발품에 대한 합치성 확인
- 미연방항공청(FAA) 기술평가 수검

○ 4차년도
- Part 25급 중소형항공기 종합 인증체계 및 절차 운영
- 국내 인증시스템 평가 및 보완/개선
- 인증전문인력 양성/확보 및 인증기술능력 제고
- 중소형항공기 형식설계 적합성 확인
- 시제작 개발품에 대한 합치성 확인
- 미연방항공청(FAA) 기술평가 수검

○ 5차년도

- Part 25급 중소형항공기 종합 인증체계 및 절차 운영
- 국내 인증시스템 평가 및 보완/개선
- 인증전문인력 양성/확보 및 인증기술능력 제고
- 중소형항공기 형식설계 적합성 확인
- 시제작 개발품에 대한 합치성 확인
- 인증비행시험 및 감항성유지체계 평가
- 미연방항공청(FAA) 기술평가 수검

○ 6차년도
- Part 25급 중소형항공기 종합 인증체계 및 절차 운영
- 국내 인증시스템 평가 및 보완/개선
- 중소형항공기 형식설계 적합성 확인
- 시제작 개발품에 대한 합치성 확인
- 인증비행시험 및 감항성유지체계 평가
- 미연방항공청(FAA) 기술평가 수검
- BASA 확대를 위한 IPA 문안 개발 및 협상(Negotiation) 착수
- BASA IPA 확대협상 진행

□ 보고서 제출
○ 중간보고서 : 협약일로부터 매년 중간보고서 제출
○ 최종보고서 : 협약 종료 시점

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략
○ 핵심연구책임자는 단계별 목표를 수립하고, 그에 적합한 추진전략 및 일정계획 수립
○ 중소형 항공기급 BASA 시범사업 인증기에 대한 시범인증 수행으로 Part 25급의 BASA IPA 확대를 위한 토대 마련
○ BASA 체결 추진을 통해 FAA와 동등한 인증체계 및 인증절차 확보
○ 미연방항공청(FAA)과 구축한 국제협력프로그램을 지속 이행함으로서 협력관계를 유지하고 기술평가 수검에 활용
○ 해외 인증전문가를 적극 활용하여 인증기술능력을 지속 제고

□ 추진체계
○ 우리나라의 항공기형식증명 전문검사기관을 중심으로 연구개발 추진및 감항당국 지원 하에 효율적인 연구성과 도출
○ BASA IPA 체결 상대인 미연방항공청과의 협력을 기본으로 국제적인 협력관계의 외연확대 및 활성화 추진
○ 미국 이외의 항공선진국과 감항성에 관한 상호협정/협약을 병행 추진함으로서 수출기반 확대

5. 최종성과물

□ 주요 최종 성과물

○ 미연방항공청(FAA)과 동등한 수준의 인증법규 및 인증절차
○ 미연방항공청(FAA)과 동등한 수준의 인증전문인력 및 인증기술 능력
○ 중소형항공기 시범사업 인증(형식증명, 제작증명, 감항증명 획득)
○ 중소형 항공기급 BASA 협상을 위한 IPA 문안

6. 연구기간 및 지원예산

□ 전 체

○ 총 연구기간 : 6년
○ 총 연구비 : 정부 680억원

(단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	6차년도	계
정부	80	110	130	130	130	100	680
민간	-	-	-	-	-	-	-
총계	80	110	130	130	130	100	680

7. 기 타

○ 본 과제의 연구개발과제 보안등급은 “일반과제”임
○ 핵심과제별 연구내용, 연구기간 및 연구비는 과제제안요구서(RFP) 및 상세기획연구보고서를 참조하여 작성
- 연구개발계획서는 과제제안요구서(RFP)에 제시된 연구내용을 반영하여 작성하되, 과제 목적 달성을 위해 반드시 필요하다고 판단되는 경우에는 일부 세부내용을 가감할 수 있으나, 그 사유와 근거를 명확히 제시하여야 함.
※ 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용
- 제시한 성과지표는 사전검토, 선정평가를 통해 조정(추가) 가능
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성
※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능
○ 연구개발 성과물의 검증 및 향후 추진계획을 필히 제시해야 함.
○ 국제공동연구 또는 전문가 활용방안
- 필요시 관련 기술 해외 선도기관과의 공동연구 추진방안 및 전문가 활용계획을 연구계획에 포함
○ 연구개발계획서에는 구체적 연구방법론이 반드시 제시되어야 함.
○ 매년 기술 및 시장 동향조사를 실시하여 차년도 연구계획에 반영
○ 공모과제와 관련하여 기 수행되었거나 현재 수행중인 과제의 연구개발결과물과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함.
○ 기 수행하였거나 현재 수행중인 유사과제와 연구내용이 중복되지 않도록 연구개발

계획서를 작성하여야 함.

※ www.kictep.re.kr 열린정보, http://mdgate.ntis.go.kr의 유사과제목록 참조

- 제안된 연구내용이 타 유사과제와 연구방법이나 목표 등에서 차별화되는 경우에는 포함하여도 무방하되, 근거를 명확히 해야 함.

※ 연구개발 수행 도중 과제의 중복성이 사후에 발견되거나 연구개발목표가 다른 연구개발에 의하여 성취되어 연구개발을 계속할 필요성이 없어진 때에는 협약을 해약할 수 있음.

○ 연구관리 전문기관(한국건설교통기술평가원)은 필요시 선정된 동과제 연구책임자와 협의를 거쳐 연구개발계획서를 수정·보완(연구기간 변경, 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화)할 수 있음.

(2) 중소형항공기 기술기준 및 안전인증지침 개발

과제명	중소형항공기 기술기준 및 안전인증지침 개발
1. 연구개발 목표	
	○ 국제민간항공기구(ICAO) 및 항공선진국의 기술기준에 대한 비교분석 및 심층적인 이해를 기반으로 한 세계적 수준의 중소형 항공기 기술기준 개발 - Part 25, 수송급비행기 기술기준 - Part 26, 수송급비행기의 감항성유지 및 안전성 개선 기준 - Part 34, 항공기 엔진의 배기가스 배출기준 - Part 36 소음기준 ○ 중소형항공기 기술기준에 대한 적합성 평가기준을 개발함으로서 항공기 설계 및 운용에 대한 안전성을 보장할 수 있는 국가적 기술기반조성 - 기술분야별(구조/계통/동력장치/장비/비행성능) 적합성 평가 기준
2. 연구개발 필요성 및 기술동향	
□ 연구개발의 필요성	○ 우리나라 항공산업을 Part 25급인 중소형항공기가 선도할 수 있도록 인증인프라 및 체계를 확대, 구축함으로서 미래의 성장동력 산업으로 발전시키고 또한 수출산업화 하기 위하여 미국을 비롯한 항공선진국과의 항공기급 BASA 또는 BAA체결이 가능한 세계적 수준의 민간항공기 인증능력 확보 ○ Part 25급의 항공기 개발 시 인증에 관한 기술기준 및 요건에 대한 해설을 담은 안내서 개발과 이를 체계적으로 적용하기 위한 세부 평가기준을 개발함으로서 동급 비행기의 인증기반 구축
□ 기술동향	○ 우리나라는 단발 왕복엔진을 장착한 4인승 KC-100 항공기 인증을 통해 소형비행기 기술기준(KAS Part 23), 항공기 엔진 기술기준(KAS Part 33), 소형비행기 부분 소음기준(KAS Part 36) 및 기술기준 별 해설서, 각종 핵심인증기술에 대한 해설서 5종 등을 개발하여 소형비행기 인증을 위한 기반을 구축하고 있음.
3. 연구 내용	
	○ 국제적 기준에 부합하는 중소형항공기 기술기준을 개발함으로써 중소형 항공기 설계 및 운용에 대한 안전성을 보장할 수 있는 국가적 기술기반조성 ○ 중소형항공기 핵심 인증기술요건 분석 - 해외 중소형항공기(Part 25급) 기술기준 체계 분석

· Part 25, Part 26, Part 34, Part 36
- 해외 중소형항공기(Part 25급) 지침서 체계 분석
- 인증기술 분야별 적합성 평가 핵심요건 분석
· 구조분야 적합성 평가 핵심요건
· 계통 분야 적합성 평가 핵심요건
· 동력장치 분야 적합성 평가 핵심요건
· 장비 분야 적합성 평가 핵심요건
· 비행성능/시험 적합성 평가 핵심요건

○ 중소형항공기 기술기준 개발
- 수송급비행기에 요구되는 각 부분별 안전성 기술기준 개발
· 비행, 구조, 설계 및 제작, 동력장치, 장비, 운용한계 및 표식 분야 등
- 감항성 유지 및 안전성 개선을 위한 기술기준 개발
· 전선연결시스템(EWIS), 노후항공기 안전성 개선 및 피로평가 기술, 연료탱크 화재방지, 수리개조 시 손상허용기준 등

○ 중소형항공기 환경기준 개발
- 연료방출기준, 배출증명기준, 기준압축비 측정기준, 매연배출 평가 기준, 가스배출물의 축적 기준 등(Part 34)
- 소음기준(Part 36)

○ 중소형항공기 인증기술분야별 적합성 평가기준 및 평가안내서 개발
- 구조분야 적합성 평가기준 및 평가안내서
- 계통 분야 적합성 평가기준 및 평가안내서
- 동력장치 분야 적합성 평가기준 및 평가안내서
- 장비 분야 적합성 평가기준 및 평가안내서
- 비행성능/시험 적합성 평가기준 및 평가안내서

<연차별 연구개발 내용>

○ 1차년도
- 해외 중소형항공기(Part 25급) 기술기준 체계 분석
· Part 25, Part 26, Part 34, Part 36
- 해외 중소형항공기(Part 25급) 지침서 체계 분석
- 인증기술 분야별 적합성 평가 핵심요건 분석
· 구조, 계통, 동력장치, 장비, 비행성능/시험분야별
- 중소형항공기 인증기술분야별 적합성 평가기준 분석
· 구조, 계통, 동력장치, 장비, 비행성능/시험분야별
- 중소형비행기 감항성 유지 및 안전성 개선을 위한 기술기준(KAS Part 26) 초안 개발
· 전선연결시스템(EWIS), 노후항공기 안전성 개선 및 피로평가 기술, 연료탱크 화재방지, 수리개조 시 손상허용기준 등

○ 2차년도

- 중소형항공기 기술기준(KAS Part 25) 초안 개발
  - 비행, 구조, 설계 및 제작, 동력장치, 장비, 운용한계 및 표식 분야 등
- 중소형비행기 감항성 유지 및 안전성 개선을 위한 기술기준(KAS Part 26) 개발
  - 전선연결시스템(EWIS), 노후항공기 안전성 개선 및 피로평가 기술, 연료탱크 화재방지, 수리개조 시 손상허용기준 등
- 중소형항공기 인증기술분야별 적합성 평가기준 분석
  - 구조, 계통, 동력장치, 장비, 비행성능/시험 분야별 평가기준 분석

○ 3차년도

- 중소형항공기 기술기준(KAS Part 25) 개발
  - 비행, 구조, 설계 및 제작, 동력장치, 장비, 운용한계 및 표식 분야 등
- 중소형항공기 배기가스 배출기준(KAS Part 34) 초안 개발
  - 연료방출기준, 배출증명기준, 기준압축비 측정기준, 매연배출 평가 기준, 가스배출물의 축적 기준 등(Part 34)
- 중소형항공기 소음기준(KAS Part 36) 초안 개발
- 중소형항공기 인증기술분야별 적합성 평가기준 및 평가안내서 개발
  - 구조, 계통, 동력장치, 장비, 비행성능/시험분야별 평가기준 개발
  - 구조, 계통, 동력장치, 장비, 비행성능/시험분야별 평가안내서 개발

○ 4차년도

- 중소형항공기 기술기준(KAS Part 25) 제정
  - 비행, 구조, 설계 및 제작, 동력장치, 장비, 운용한계 및 표식 분야 등
- 중소형비행기 감항성 유지 및 안전성 개선을 위한 기술기준(KAS Part 26) 제정
- 중소형항공기 배기가스 배출기준(KAS Part 34) 개발
  - 연료방출기준, 배출증명기준, 기준압축비 측정기준, 매연배출 평가 기준, 가스배출물의 축적 기준 등(Part 34)
- 중소형항공기 소음기준(KAS Part 36) 개발
- 중소형항공기 인증기술분야별 적합성 평가기준 및 평가안내서 개발
  - 구조, 계통, 동력장치, 장비, 비행성능/시험분야별 평가기준 개발

	・구조, 계통, 동력장치, 장비, 비행성능/시험분야별 평가안내서 개발 ○ 5차년도 - 중소형항공기 인증기술분야별 적합성 평가기준 및 평가안내서 개발 ・구조, 계통, 동력장치, 장비, 비행성능/시험분야별 평가기준 개발 ・구조, 계통, 동력장치, 장비, 비행성능/시험분야별 평가안내서 개발
□ 보고서 제출	○ 중간보고서 : 협약일로부터 매년 중간보고서 제출 ○ 최종보고서 : 협약 종료 시점

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략	○ 핵심연구책임자는 단계별 목표를 수립하고, 그에 적합한 추진전략 및 일정계획 수립 ○ 전문검사기관 내에 중소형항공기 기술기준 및 안전인증기술 개발팀 구성 - 항공산업 관련 국내 연구진이 인적으로 제한되어 있음을 감안하여 전문검사기관 내에 중소형항공기 기술기준 및 안전인증기술 개발팀을 구성하여 항공선진국 수준의 기술기준과 실무중심의 적합성 평가기준 안내서를 개발함. - 중소형항공기 급의 독자적인 상용 민간항공기 개발 및 인증경험이 없는 국내 종사자들의 수준을 고려하여 인증기준에 대한 이해를 극대화하고 향후 인증작업이 효율적으로 진행될 수 있도록 이 과제를 통해 개발되는 기준과 지침서는 이해와 사용이 최대로 용이한 형태로 개발하도록 함. ○ 해외 인증교육 및 기술자문을 통한 실무적 인증능력 확보 - FAA의 DER(Designated Engineering Representative) 기술자문 등으로 구성되는 인증전문가 풀을 적극 활용하여 항공선진국에서 인증기술 개발 및 인증업무에서 실재적으로 구사되고 있는 최신의 인증실무 노하우와 경험을 접목시켜 연구결과물에 반영함. - 우리나라 인증인력에 대하여 FAA Academy 등의 인증전문교육 기관을 통한 교육을 통해 인증기술능력을 제고하여 연구결과물에 반영함. ○ 국제민간항공기구(ICAO), 미연방항공청(FAA), 유럽항공안전기구(EASA) 등의 각 기준 항목에 대한 설정배경과 기술적인 구

현방안에 대한 이해를 바탕으로 세계적 수준의 인증기준 개발

○ 중소형항공기 급의 독자적인 상용 민간항공기 개발 및 인증 경험이 없는 국내 종사자들의 수준을 고려하여 인증기준에 대한 이해를 극대화하고 향후 인증작업이 효율적으로 진행될 수 있도록 이 과제를 통해 개발되는 기준과 지침서는 이해와 사용이 최대로 용이한 형태로 개발

○ 해외 기술자문 등으로 구성되는 인증전문가 풀을 적극 활용하여 항공선진국에서 인증기술 개발 및 인증업무에서 실재적으로 구사되고 있는 최신의 인증실무 노하우와 경험을 접목시켜 연구결과물에 반영

○ 연구결과물에 대한 기술기준 심의위원회를 통한 심의

- 국가의 항공기 등에 대한 전문검사기관으로서 기술기준과 관련되는 지침문서를 국토부 산하 기술기준 심의위원회의 공식적인 심의를 통하여 실무에 적용되도록 지원함.
- 기술기준 심의위원회의 공식적인 심의 이전에 관련 실무자들을 대상으로 한 워크샵, 세미나 등을 통해 실무사용자의 경험과 의견을 최대한 반영시키고 실무에 바로 활용되는 연구결과물을 개발하도록 함.

□ 추진체계

○ 전문검사기관 내에 중소형항공기 기술기준 및 안전인증기술 개발팀을 구성하여 중소형항공기 시범인증과 연계되는 효과적인 연구활동 추구

○ 해외 인증교육 및 기술자문을 통한 실무적 인증능력의 확보를 바탕으로 기술적 이해를 바탕으로 한 기술기준 개발과 실무적 적합성 평가기준 안내서 개발

○ 개발된 중소형항공기급 기술기준에 대하여 기술기준 심의위원회를 통한 심의를 통해 우리나라 기술기준으로 제정

5. 최종성과물

□ 주요 최종성과물

○ 중소형항공기 기술기준 (KAS Part 25)

○ 감항성 유지 및 안전성 개선을 위한 기술기준(KAS Part 26)

○ 환경기준 (KAS Part 34, KAS Part 36)

○ Part 25 기술기준의 핵심요건에 대한 안내서

○ 중소형항공기 적합성 평가지침서

- 중소형항공기 구조 분야 적합성 평가지침서
- 중소형항공기 계통 분야 적합성 평가지침서
- 중소형항공기 동력장치 분야 적합성 평가지침서
- 중소형항공기 장비 분야 적합성 평가지침서
- 중소형항공기 비행시험 평가지침서

6. 연구기간 및 지원예산

□ 전 체

○ 총 연구기간 : 5년

○ 총 연구비 : 정부 70억원

(단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
정부	20	20	10	10	10	70
민간	-	-	-	-	-	-
총계	20	20	10	10	10	70

7. 기 타

○ 본 과제의 연구개발과제 보안등급은 “일반과제”임

○ 핵심과제별 연구내용, 연구기간 및 연구비는 과제제안요구서(RFP) 및 상세기획연구보고서를 참조하여 작성

- 연구개발계획서는 과제제안요구서(RFP)에 제시된 연구내용을 반영하여 작성하되, 과제 목적 달성을 위해 반드시 필요하다고 판단되는 경우에는 일부 세부내용을 가감할 수 있으나, 그 사유와 근거를 명확히 제시하여야 함.

※ 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용

- 제시한 성과지표는 사전검토, 선정평가를 통해 조정(추가) 가능
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

○ 연구개발 성과물의 검증 및 향후 추진계획을 필히 제시해야 함.

○ 국제공동연구 또는 전문가 활용방안

- 필요시 관련 기술 해외 선도기관과의 공동연구 추진방안 및 전문가 활용계획을 연구계획에 포함

○ 연구개발계획서에는 구체적 연구방법론이 반드시 제시되어야 함.

○ 매년 기술 및 시장 동향조사를 실시하여 차년도 연구계획에 반영

○ 공모과제와 관련하여 기 수행되었거나 현재 수행중인 과제의 연구개발결과물과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함.

○ 기 수행하였거나 현재 수행중인 유사과제와 연구내용이 중복되지 않도록 연구개발계획서를 작성하여야 함.

※ www.kictep.re.kr 열린정보, http://mdgate.ntis.go.kr의 유사과제목록 참조

- 제안된 연구내용이 타 유사과제와 연구방법이나 목표 등에서 차별화되는 경우에는 포함하여도 무방하되, 근거를 명확히 해야 함.

※ 연구개발 수행 도중 과제의 중복성이 사후에 발견되거나 연구개발목표가 다른 연구개발에 의하여 성취되어 연구개발을 계속할 필요성이 없어진 때에는 협약을 해약할 수 있음.

○ 연구관리 전문기관(한국건설교통기술평가원)은 필요시 선정된 동과제 연구책임자와 협의를 거쳐 연구개발계획서를 수정·보완(연구기간 변경, 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화)할 수 있음.

마. 핵심 3 - 중소형항공기 지원 인프라 구축

(1) 중소형항공기 정비・고장탐구 지원 체계 구축

과제명	중소형항공기 정비・고장탐구 지원 체계 구축
1. 연구 목표	
○ 중소형항공기의 운항안전과 고객의 요구를 만족시키기 위하여 정비지원과 고객서비스센터 구축을 개발하고, On-board 전자 매뉴얼 및 항공기결함감지와 보고시스템을 개발하는 것을 목표함.	
2. 연구 필요성 및 기술동향	
□ 연구의 필요성	○ 운항안전과 정비비용 절감 등 고객서비스 향상을 위해서는 중소형항공기 정비・고장탐구 지원 체계를 구축하여야 함. ○ 중소형항공기급의 시장에서 경쟁력을 확보하기 위해서는 진보된 정비체계와 고장감지 및 탐구체계를 구축하는 게 필요함.
□ 기술동향	< 국 내 > ○ 국내에서는 Part 25급 항공기의 제작경험이 없어 서비스 지원 체계를 구축한 경험이 없음. ○ 소형항공기를 개발하였으나 감항성유지지침서를 작성한 정도이며, 운용되고 있는 항공기가 없어 자재 또는 기술지원등에 대한 경험이 없음. < 국 외 > ○ 외국의 중소형항공기 제작사들은 새로운 항공기를 개발하여 첫 번째 항공기를 인도하기 전에 정비지원 및 고장탐구 지원체계를 수립함. ○ 최근 개발된 Part 25 급 항공기들에는 CMC(Centralized Maintenance Computer) 와 On Borad maintenance Manual 체계를 수립하여 Hard Copy Manual 없이 어디서나 정비작업을 수행할 수 있도록 하여 편리성과 신속성을 제공함. ○ 최근 Part 25 급 항공기들은 ACARS(Aircraft Communication and Reporting System)을 통하여 항공기 운항 중 발생하는 결함을 지상에 보고함.

3. 연구 내용

□ 연구내용

○ On-Board 고장탐구 체계 구축
- 시스템 결함 요소 선별
- 결함 요소에 대한 고장탐구 절차 수립
- 결함기록·저장 및 고장탐구 절차 제공 시스템 개발

○ 결함보고시스템 개발
- 결함감지 시스템 개발
- 결함 보고 시스템 발

○ On-Board 전자 매뉴얼 개발
- 저장 컴퓨터 및 단말기 개발
- 외부 연결 Port 개발

○ 1차년도
- 시스템 결함 요소 선별
- 결함 요소에 대한 고장탐구 절차 수립
- 결함감지 시스템 개발
- 결함 보고 시스템 발
- 저장 컴퓨터 및 단말기 개발
- 외부 연결 Port 개발

○ 2차년도
- 결함기록·저장 및 고장탐구 절차 제공 시스템 개발
- 결함감지 시스템 개발
- 결함 보고 시스템 발
- 저장 컴퓨터 및 단말기 개발

○ 3차년도
- 결함기록·저장 및 고장탐구 절차 제공 시스템 개발
- 결함감지 시스템 개발
- 결함 보고 시스템 발
- 저장 컴퓨터 및 단말기 개발

□ 보고서 제출

○ 중간보고서 : 협약일로부터 매년 중간보고서 제출

○ 최종보고서 : 협약 종료 시점

4. 연구개발 추진방법

○ 전자부품의 Bite test 기능을 통합하여 결함감지 시스템 구성

□ 추진전략

○ 고장탐구 시스템의 일부를 결함보고 시스템과 통합 구성
○ 전자 매뉴얼은 운항 전자 매뉴얼과 분리해서 구성

□ 추진체계

○ 산·학·연 역할분담 및 공조체제에 의한 연구개발 추진체계의 효율화
○ 특정분야에 있어 국내외 공동 및 위탁을 통한 연구 수행

5. 최종 성과물

□ 주요 최종성과물

○ On-Board 고장탐구 시스템(S/W 및 H/W)
○ 결함보고시스템 개발(S/W 및 H/W)
○ On-Board 전자 매뉴얼 개발(S/W 및 H/W)

6. 연구기간 및 지원예산

○ 총 연구기간 : 3년
○ 총 연구비 : 정부 200억원, 민간 66.67억원

(단위 : 억원)

	3차년도	4차년도	5차년도	계
정부	65	65	70	200
민간	21.66	21.66	23.33	66.67
총계	86.66	86.66	93.33	266.67

7. 기 타

○ 본 과제의 연구개발과제 보안등급은 “일반과제”임
○ 핵심과제별 연구내용, 연구기간 및 연구비는 과제제안요구서(RFP) 및 상세기획연구 보고서를 참조하여 작성
- 연구개발계획서는 과제제안요구서(RFP)에 제시된 연구내용을 반영하여 작성하되, 과제 목적 달성을 위해 반드시 필요하다고 판단되는 경우에는 일부 세부내용을 가감할 수 있으나, 그 사유와 근거를 명확히 제시하여야 함.
※ 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용
- 제시한 성과지표는 사전검토, 선정평가를 통해 조정(추가) 가능
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성
※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능
○ 연구개발 성과물의 검증 및 향후 추진계획을 필히 제시해야 함.

○ 국제공동연구 또는 전문가 활용방안

- 필요시 관련 기술 해외 선도기관과의 공동연구 추진방안 및 전문가 활용계획을 연구계획에 포함

○ 연구개발계획서에는 구체적 연구방법론이 반드시 제시되어야 함.

○ 매년 기술 및 시장 동향조사를 실시하여 차년도 연구계획에 반영

○ 공모과제와 관련하여 기 수행되었거나 현재 수행중인 과제의 연구개발결과물과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함.

○ 기 수행하였거나 현재 수행중인 유사과제와 연구내용이 중복되지 않도록 연구개발계획서를 작성하여야 함.

※ www.kictep.re.kr 열린정보, http://mdgate.ntis.go.kr의 유사과제목록 참조

- 제안된 연구내용이 타 유사과제와 연구방법이나 목표 등에서 차별화되는 경우에는 포함하여도 무방하되, 근거를 명확히 해야 함.

※ 연구개발 수행 도중 과제의 중복성이 사후에 발견되거나 연구개발목표가 다른 연구개발에 의하여 성취되어 연구개발을 계속할 필요성이 없어진 때에는 협약을 해약할 수 있음.

○ 연구관리 전문기관(한국건설교통기술평가원)은 필요시 선정된 동과제 연구책임자와 협의를 거쳐 연구개발계획서를 수정·보완(연구기간 변경, 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화)할 수 있음.

(2) 중소형항공기 운용 지원 체계 구축

과제명	중소형항공기 운용 지원 체계 구축
1. 연구 목표	
	○ 중소형항공기의 조종사 교육을 위한 모의비행장치와 비상탈출절차의 적합성 인증 및 승무원 교육과 일반인들에게 안전인식을 교육하기 위한 Mock up 제작을 포함하는 중소형항공기 운용 지원 체계 구축
2. 연구 필요성 및 기술동향	
□ 연구의 필요성	○ 중소형항공기는 소형항공기급과는 다르게 기종에 대한 조종사 자격을 한정할 필요가 있으므로, 조종사 훈련을 위하여 모의 비행장치가 필요함. ○ 기내화재 또는 스모크 발생은 인명 손상을 일으키는 중요요소임으로 발생시 비상탈출 절차가 적합한지 검증이 필요함. ○ 중소형항공기급을 개인 소유자나 소규모 항공사들이 운항을 할 것으로 예상되기 때문에 승우원에 대한 비상탈출 교육을 위하여 MOCK UP 제작이 필요함. ○ 제작된 MOCK UP은 일반인들에게 안전인식을 고취시키기 위한 전시 수단으로 활용할 수 있음.
□ 기술동향	○ 중소형항공기는 소형항공기급과는 다르게 기종에 대한 조종사 자격을 한정할 필요가 있으므로, 조종사 훈련을 위하여 모의 비행장치가 필요함. ○ 기내화재 또는 스모크 발생은 인명 손상을 일으키는 중요요소임으로 발생시 비상탈출 절차가 적합한지 검증이 필요함. ○ 중소형항공기급을 개인 소유자나 소규모 항공사들이 운항을 할 것으로 예상되기 때문에 승우원에 대한 비상탈출 교육을 위하여 MOCK UP 제작이 필요함. ○ 제작된 MOCK UP은 일반인들에게 안전인식을 고취시키기 위한 전시 수단으로 활용할 수 있음.
3. 연구 내용	

□ 연구내용	○ 중소형항공기는 소형항공기급과는 다르게 기종에 대한 조종사 자격을 한정할 필요가 있으므로, 조종사 훈련을 위하여 모의 비행장치가 필요함. ○ 기내화재 또는 스모크 발생은 인명 손상을 일으키는 중요요소임으로 발생시 비상탈출 절차가 적합한지 검증이 필요함. ○ 중소형항공기급을 개인 소유자나 소규모 항공사들이 운항을 할 것으로 예상되기 때문에 승우원에 대한 비상탈출 교육을 위하여 MOCK UP 제작이 필요함. ○ 제작된 MOCK UP은 일반인들에게 안전인식을 고취시키기 위한 전시 수단으로 활용할 수 있음.
□ 보고서 제출	○ 중간보고서 : 협약일로부터 매년 중간보고서 제출 ○ 최종보고서 : 협약 종료 시점
4. 연구개발 추진방법	
□ 추진전략	○ 모의 비행장치는 통합형 IRON BIRD와 연관시켜 개발 ○ 조종 훈련 기준은 자격제도와 함께 고려하여 법 규정 개정도 포함 ○ 비상탈출기준 수립은 국제기준에 맞추어 국내 기준 수립
□ 추진체계	○ 산·학·연 역할분담 및 공조체제에 의한 연구개발 추진체계의 효율화 ○ 특정분야에 있어 국내외 공동 및 위탁을 통한 연구 수행
5. 최종 성과물	
□ 주요 최종성과물	○ 모의 비행 장치 ○ 조종 훈련 기준 및 조종사 자격에 대한 고시 ○ 객실 MOCK UP ○ 비상탈출기준에 대한 고시
6. 연구기간 및 지원예산	
	○ 총 연구기간 : 3년 ○ 총 연구비 : 정부 100억원

민간 33.33억원
총계 133억원

(단위 : 억원)

	3차년도	4차년도	5차년도	계
정부	40	40	20	100
총계	40	40	20	100

7. 기 타

○ 본 과제의 연구개발과제 보안등급은 “일반과제”임.

○ 핵심과제별 연구내용, 연구기간 및 연구비는 과제제안요구서(RFP) 및 상세기획연구 보고서를 참조하여 작성

- 연구개발계획서는 과제제안요구서(RFP)에 제시된 연구내용을 반영하여 작성하되, 과제 목적 달성을 위해 반드시 필요하다고 판단되는 경우에는 일부 세부내용을 가감할 수 있으나, 그 사유와 근거를 명확히 제시하여야 함.

※ 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용

- 제시한 성과지표는 사전검토, 선정평가를 통해 조정(추가) 가능
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

○ 연구개발 성과물의 검증 및 향후 추진계획을 필히 제시해야 함.

○ 국제공동연구 또는 전문가 활용방안

- 필요시 관련 기술 해외 선도기관과의 공동연구 추진방안 및 전문가 활용계획을 연구계획에 포함

○ 연구개발계획서에는 구체적 연구방법론이 반드시 제시되어야 함.

○ 매년 기술 및 시장 동향조사를 실시하여 차년도 연구계획에 반영

○ 공모과제와 관련하여 기 수행되었거나 현재 수행중인 과제의 연구개발결과물과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함

○ 기 수행하였거나 현재 수행중인 유사과제와 연구내용이 중복되지 않도록 연구개발계획서를 작성하여야 함.

※ www.kictep.re.kr 열린정보, http://mdgate.ntis.go.kr의 유사과제목록 참조

- 제안된 연구내용이 타 유사과제와 연구방법이나 목표 등에서 차별화되는 경우에는 포함하여도 무방하되, 근거를 명확히 해야 함.

※ 연구개발 수행 도중 과제의 중복성이 사후에 발견되거나 연구개발목표가 다른 연구개발에 의하여 성취되어 연구개발을 계속할 필요성이 없어진 때에는 협약을 해약할 수 있음.

○ 연구관리 전문기관(한국건설교통기술평가원)은 필요시 선정된 동과제 연구책임자와 협의를 거쳐 연구개발계획서를 수정·보완(연구기간 변경, 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화)할 수 있음.

2절. 평가기준 설정

1. 탐색개발

구 분	평가항목	평가요소	배점
제안개요 (10)	제안개요	- 목적, 중요성, 사업수행단계 등의 이해도	3
		- 제안범위의 정확성과 합리성	3
		- 사업수행전략의 구체성 및 적절성	4
제안기관 현황 및 실적 (20)	일반현황	- 제안기관의 일반현황 및 주요 연혁 - 조직 및 인원, 주요사업 내용	5
	경영실태	- 자기자본비율, 유동자산비율	5
	유사용역 수행실적	- 최근 3년간 항공안전분야 용역 및 시스템 개발 관련 유사용역 수행실적 및 금액	10
사업수행 조직 및 인력 (30)	수행조직체계	- 수행조직의 적정성 - 수행조직의 업무 및 지원내용	20
	인력투입 방안	- 투입 인력수 및 인적구성의 적정성 - 투입인력의 자질·관련 경력, 유사분야 과업 참여 실적 등	10
사업수행 부문 (40)	무인항공기 인증체제 및 인증절차 개발	- 항공기 인증기준 개발 및 경험 - 무인항공기 인증정책 및 절차 개발 계획의 적절성 - 무인항공기 기술기준 개발 계획의 적절성	20
	인증인력 양성 및 인증기술 확보	- 무인항공기 안전을 위한 인증기술 확보 계획의 적절성 - 인증 인력의 양성 및 확보 방안의 적절성 - 인증기술 확산을 위한 정책 및 산업체 지원계획의 적절성	20

2. 본개발

가. 중소형항공기(Part 25급) 보급기반 구축 사업단 총괄 체계 관리

(1) 서류평가(100점)

○ 연구개발계획 평가(70점)

기준항목	세부항목
연구개발목표 (10점)	최종목표의 적절성 및 타당성(5점)
	단계별 달성목표 및 성과지표 설정의 적절성(5점)
연구개발 내용 (15점)	최신동향 분석 및 사전계획의 충실성(5점)
	목표달성을 위한 연구내용의 적절성(5점)
	핵심과제별 구성 및 목표의 적절성(5점)
추진전략 및 계획 (15점)	연구방법의 적정성, 구체성 및 타당성(5점)
	연구수행체계 및 추진전략의 적절성(5점)
	연구기간 및 연구개발비 편성의 적절성(5점)
연구수행능력 (10점)	사업단 구성 및 연구주체별 역할의 적정성(5점)
	연구인프라 및 총괄기관 지원시스템의 적정성(5점)
실용화방안 및 사업화가능성 (20점)	사업단 과제 실용화 방안의 구체성(5점)
	TEST BED 건설/실현 가능성(5점)
	TEST BED 현장적용 시스템 적정성(10점)

○ 사업단장 및 총괄기관 역량 평가(30점)

기준항목	세부항목
사업단장 역량 (10점)	항공안전관련 연구 또는 사업수행 실적 및 주요업적(5점)
	사업단과제 기획능력 및 운영능력(5점)
사업단 총괄기관 역량 (20점)	항공안전기술개발 관련 총괄기관의 보유 역량(5점)
	과제 결과물 활용을 위한 인프라 구축 여부(5점)
	항공안전관련 기존연구실적(5점)
	사업단 총괄기관 지원시스템의 적절성(5점)

(2) 발표평가(100점)

기준항목	세부항목
운영계획 평가 (50점)	운영계획의 RFP에 대한 부합성(10점)
	운영계획의 독창성 및 구현가능성(10점)
	운영계획의 종합적인 완성도 및 논리적 연계성(10점)
	본개발 방안 타당성·신뢰도(10점)
	연구개발 성과물 목표 및 성과지표의 신뢰성(10점)
사업단장 평가 (50점)	사업단과제 추진추진에 대한 종합적인 이해도(10점)
	사업단과제 추진을 위한 기획·관리 능력(10점)
	유사업무에 대한 경험과 실적(10점)
	사업화를 위한 기업가정신 및 기술개발·산업경험(10점)
	실용화(Test Bed)구현을 위한 실무추진 능력(10점)

(3) 종합 점수

종합 평가점수 : (I+II)/2	_____

※ 종합 평가점수는 항목별 정량평가점수의 소계(I+II)를 종합한 최종 점수임

* 총괄사업단 평가방법

수행 단계	내 용
사업 공고	▶ 전문기관 : 사업 단장 공고
신청서 접수 및 사전 검토	▶ 신청기관 : 운영 계획서 및 신청서 접수 ▶ 전문기관 : 공모분야와의 부합성 및 신청서 등의 적합성 검토
선정 평가 (평가 위원회)	▶ 1차 평가 : 서류평가 ▶ 2차 평가 : 발표평가 (최종후보자 선정)
평가 결과 공시	▶ 신청기관에 평가결과 통보 ▶ 사업단 총괄기관, 사업단장 확정 및 평가결과 공시
협약 체결	▶ 협약 체결



그림 101. 총괄사업단 평가방법

나. 중소형항공기 시제기 개발

구분 (배점)	평가항목	평가요소	배점
제안개요 (10)	제안개요	- 과제목표, 중요성, 사업수행단계 등의 이해도 - 제안범위의 정확성과 합리성 - 사업수행전략의 구체성 및 적절성	10
주관업체 현황 (20)	일반현황	- 제안기관의 일반현황 및 주요 연혁 - 조직 및 인원, 주요사업 내용	5
	시험평가 시설현황	- 개발 및 시험평가를 위한 시설 (풍동, 구조시험설비, 비행시험장)	5
	연구개발사업 수행실적	- 연구개발 수행실적 (무인기 체계개발 및 비행시험)	10
사업수행 능력 (40)	수행조직	- 수행조직의 적정성 - 수행조직별 업무 및 지원내용	10
	인력구성 및 역량	- 투입인원 규모 및 인적구성의 적정성 - 투입인력의 전문성 - 무인기 체계개발 및 운용 경험	25
	사업성공 의지	- 사업 책임자의 전문성 - 위험 분담 의지 - 사업 일정의 적절성	5
연구내용 및 추진 전략 (30)	연구내용 구성	- 연구목표의 적절성 - 연도별 실행계획 구성의 적절성 - 세부연구내용 구성의 적절성 - 사업 위험도 관리 계획	20
	연구추진 전략	- 요구 기술에 대한 적절한 이해 - 부족 기술에 대한 정확한 인식 - 부족 기술 확보 방안 - 국내/외 산/학/연 협력 방안의 적절성	10

다. 중소형기급 인증기술 개발 및 시범인증(BASA체결)

구 분	평가항목	평가요소	배점
제안개요 (10)	제안개요	- 목적, 중요성, 사업수행단계 등의 이해도	3
		- 제안범위의 정확성과 합리성	3
		- 사업수행전략의 구체성 및 적절성	4
제안기관 현황 및 실적 (20)	일반현황	- 제안기관의 일반현황 및 주요 연혁 - 조직 및 인원, 주요사업 내용	5
	경영실태	- 자기자본비율, 유동자산비율	5
	유사용역 수행실적	- 최근 3년간 항공안전분야 용역 및 시스템 개발 관련 유사용역 수행실적 및 금액	11
사업수행 조직 및 인력 (30)	수행조직체계	- 수행조직의 적정성 - 수행조직의 업무 및 지원내용	20
	인력투입 방안	- 투입 인력수 및 인적구성의 적정성 - 투입인력의 자질 ・관련 경력, 유사분야 과업 참여 실적 등	10
사업수행 부문 (40)	무인항공기 시범사업 형식증명	- 항공기 형식증명 수행 경험 및 능력 - 적합성 입증을 위한 신청자 지원 및 지도 능력 - 적합성 입증 지침서 개발계획의 실효성	20
	무인항공기 인증기술 선진화 연구	- 무인항공기 인증전문가 양성시스템의 적절성 - 국제협력프로그램 이행 방안의 타당성	20

라. 중소형기급 제작/운용 인프라 구축 및 사고예방기술 개발

구 분 (배점)	평가항목	평가요소	배점
제안개요 (10)	제안개요	- 목적, 중요성, 사업수행단계 등의 이해도	3
		- 제안범위의 정확성과 합리성	3
		- 사업수행전략의 구체성 및 적절성	74
제안기관 현황 및 실적 (20)	일반현황	- 제안기관의 일반현황 및 주요 연혁 - 조직 및 인원, 주요사업 내용	5
	경영실태	- 자기자본비율, 유동자산비율	5
	유사용역 수행실적	- 최근 3년간 항공안전분야 용역 및 시스템 개발 관련 유사용역 수행실적 및 금액	10
사업수행 조직 및 인력 (20)	수행조직체계	- 수행조직의 적정성 - 수행조직의 업무 및 지원내용	10
	인력투입 방안	- 투입 인력수 및 인적구성의 적정성 - 투입인력의 자질 ・관련 경력, 유사분야 과업 참여 실적 등	10
사업수행 부문 (50)	재료 DB	- 재료 시험 경험 - 재료 물성치 분석의 적절성 - DB 구축 경험 및 능력	15
	운용인프라 분석	- 항공기 운용 인프라 분석 능력 - 항공기 운용 매뉴얼 개발 경험 및 능력	20
	사고예방기술 분석	- 항공기 안전관리 기술 보유 수준 - 항공기 안전관리 지침 작성 경험 여부	15

참고 문헌

[1] 한국항공진흥협회 홈페이지 (http://www.airtrasport.or.kr).

[2] 한국항공운항학회 홈페이지 (http://mercury.hangkong.ac.kr).

[3] 항공통계, 2011, 한국항공진흥협회.

[4] 소형항공기 비행시험 및 부품국산화 개발(IV),2003,12, 한국항공우주연구원.

[5] 중소형항공기 인증기술개발 기획 2단계, 2009, 한국항공우주연구원.

[6] 중소형항공기 산업동향 분석 및 발전전략 수립, 2007, 산업자원부.

[7] 장태진, “세계 상용 항공기 시장 성과와 전망,” 항공우주산업기술동향, 9권 1호, 2011, pp. 15~26.

[8] 최우영, “한국 공기산업의 발전 과정과 현황,” 항공우주산업기술동향, 9권 1호, 2011, pp. 27~36.

[9] RTCA/DO-185A, Minimum Operational Performance Standards for Traffic Alert and Collision Avoidance System II(TCAS II) Airborne Equipment, 1997.

[10] ICAO, Annual Report, 2010.

[11] ACI, World Airport Traffic Report, 2007, 2008.

[12] IATA, World Air Transport Statistics, 2007, 2008.

[13] FAA Academy Website(http://www.academy.jccbi.gov/).

[14] FAA, 14 CFR Part 13, “Investigative and Enforcement Procedures”.

[15] FAA, 14 CFR Part 21, Certification Procedures for Products and Parts.

[16] FAA, 14 CFR Part 25, AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES.

[17] FAA, 14 CFR Part 39, “Airworthiness Directives”.

[18] 국제민간항공기구 Website(http://www.icao.int/).

[19] 미연방항공청 Website(http://www.faa.gov/).

[20] 유럽감항당국 Website(http://www.easa.eu.int/home/index.html).

[21] Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents, Boeing, May 2005.

[22] ICAO Annual Report of the Council 2010.

[23] Bombardier Business aircraft, Market Forecast 2011-2030.

[24] Rod Williams, “Bombardier Aerospace 2011 Business Aircraft Market Forecast and Program Update”, EBACE, 2011.

[25] Barry MacKinnon, EMERGING MARKETS RISING FOR BUSINESS JETS, FAA Forecast Conference, 2012.

[26] Rolls-Royce, Business Jet Review and Forecast, NBAA, 2004.

[27] Rolls-Royce, Market Outlook, 2011.

[28] J.P.Morgan, Aerospace and Defense, 2011.

[29] Gulfstream, Recent Supersonic Vehicle Studies At Gulfstream Aerospace, FAA Civil Supersonic Aircraft Workshop, 2003.

[30] Honeywell, Business Aviation Outlook, 2007.

[31] Marvin J. Cetron, Ten Trends for the Future of Aviation, 2010.

[32] Deloitte, 2010 Global Aerospace & Defence industry performance wrap-up, 2010.

<부록1> 도출과제 요약

중소형항공기 국산화 보급기반 구축사업

1 사업계획(안)

① 사업명 (사업유형)		중소형항공기 국산화 보급기반 구축 (복합 R&D)		
② 총사업비 (국고)		8,616억원 (국고 6,800억원, 민자 1,816억원)	③ 사업기간	(8년)
④추진 주체	주관부처	국토해양부 항공정책실 항공산업과 과장 이상일, 사무관 민풍식 (psmin@korea.kr, 2669-6495 / 010-3293-5935)		
	지자체·기관			
⑤ 사업목적		○ 항공교통은 인적·물적 교류의 가장 중요하고 효율적인 수단으로 국가산업의 경쟁력과 성장을 좌우하는 핵심 인프라 - 국가의 경쟁력 확보와 생존경쟁에 필수불가결한 국가의 기본 서비스 - 운항사 및 기관 자체의 노력만으로는 불가능→국가의 책임 하에 추진 필요 ○ 우리나라 항공산업은 해외기술도입 생산방식에 대한 의존도가 높은 산업구조로 항공 기 제작·인증 기술기반 취약 ○ 국내 항공기 제작·인증기술은 선진국 대비 기초 단계로서, 선진국 수준의 첨단 항공 기술 인프라 구축을 위한 기술개발 필요 - 국내 항공산업기술은 선진국 대비 약 60% 수준으로 미흡하며, 중소형항공기 관련 기술은 외국에 의존 해오고 있는 실정임. ○ 2인승 경항공기(VLA급)/4인승 소형항공기(Part 23급)의 제작/인증기술 인프라 선진화 추진 사업에 이어, 중소형기급(Part 25급)으로 확대하여 중소형항공기 국산화와 수출 기반을 추진하는 등 우리나라 항공산업 기술 인프라를 미국/유럽 등 선진국 수준으로 단계적 조성 추진 필요 o 미국과의 BASA IPA가 Part 25급(수송급 비행기)까지 확대될 수 있도록 국내 개발 중소형항공기를 미연방항공청(FAA)과		

	의 시범인증 사업으로 선정하고 미국연방항공청의 기술평가를 통해 우리나라의 중소형항공기에 대한 인증체계 및 절차, 인증기술능력이 항공선진국인 미국과 동등한 수준 이상임을 입증함으로써 중소형항공기의 국산화 보급기반 및 수출기반을 구축하고자 하는 것임.
⑥ 추진경위	○ 추진근거 - 건설교통 R&D 혁신로드맵 반영('06) - 제1차 항공정책기본계획 반영('09) - 중장기 항공안전종합계획 반영('10) - 항공선진화 R&D 사업 중기계획에 반영('12) 
⑦ 사업내용	○ 사업 규모 - 탐색개발(2개 분야, 2년)+본개발(총괄 및 3개 세부분야, 6년)으로 구성 - 중소형항공기(Part 25급) 체계 실용화 개발 및 시범인증을 통해 중소형항공기(Part 25급) 원천기술(설계·제작·인증 등) 확보 및 인증체계 구축 - 중소형항공기(Part 25급) 운용 위한 유/무형 인프라 구축 방안 연구 - 중소형항공기 탐색개발 시 중소형항공기급(Part 25) 인증기술개발 사전연구를 통해 중소형항공기에 요구되는 인증체계 및 절차를 미리 구축하고 핵심 인증기술을 선행 연구하여 확보해나가며 미국과의 BASA IPA 확대를 위한 상호협

의 및 사전합의를 도출함.
- 중소형항공기 실용화 개발 시 Part 25급의 중소형항공기 인증에 적용되는 체계/절차에 따라 시범인증 업무를 수행하면서 미비하거나 추가가 필요한 인증 절차를 개선하고 이 과정에서 미국연방항공청의 기술평가를 차질 없이 받음으로서 BASA IPA를 Part 25급으로 확대 추진함.
- 미연방항공청(FAA)의 기술평가 완료 후 양국 간의 BASA IPA를 Part 25급으로 확대하기 위한 문안을 개발하고 체결을 추진함.

ㅇ 사업비 규모
- 총액: 8,616억원 (국고: 6,800억원, 민자: 1,816억원)

탐색개발 (2년, 200억원)

본개발 (6년, 8,416억원)

ㅇ 세부내용 :

1. 탐색개발

가. 중소형항공기(Part 25급) 인증 시제기 탐색 개발

○ 중소형항공기(Part 25급) 타당성 검증
- 시장분석: 목표시장 정의 및 판매예측 분석
- 기술적 타당성 분석: 설계목표 정의 및 후보형상 도출
- 사업성 분석: 예비 Business Plan 수립

○ 중소형항공기(Part 25급) 개념설계
- 판매예측 검증
- Business Plan 검증
- 설계목표 검증 및 기준형상 확정

* SRR(System Requirements Review) 3회 수행

○ 중소형항공기(Part 25급) Technical Readiness Program
- 구조물 제작개념 및 공정 검증
- 핵심시스템 설계개념 및 기술성숙도 검증
- 소재류 Material Database 구축

○ 중소형항공기(Part 25급) 개발 국제 협력 방안 수립
- 국제 공동개발 협력 방안 수립
- 국제 공동개발 업체 발굴

○ 중소형항공기(Part 25급) 제작 인프라 구축 방안 수립
- 국내 항공기 제작 업체 인프라 분석
- 국내 항공기 부품 제작 업체 수요조사
- 항공기 부품 선행 연구

○ 중소형항공기(Part 25급) 시험 인프라 구축 방안 수립
- 인증기 국내/외 시험 인프라 현황 분석
- 인증기 시험 요구도 분석
- 국내 항공기 부품 시험 인프라 형황 분석
- 국내 항공기 부품 시험 요구도 분석

○ 중소형항공기(Part 25급) 체계개발 계획 수립

나. 중소형항공기(Part 25) 인증기술개발 사전 연구

○ Part 25급의 중소형항공기 인증시스템 연구를 통해 국내 인증 종합 체계 및 절차 구축
- 중소형항공기 인증-운항 종합체계 구축을 위한 항공법규 보완사항 연구 및 개정(안) 도출
- 중소형항공기 인증-운항 관련 훈령/고시 등 세부절차 개선 방안 연구 및 제·개정(안) 도출

○ 중소형항공기 인증인력 양성 및 인증기술 확보
- 중소형항공기 적용 인증기준에 따른 인증기술분야별 인증요건 연구
- 인증요건별 적합성입증방법(MOC) 연구
- 인증수행 전담인력의 양성계획 및 인증기술 확보 방안 수립

○ BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 방안 연구
- Part 25급 BASA IPA 확대추진을 위한 FAA 사전 협의
- FAA 가용일정/기술평가 인력계획 협의 및 확인
- FAA에 확대의향서(Letter of Intention) 전달
- 미연방항공청(FAA)과의 국제협력프로그램 수립

2. 본개발

가. 중소형항공기(Part 25급) 인증시제기 개발

○ 개념 정의/기술 위험도 완화 연구

	- 항공기 형상정의(반복설계 기법 적용) - 형상 확정을 위한 풍동시험, 주요구조물 사전 시험 등 필수 시험 - 시장 세부 분석 및 마케팅 방안 도출 ※ 항공기급 BASA 추진을 위해서는 국내에서 개발하고자 하는 항공기에 대하여 미국내의 고객(구매자)을 대상으로 한 마켓팅 활동이 필요함. - 엔진, 착륙장치, 항공전자등 주요장비 확보방안 도출 ○ 개발 관리 - 엔진, 항공 전자, 주요장비, 구조물 등 공급업체의 투자 유도 및 도입 관리 - 소요 장비 구매 및 유지 관리 - 항공기 제작사 인증 체계 구축 ○ 체계 개발 - 기본설계(외형설계, 내부배치 설계, 성능해석, 형상 확정, 중량해석, 형상관리 등) - 공력해석(전산유체해석, 관련 풍동시험, 조종안정성 해석 등) - 구조해석(플러터해석, 하중해석, 응력해석, 손상허용해석, 물성치확보 시험 등) - 구조설계(동체, 날개, 꼬리날개 등) - 세부계통 설계 및 해석(착륙장치, 산소, 환경제어, 비행조종, 엔진, 전기, 배선, 항공전자 등) - 제품보증 해석(신뢰성, 안전성, 정비성 해석 등) ○ 시험 평가 - 실험실 시험(시편시험, 화염시험, 재료시험, 구조시험 등) - 지상 시험(계통시험, EMI /EMC 시험, 엔진 작동시험, 지상진동시험 등) - 비행 시험(비행시험준비, 개발 비행시험, 인증 비행시험, 기능 및 신뢰성 확인 시험 등) ○ 시제기 제작 - 엔진장착, 장비 장착, 동체 및 날개 조립 등 항공기 완성

- 비행 시제기 4대
- 전기체 구조시제기 2대(정하중, 피로하중 시험용)

○ 시제기 제작 인프라
- 치공구 설계 및 제작
- 항공기 부품 제작 및 소조립 관련 기술
- 항공기 제작을 위한 생산기술
- 품질 보증 및 합치성 검사 지원

○ 제작증명 시범기
- 제작증명을 위한 시범기 1대 제작
- PC 획득을 위한 품질시스템 구축
- 제작증명 시범기 감항증명(AC) 획득

나. 중소형항공기(Part 25급) 인증기술개발 및 시범사업 인증

○ Part 25급 인증시스템 및 인증기술연구
- Part 25급의 인증시스템 적용 및 개선
- 중소형항공기 인증인력 양성 및 인증기술능력 제고

○ 중소형항공기 시범사업 인증(형식/제작/감항증명)
- 중소형항공기 형식증명을 위한 인증업무 수행
- 중소형항공기 제작증명을 위한 인증업무 수행
- 중소형항공기 초도감항증명을 위한 인증업무 수행

○ BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 체결
- FAA 기술평가 수검
- BASA IPA 확대협상(Negotiation) 및 체결 추진

다. 중소형항공기 기술기준 및 안전인증지침 개발

○ 중소형항공기 핵심 인증기술요건 분석
- 해외 중소형항공기(Part 25급) 기술기준 체계 분석
- 해외 중소형항공기(Part 25급) 지침서 체계 분석
- 인증기술 분야별 적합성 평가 핵심요건 분석

○ 중소형항공기 기술기준 개발
- 수송급비행기에 요구되는 각 부분별 안전성 기술기준 개발
- 감항성 유지 및 안전성 개선을 위한 기술기준 개발

○ 중소형항공기 환경기준 개발
- 연료방출기준, 배출증명기준, 기준압축비 측정기준, 매연배

출 평가 기준, 가스배출물의 축적 기준 등(Part 34)
- 소음기준(Part 36)

○ 중소형항공기 인증기술분야별 적합성 평가기준 및 평가안내서 개발
- 구조분야 적합성 평가기준 및 평가안내서
- 계통 분야 적합성 평가기준 및 평가안내서
- 동력장치 분야 적합성 평가기준 및 평가안내서
- 장비 분야 적합성 평가기준 및 평가안내서
- 비행성능/시험 적합성 평가기준 및 평가안내서

라. 중소형항공기 정비·고장탐구 지원 체계 구축

○ On-Board 고장탐구 체계 구축
○ 결함보고시스템 개발
○ On-Board 전자 매뉴얼 개발

마. 중소형항공기 운용 지원 체계 구축

○ 조종훈련용 모의비행장치 개발
○ 비상탈출 인증기술 개발



<그림> 과제구성

⑧ 사업추진체계 및 추진전략	○ 사업 추진 체계  - 중소형항공기(Part 25급) 인증기술개발 및 시범사업 인증을 통한 BASA IPA 확대 추진은 인증당국(국토해양부 항공정책실) 및 항공기등의 인증에 관한 전문검사기관이 담당 ・전문검사기관 및 인증당국 협력/지원 하에 시범인증을 통해 실질적인 연구 성과 도출 - 중소형항공기는 설계단계, 제작, 비행시험 등 전 단계에서 인증절차를 고려하여 수행하여야 하므로 설계/제작 담당 기관과 인증당국/전문검사기관/개발자 간의 정기적인 과제검토회의 및 현안검토회의 등 지속적이고 긴밀한 업무 연계절차를 개발하여 적용 - Part 23급 시범인증을 통해 구축한 FAA와의 협력체계 발전 및 상호 인적 네트워크 다양화를 추진하여 차질 없는 시범인증 토대 마련 ・BASA IPA 체결 상대인 미연방항공청과의 협력을 기본으로 국제적인 협력관계의 외연확대 및 활성화 추진 - 미국 이외의 항공선진국과 감항성에 관한 상호협정/협약을 병행 추진함으로서 수출기반 확대 ○ 추진 전략 - 중소형항공기 국산화 보급기반 구축을 위하여 인증체계 구축, 시범인증용 중소형항공기 실용화 개발, 시범인증을 포함하여

종합적으로 추진

· BASA 체결 추진을 통해 FAA와 동등한 인증체계 및 인증 절차 확보

- 미연방항공청(FAA) 협력 하에 FAA 인증교육 프로그램, OJT 등 FAA 보유 인프라의 적극 활용을 추진
- FAA측과 POC 개설 및 국제협력프로그램을 수립하여 시범 인증 시 원활한 협력관계 구축 도모
- 해외 인증전문가를 적극 활용하여 국내의 취약한 Part 25급 인증경험을 보완하고 조기에 인증기술능력 확보를 추진

- 사업진행절차 및 일정

* 초반 2년간 탐색기술 개발 수행 : 인증체계 개발, 중소형항공기(Part 25급)항공기 시제기 탐색개발 연구 수행

* 이후 8년간 본개발 : 총괄 사업단 구성 후 3개의 핵심과제, 4개의 세부과제 6년 간 수행



⑨ 재원조달방식	○ 지원형태 : 출연금 ○ 재원분담율 : 국고(78%), 민간업체(22%) ○ 시설운영비 충당방식 : 국고
⑩ 사전용역	○ 조사기관(수행년도) : 한양대학교(2011.12.~2012.10.) ○ 용역결과 : 기술성, 정책성, 경제성 분석(B/C), 기타 분석결과 등 - 중소형항공기(Part 25급) 관련기술 성숙으로 인한 중소형항공기(Part 25급) 상용화 가능단계 진입 판단

	- 중소형항공기(Part 25급) 도입으로 인한 경제성 확인 - 국내 항공 시장의 민간 기업으로의 확대 가능성 확인
⑪ **사업기대효과**	○ 중소형기급(Part 25급)의 제작/인증 기술 선진화를 통해 미국 등 외국과 항공안전협 정(BASA)을 Part 25급으로 확대 추진하여 우리나라 항공산업을 7대 항공기술 강국의 육성 도모 필요 ○ 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축을 통하여 국가 경쟁력 확보, 국가 산업 발전 및 기반 인프라 확보를 통하여 미래의 대한민국 성장동력으로 성장모멘텀을 확보하며 가격 경쟁력과 높은 성능으로 세계 인류 복지에 기여함. ○ Benefit-Cost 분석 :

시나리오 Ⅰ-1 시장점유율 = 20%(687대) 판매단가 = $12M	비용(C)의 순 현가	3,051.7백만 달러
	편익(B)의 순 현가	3,166.8백만 달러
	프로젝트의 순 현가	115.2백만 달러
	B/C Ratio	1.04
시나리오 Ⅰ-2 시장점유율 = 20%(687대) 판매단가 = $12.5M	비용(C)의 순 현가	3,051.7백만 달러
	편익(B)의 순 현가	3,298.7백만 달러
	프로젝트의 순 현가	246.9백만달러
	B/C Ratio	1.08
시나리오 Ⅱ-1 시장점유율 = 24%(795대) 판매단가 = $12M	비용(C)의 순 현가	3,472.5백만 달러
	편익(B)의 순 현가	3,716.6백만 달러
	프로젝트의 순 현가	244.1백만 달러
	B/C Ratio	1.07
시나리오 Ⅱ-2 시장점유율 = 24%(795대) 판매단가 = $12.5M	비용(C)의 순 현가	3,472.5백만 달러
	편익(B)의 순 현가	3,871.5백만 달러
	프로젝트의 순 현가	398.9백만 달러
	B/C Ratio	1.11

○ 항공기 개발에 따른 부수수익을 제외하고 항공기의 생산 및 판매만을 분석대상으로 한 약식 재무성분석에서도 네 시나리오 모두 투자사업을 추진할 가치가 있음.

2 사업 추진의 필요성

① **사업추진의 시급성**	ㅇ 국가의 지속적인 경제발전 및 고용창출을 위한 성장동력으로 부가가치가 큰 항공산업의 육성이 요구됨. ㅇ 국내 항공산업의 규모 및 기술적 성숙도를 고려할 때 소형비즈니스 제트기 시장에 우선 진출하는 것이 경쟁력이 높고 실패 위험 부담이 비교적 낮음. ㅇ 시장의 성장속도와 경쟁사들의 시장진입을 고려할 때, 탐색개발 및 체계개발을 조기에 완료하여 빠르게 시장에 진출하여야 사업의 성공률을 높이고 안정적으로 시장을 선점할 수 있음. ㅇ 특히 항공안전기술개발 사업(part 23급 BASA 인증기 개발)과 연계하여 part 25급 중소형 항공기를 개발할 경우, 설계/제작/시험평가 기술과 기술 인력, 기간시설을 최대한 활용 가능하여 개발 사업의 성공가능성 및 경제성의 극대화를 기대할 수 있음. ㅇ 중소형항공기 개발을 시작으로 국내 항공산업을 적극 육성할 경우 관련 부품산업의 육성 및 타 산업의 기술 파급을 기대할 수 있음. ㅇ 이런 시기야 말로 우리나라가 인증용 중소형항공기(Part 25급) 개발 및 인프라 구축을 함으로써, 디지털 TV의 성공사례에서와 같이 현재 유인항공기 분야에서 후발국지만 Part 25급 인증과 인프라를 활용하여 대형 여객기 개발 등이 가능 할 수 있는 발판을 마련하는 최적의 기회임
② **중장기 계획과의 연계성**	<< 근거 법 >> ㅇ 항공법 제37조의2(항공안전기술개발계획의 수립·시행) - 항공운항기술의 개발에 관한 사항 - 항공안전분야 종사자의 육성에 관한 사항 - 항공교통관제기술의 향상에 관한 사항 - 그 밖에 항공안전기술의 발전에 필요한 사항

	<< 추진 경위 >> o 건설교통부 R&D로드맵 수립('06.5) o 국가과학기술위원회 심의('06.7) o 항공선진화사업 1차년도 사업 확정 및 추진추진('07.2) o 건설교통R&D 중장기 계획 수립('07.12) o 제1차 항공정책기본계획 수립 ('09) o 항공선진화 R&D 사업 중기계획에 반영('12)
③ 기존 사업과의 차별성(유사·중복성)	o 국토부 : 항공안전기술개발사업 - 항공사고예방 및 항공안전 증진을 위한 핵심부품 개발 및 기술력 확보 - 항공 안전성 인증기술 확보 및 국제 수준의 인증시스템 체제 구축 - 14 CFR Part 23급 항공기 상호항공안전협정(BASA) 체결 - 소형항공기급 인증기 개발 및 국내인증 획득 - 소형항공기급 인증시험 평가 기술확보 및 인프라 구축 o 지경부 : 차세대 중형항공기 핵심기술 개발 사업 - 중형민항기 국제 공동 개발 - 90석급/70석급 패밀리 기종 개발 - 2014년 본개발 착수, 2017년 인증획득, 2018년 고객인도 착수 목표 - 차세대 중형터보프롭항공기 - 기본형 90석급, 파생형 70석급 ☞ 현재까지 알려진 바로는 Joint Venture가 우리나라가 아닌 외국에 본사를 두는 것으로 되어 있는 바, 이 경우에는 중소형항공기 국산화기반 구축연구의 최대 목표인 미국과의 Part 25급 BASA IPA 체결은 불가함. 다만 중형기 최종 조립장을 국내에 두는 것으로 계획하고 있으므로 국내 생산 완제기를 해외에 수출하기 위해서는 중형기 제작에 관한 내용을 BASA IPA에 포함시키기 위한 일련의 연구가 필요할 것임. ☞ 중형기 설계에 대한 형식증명은 외국의 감항당국이

주관하여 수행하므로 본 제안과제에서 제시하는 국내 형식증명/제작증명/감항증명 대비 매우 축소된 형태일 것이므로 일부 유사성은 있으나 중복성은 매우 낮은 것으로 판단됨.

○ 국토부 : 항공안전기술개발 선진화 마스터 플랜 수립
- 항공기급 BASA체결을 위한 FAA와 동등한 인증체제 및 인증절차 개발
- 소형항공기급 인증수행 인력의 양성 및 국제적 수준의 인증기술 확보
- 소형항공기급 BASA 체결을 위한 시범사업 인증

☞ 동 세부과제는 Part23급에 관련된 인증체계에 대한 인증정책 및 인증기술개발을 포함하나 본 제안사업에서 목표로 하는 중소형항공기(Part 25급) 체계를 개발하면서 인증체계를 병행해서 개발, 수립하는 본격적인 내용은 포함하지 않는 기초적 내용으로 서 본 제안사업과 중복되지 않음.

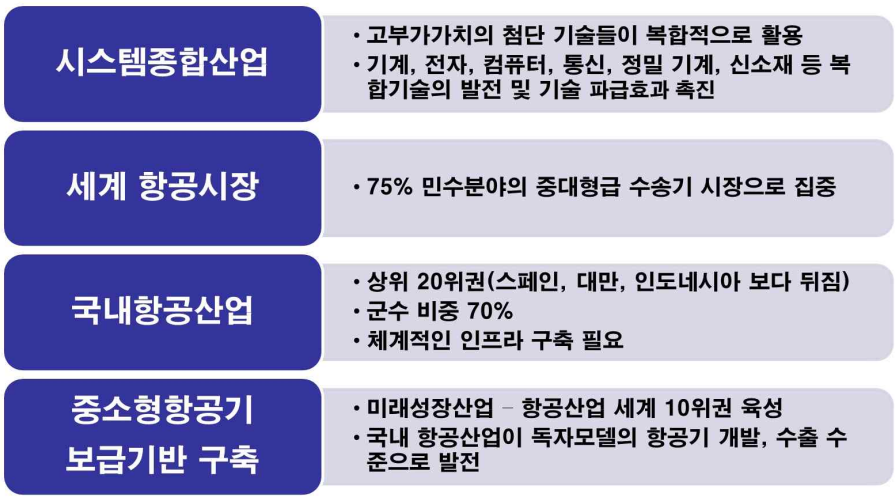
○ 지경부 : 품질인증 기술기반 구축사업
- 지식경제부 지원 하에 2003년부터 2008년까지 기술표준품의 설계, 제작, 운용 및 수출에 필요한 국가적인 부품 인증체계를 구축하기 위한 항공기품질인증 기술기반 구축사업을 수행

☞ 동 과제는 항공기부품에 해당하는 기술표준품 인증시스템 구축, 기술표준품 시범인증 및 기술표준품급 BASA IPA 체결을 추진하는 내용으로 Part 25급 중소형항공기의 인증을 주요 내용으로 하는 본 사업과는 중복되지 않으며, 최종 목표도 명확하게 차이가 있음.

※유사/중복성 검토결과
○ 현재 우리나라에는 중소형항공기(Part 25급) 제작/인증 등의 인프라가 부족한 실정으로, 항공법을 충족하는 중소형항공기(Part 25급)의 시제기 제작, 인증기술 개발

	구축은 전혀 중복성이 없음. ○ 중소형항공기(Part 25급)의 안전성 제작/인증/수출기반 인프라를 구축하기 위해서는 인증용 시제기(시범인증) 개발이 불가피함. ○ 국토부의 인증용 시제기 개발은 설계 초기부터 항공법에 근거한 국가 인증기술기준을 100% 충족하도록 제작 및 시험 후 공인 인증기관으로부터 인증을 획득하여 국내 수요 및 해외 수출기반을 조성하는 공인되고 표준화된 사업으로, 기존에 인증도받지 않고 실험용 수준으로 국내 개발한 무인항공기와는 차원과 성격이 다른 사항으로 중복 문제는 없음

3 기술개발 필요성(R&D 분야)

① 관련분야 연구개발 투자동향	○ 기술의 필요성  ○ 항공기산업은 시스템종합산업으로 고부가가치의 첨단 기술들이 복합적으로 활용이 가능하며, 기계, 전자, 컴퓨터, 통신, 정밀 기계, 신소재 등 복합기술의 발전 및 기술 파급효과를 촉진함. ○ 전세계 항공기 시장의 75% 민수분야의 중대형급 수송기 시장으로 집중됨.

	○ 국내 항공산업은 상위 20위권(스페인, 대만, 인도네시아 보다 뒤짐)으로 군수비중이 70%를 차지하고 있음. T-50, KT-1, KC-100의 개발이 이루어졌지만, 체계적인 인프라 구축 필요함. ○ 항공산업은 미래성장산업으로 항공산업 세계 10위권 육성 계획을 갖고 있으며, 국내 항공산업이 독자모델의 항공기 개발, 수출 수준으로 발전이 필요함. ○ 우리나라의 항공산업 발전을 위해서는 글로벌 항공산업 시장동향을 주목하면서 국내 군용기 수요기반과 이미 확보한 경항공기 개발기술을 활용할 수 있는 미래형 고부가가치 기종을 단계적으로 개발해 나가는 전략이 필요함. ○ 글로벌 항공기 시장 진출을 위해서는 항공기보급기반을 구축하고 국산 완제기와 핵심부품의 인증기반을 구축함으로써 미국과의 BASA체결이 시급히 필요함. ○ 항공교통은 미래 인적자원 물류의 핵심 수단으로서 글로벌화가 진행될수록 그 수요가 급성장할 전망되며 첨단기술을 바탕으로 하는 대표적인 지식기반 산업으로서 전후방 연관효과가 큼. 항공산업은 고용, 부가가치 창출, 수출 증대에 기여할 수 있는 미래 성장 동력 산업임. ○ 우리나라는 세계 10위권의 항공운송대국임. 그러나 기계, 전자통신, 컴퓨터 등 항공 산업이 도약할 만한 기반산업이 잘 갖춰져 있고 군용기와 민간항공기의 수요기반도 탄탄함에도 불구하고 항공기 제작산업은 상대적으로 낙후되어 있으며 항공교통은 국민경제에서 차지하는 비중이나 기여도가 낮음. ○ 1970년대 이후 군용기의 조립이나 부품제작, 초경량항공기의 개발 등이 이루어졌지만 우리나라의 항공산업은 경제적 위상에 훨씬 못 미치는 수준에 머물고 있음. 민간부문이 감당하기에는 엄청난 투자비가 소요되고 투자비 회수에 오랜 시간이 소요되는 장주기산업이라는 특성에서 비

	롯된 것으로 항공산업의 진흥을 위해서는 항공관련 핵심 기술의 개발을 지원하고 완제기 제작 및 인증기술 인프라를 구축하는데 정부가 주도적인 역할을 수행해야 한다는 사실을 뒷받침함. ○ 국내 항공산업은 군용기 개발경험을 통해 초음속 완제기급 체계종합 기반은 구축되었 으며 기술기반인 기계, 전자, S/W 기술력도 세계적인 경쟁력을 보유하고 있는 상태이나, 민간항공기 부문은 완제기 개발경험이 전무하고 민항기 고유의 요구조건 반영을 위한 개발/시험/인증 인프라가 미비한 실정임. ○ 소형항공기급 인증기의 성공적 개발을 통해 민항기 시장분석, 요구도정의, 설계 및 개발, 시험평가 및 인증 등의 전 사이클을 경험하고 관련 기술, 전문인력, 설비를 확보함으로써, 민항기 개발을 위한 체계종합/설계, 시험/인증 기술, 시험평가/생산 설비 등 인프라를 구축할 수 있음.
② 관련분야 기술 개발 동향	○ 국내의 항공 산업체는 군용 항공기 체계 개발과 주요 부품 및 장비품의 개발 능력, 군수 항공기 등에 대한 품질관리체계를 갖추고 있으나, 민간 항공기 및 부품에 대한 독자적인 설계에 대한 경험이 부족하고 설계 등에 대한 적합성 입증기술을 보유하고 있지 못한 실정임. ○ 국내의 항공기 설계/개발기술은 70%, 제조는 90% 수준으로 높은 편이나 핵심요소기술 및 인증기술은 상대적으로 낮은 35-45% 수준으로 평가됨. ○ 현재까지 축적된 항공기 개발 관련 기술 및 인적 역량, 경험 및 인프라는 항공산업 선진국 대비 평균 50-60% 수준으로 평가됨. ○ 국내의 대학에서 수행되고 있는 연구는 극히 일부를 제외하고는 이론적·학문적 분야에 치중하고 있으며, 항공기 및 부품의 생산기술 및 시험평가, 특히 인증 분야에 대한 연구는 거의 전무한 실정임.

<국내 항공기술 수준(2007년)>

세부기술	국외 기관 현황	국내 개발 현황	수준 (국외대비)
설계 기술	·미국 보잉(Boeing) ·유럽 에어버스(Airbus) ·미국 항공우주국(NASA)	·한국항공우주산업(주) ·대한항공(주) ·한국항공우주연구원(KARI)	70%~80%
생산 기술	·미국 보잉(Boeing) ·유럽 에어버스(Airbus)	·한국항공우주산업(주) ·대한항공(주)	90%~95%
부품 소재 설계/ 제작	·Howmet ·Aerospace Composite ·Messier Dowty ·Goodyear, Dunlop ·Hamilton Sundstrand	·한국로스트왁스 ·한국화이바 ·(주)한화 ·위아(주) ·금호타이어(주) ·경주전장(주) ·LIG 넥스원	70%~80%
인증 기술	·미국연방항공청(FAA) -위임인증기술자(DER, DMIR) ·유럽항공안전기구(EASA) ·대만항공기인증연구소(ACI)	·항공안전본부(CASA) ·한국항공우주연구원(KARI) -항공우주안전·인증센터(KCA)	30%~50%

- 본 과제는 미국과의 BASA IPA를 Part 25급으로 확대, 체결하기 위하여 필수적으로 수행하여야 하는 연구이므로 기존 연구와는 확연하게 차별되는 과제라고 할 수 있음.
- 착수 시점은 현행 BASA IPA가 Part 23급으로 확대될 것으로 예상되는 2014년 6월을 기준으로 고려하여야 하며, 사전 1년간의 준비기간을 가지고 체계적이고 효율적인 연구수행 계획을 수립하여야 할 것으로 판단됨.

③ 기술개발로 인한 파급효과

○ 기술적 기대성과

- 소형 제트기 개발로 FAR Part 25급 항공기 설계기술력 확보 및 세계시장 진출로 우리나라 항공산업의 수출산업화 달성함.

- 한·미간 BASA체결로 고정익 항공기분야에서 항공선진국수준의 항공인증 기술력 확보함.

○ 사회 경제적 기대성과

- 개발 및 후속 상용화에 성공할 경우 항공기 단가 3.85 백만 달러, 800대 생산을 전제로 할 때 30억 불의 수출

	물량 창출 등 막대한 직간접 파급 효과 창출을 기대 할 수 있음. - 소형 민항기 개발을 통해 국내 항공기 개발 기술 수준을 제고하고 경쟁력 있는 상업용 항공기 개발 기반을 확보하는 동시에 국제 공동개발에 참여를 기대할 수 있음. - 항공선진국과의 기술 격차를 줄이고 국내 미비한 기술 및 미 보유기술을 확보하여 항공기 개발 활성화가 기대됨. - 중장기적으로 민항기의 체계적인 개발 계획을 수립하고 연구 개발을 수행할 수 있는 여건이 조성되며 이를 통해 연구 인력 양성, 연구 시설 현대화, 제작 업체 활성화로 이어져 연구개발 전반에 걸친 인프라가 구축 가능함.
④ 기타 기술 개발 필요성	○ 개발된 기술을 바탕으로 향후 중형 항공기 개발 및 대형 항공기 개발에 활용 가능함. ○ BASA 시범사업의 성공적 수행 시 국가 항공안전 시스템의 선진화를 실현함은 물론, 시장 경쟁력 있는 소형 항공기 개발 및 후속 상용화를 통해 고부가가치 항공우주산업의 수출 산업화 및 국가 미래성장 동력화를 촉진함.

4 사업추진상의 위험요인과 대응방안

① 민원·분쟁 가능성	○ 해당 없음
② 지자체 협의	○ 해당 없음
③ 기타 예상되는 문제점	○ 해당 없음

5 국고지원의 적합성

① 국고지원 요건	○ 중소형항공기(Part 25급)의 인증 인프라 및 종합운용 체계

및 필요성	구축은 국가 항공당국(국토해양부)의 고유 업무이고, 국제민간항공기구(ICAO) 회원국으로서의 의무사항임. ○ 정부간 항공안전협정 체결 및 국제표준에 부합하는 수출기반 인프라 조성은 국가주도로 추진 필요함. ○ 위와 같은 이유로, 업체 등 민간 주도로는중소형항공기(Part 25급) 보급기반 구축을 위한 사업 추진은 사실상 불가능함.
② **중장기 재정운용 계획과의 연계**	○ 항공선진화 연구개발사업으로 국고 지원 추진 - 중소형항공기(Part 25급) 인증 및 운용체계개발, 인프라 구축사업 예산은 100% 정부 예산으로 추진하고, 시범인증용 무인항공기체계 개발 및 시범운용 과제는 항공산업체의 공동 참여 추진이 가능함.

6 재원 규모 및 확보방안

① 재원계획

○ 소요예산 산출근거 기술

< 연구개발사업 소요재원 >

(단위: 억원)

구분			총사업비			
대항목	소항목		합계	국고	지방비	민자
연구개발(98%)	총괄 과제		300	300		
	중소형항공기(Part 25급) 국산화기반 탐색 개발		170	170		
	Part 25급 BASA IPA 확대 사전연구		30	30		
	중소형항공기(Part 25급) 인증시제기 개발		7,000	5,250		1,750
	중소형항공기(Part 25급) 인증기술개발 및 시범사업 인증		680	680		
	중소형항공기 기술기준 및 안전인증지침 개발		70	70		
	중소형항공기 정비·고장탐구 지원 체계 구축		266.67	200		66.67
	중소형항공기 운용 지원 체계 구축		100	100		
	합 계		8,466	6,650		1,816
연구시설 및 장비 (2%)	시설	공 사 비	17	17		
		시 설 부 대 비	18	18		
		부 지 매 입 비	13	13		
		기 타	-	-		
		합 계	48	48		
	장비	일 반 장 비	18	18		
		특 수 장 비	84	84		
		합 계	103	103		
	합 계		150	150		
기 타 (0%)			-	-		
합 계			8,616	6,800		1,816

<연차별 투자계획>

(단위: 억원)

구분	총사업비	연차별 투자계획									
		Y1	Y2	Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	Y9	Y10
합 계	**780**	**15**	**15**	**100**	**130**	**140**	**140**	**140**	**100**		
국 고	780	15	15	100	130	140	140	140	100		
지방비	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
민 자	-	-	-	-	-	-	-	-	-		

○ 중소형항공기(Part 25급) 인증기술개발 사전 연구

항 목	내 용	금액(백만원)	
Part 25급의 중소형항공기 인증시스템 연구를 통해 국내 인증 종합체계 및 절차 구축	중소형항공기 인증-운항 종합체계 구축을 위한 항공법규 보완사항 연구 및 개정(안) 도출	150	500
	중소형항공기 인증-운항 관련 훈령/고시 등 세부절차 개선방안 연구 및 제.개정(안) 도출	350	
중소형항공기 인증인력 양성 및 인증기술 확보	중소형항공기 적용 인증기준에 따른 인증기술분야별 인증요건 연구	900	2,200
	인증요건별 적합성입증방법(MOC) 연구	1,220	
	인증수행 전담인력의 양성계획 및 인증기술 확보 방안 수립	80	
BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 방안 연구	Part 25급 BASA IPA 확대추진을 위한 FAA 사전 협의	50	300
	FAA 가용일정/기술평가 인력계획 협의 및 확인	100	
	FAA에 확대의향서(Letter of Intention) 전달	90	
	미연방항공청(FAA)과의 국제협력프로그램 수립	60	
합 계		3,000	

○ 중소형항공기(Part 25급) 인증기술개발 및 시범사업 인증

항 목	내 용	금액(백만원)	
Part 25급 인증시스템 및 인증기술연구	Part 25급의 종합적인 인증법규, 관련 훈령/고시 등 인증시스템을 시범인증에 적용 및 개선하고 시범인증 과정에서 국내 인증시스템의 적정성/효율성을 지속적으로 평가 및 보완/개선	2,400	8,000
	인증교육프로그램 등에 의한 인증전	5,600	

	문인력의 양성을 추진 및 해외 인증 전문가 활용을 통한 기술이전 등 인증기술 확보 및 제고		
중소형항공기 시범인증(형식/제작/감항증명)	중소형항공기에 대한 형식증명 시범 인증업무 수행	43,000	46,300
	중소형항공기에 대한 제작증명 시범 인증업무 수행	2,300	
	중소형항공기에 대한 초도감항증명 시범인증업무 수행	1,000	
BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 체결	FAA 기술평가 수검	12,000	13,700
	BASA IPA 확대협상(Negotiation) 및 체결 추진	1,700	
합 계		68,000	

○ 중소형항공기 기술기준 및 안전인증지침 개발

항 목	내 용	금액(백만원)	
중소형항공기 핵심 인증기술 요건 분석	해외 중소형항공기(Part 25급) 기술기준 및 지침서 체계분석	1,750	2,800
	인증기술 분야별 적합성 평가 핵심요건 분석	1,050	
중소형항공기 기술기준 개발	수송급비행기에 요구되는 각 부분별 안전성 기술기준 개발	700	1,050
	감항성 유지 및 안전성 개선을 위한 기술기준 개발	350	
중소형항공기 환경기준 개발	연료방출기준, 배출증명기준, 기준압축비 측정기준, 매연배출 평가 기준, 가스배출물의 축적 기준 등	420	700
	소음기준	280	
중소형항공기 인증기술분야별 적합성 평가기준 및 평가안내서 개발	중소형항공기 인증기술분야별 적합성 평가 기준 개발	1,400	2,450
	중소형항공기 인증기술분야별 적합성 평가 안내서 개발	1,050	
합 계		7,000	

② 소요 인력 등

※ 사업에 소요되는 인력 규모 및 확보방안 제시

<연구개발부문 인력투입계획>

	1단계		2단계						합계
	Y1	Y2	Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	
박사급(명)	2	2	3	3	4	5	5	5	29
석사급(명)	17	20	22	28	32	35	35	35	224
학사급(명)	8	10	20	34	34	30	30	30	196
합계(명)	27	32	45	65	70	70	70	70	449

<부록 3> 도출과제의 당위성 요약

• **과제의 시급성**

- ㅇ 동 사업은, 현재 국토해양부 항공선진화사업의 일환으로 진행 중인 Part 23급의 BASA IPA 체계구축 및 시범사업 인증을 통해 미국과의 BASA IPA를 항공기 부품급에서 소형항공기급으로 확대하기 위한 과제가 성공적으로 마무리될 것으로 예상됨에 따라, 그 성과를 토대로 항공선진화사업으로 기대되는 효과 및 활용성이 연속성을 가질 수 있도록 하기 위한 것임.
- ㅇ Part 25급으로 BASA IPA를 확대하는 것은 항공 분야 안전인증 인프라 구축의 최종 단계라고 할 수 있으므로 우리나라의 항공안전인증기술에 대한 국제적 신인도를 획기적으로 신장시키게 되며 따라서 타 산업분야에 비해 열악한 국내 항공기 제작산업을 활성화시킬 수 있는 전기가 될 것임.
- ㅇ 2020년까지 생산 200억 달러, 수출 100억 달러를 달성함으로서 항공산업을 Global 7으로 도약시키겠다는 국가 항공산업 기본계획을 이루기 위해서는 Part 25급의 BASA IPA 확대가 필수조건임.
- ㅇ 소형항공기 산업시장은 Part 25급 수송기 산업시장과는 비교할 수 없음.
- ㅇ 미국과 BASA IPA를 Part 25급으로까지 확대하여야만 우리나라의 항공기 제작산업체가 항공선진국으로부터 일체의 제약을 받지 않고 자체 개발한 항공기 및 관련 제품을 해외로 수출하는 것이 가능함.
- ㅇ Part 23급에 대한 BASA IPA 확대에 이어서 본 연구과제를 진행하는 것이 사업의 연속성을 확보하고 기구축한 인프라(인력, 시험장비/시설등)의 손실을 최소화하는 길임.
- ㅇ 미국연방항공청(FAA)의 경우 현재 일본/중국 등과 BASA IPA를 Part 25급으로 확대하기 위한 시범인증사업을 진행 중인 바, FAA는 우리나라가 BASA IPA를 Part 25급으로 확대하고자 하는 경우 활용가능한 자국의 인증인력이 제한되어 있으므로 가급적 조기에 시범인증사업 대상을 확정하는 것이 유리할 것으로 우리측에 조언한 바 있음.
- ㅇ 국가의 지속적인 경제발전 및 고용창출을 위한 성장동력으로 부가가치가 큰 항공산업의 육성이 요구되며, 국내 항공산업의 규모 및 기술적 성숙도를 고려할 때 소형비즈니스 제트기 시장에 우선 진출하는 것이 경쟁력이 높고 실패 위험 부담이 비교적 낮음.
- ㅇ 시장의 성장속도와 경쟁사들의 시장진입을 고려할 때, 탐색개발 및 체계개발을 조기에 완료하여 빠르게 시장에 진출하여야 사업의 성공률을 높이고 안정적으로 시장을 선점할 수 있음.
- ㅇ 중소형항공기 개발을 시작으로 국내 항공산업을 적극 육성할 경우 관련 부품산업의 육성 및 타 산업의 기술 파급을 기대할 수 있음.

• 국가 R&D 투자방향과의 부합성

ㅇ 동 사업의 목표는 우리나라의 항공기 및 항공관련제품 산업을 육성하기 위하여 국가가 수행하여야 하는 항공안전인증 업무의 인프라를 확보하기 위한 것임.

ㅇ 미국연방항공청(FAA)을 포함한 외국의 감항당국은 자국과 항공기등의 감항성에 대한 협정(BASA, BAA 등)을 체결하고자 하는 상대국가의 인증당국만을 협의의 대상으로 인정하고 있으므로 항공안전인증 기반의 구축과 확대는 민간 부문에서 담당할 수 없는 영역이며, 따라서 Part 23급의 소형항공기로부터 Part 25급의 대형항공기로 단계적이고 연속적인 BASA IPA 확대는 항공선진화 R&D 투자 정책에 부합하는 것임.

• 기존 연구개발과제와의 차별성

ㅇ BASA 체계 구축 및 시범사업 인증에 관한 기존 과제는 지식경제부에서 항공기 부품급(기술표준품)으로 지원한 품질인증기술기반구축 사업과 국토해양부에서 주관한 소형항공기급 BASA 체계구축 및 시범사업 인증의 2개 과제가 있음. BASA IPA는 통상 기술표준품 → Part 23급 소형항공기 → Part 25급 수송용항공기의 순서로 진행되며 이에 따라 최종 단계인 Part 25급을 추진하기 위한 목적으로 앞의 기술표준품 및 Part 23급 소형항공기 과제를 추진한 것이라고 할 수 있음.

• 인증용 시제기 제작의 필요성

ㅇ 시장잠재력의 관점

- 인증기의 개발이 사업화로 이어지고 항공선진화 목표를 달성하기 위해서는 국내외 시장잠재력이 크고 착수물량 확보에도 유리한 기종을 선정해야 하는데 비즈니스제트기나 리저널 기 중에서 틈새시장 발굴이 상대적으로 용이한 기종이 여기에 해당될 수 있음

- 인증기 개발대상 기종으로는 Light Jet급 비즈니스제트기, Super Light급 및 Midsize급 비즈니스제트기 기종이 적합한 것으로 판단되나 그 동안 우리나라에서는 50-90인승급 Regional Jet와 Turboprop 기종들도 검토된 바 있음. 이 중에서 두 기종이 경합하는 SLJ급 영역은 수요가 안정되어 있고 국내 대기업들의 교체 또는 신규수요를 통해 착수물량 확보가 용이하다는 점에서 인증기 기종으로 적절함

- 반면 VLJ급 시장은 수많은 업체들이 다양한 가격대와 성능을 지닌 제품을 출시하면서 완전경쟁을 벌이고 있어서 시장 잠재력이 불투명하고 Midsize 및 Large Jet 영역은 개발비가 과다하게 소요되고 국내수요도 제한된다는 점에서 리스크가 큼. 또한 프로펠러기의 경우에는 제트기에 밀려 시장이 축소되는 기종으로서 안정된 수요를 예측할 수 없고 중국 등에서 개발된 저가 항공기와의 가격경쟁에서 밀릴 가능성이 큼

ㅇ 기술개발 성공 가능성 및 미래지향성 관점

- 첨단기술과 엄청난 투자비가 소요되는 완제기 개발이 성공하기 위해서는 국내 기반기술 수준, 완제기 개발경험, 설계 등 기술인력과 숙련공 활용 가능성을 종합적으로 판단하여 기술성공 확률이 높은 기종을 선정해야 하며 소형항공기 개발경험만 보유한 우리나라로서는 Medium급보다 크기가 작고 투자비가 적게 소요되는 영역에서 인증기를 선정하는 것이 바람직함
- 프로펠러기는 점차 항공기 시장에서 퇴출되는 추세이며 제트기 기술개발이 이어지면 프로펠러기의 장점도 점차 희석될 뿐 아니라 장차 다른 기종개발에도 시너지 효과를 기대할 수 없다는 점에서 인증기로서 적합성이 떨어지는 것으로 판단됨
- 우리나라의 군수산업 역량에도 기여할 수 있으려면 첨단 기술, 첨단 자재를 활용하는 '민항기와 전투기의 중간성능'을 보유한 기종을 개발하기 위해서는 SLJ급에 속하는 비즈니스제트기 중에서 성능이 가장 뛰어난 기종을 지향할 필요가 있음

ㅇ 진입장벽의 관점

- 인증기의 수출을 통한 사업화 성공을 위해서는 글로벌 시장의 성장성, 항공기 개발비용, 절대적 비용우위 달성 가능성과 '규모의 경제' 실현 가능성 등 진입장벽을 고려해야 함
- 초경량 항공기 개발 경험만 보유한 우리나라로서는 어느 기종을 개발하더라도 큰 진입장벽에 직면할 전망이지만 '시장이 빠르게 성장하고 경쟁기종이 제한되어 있으며 성능대비 시장가격이 높게 유지되면서 개발비 부담이 상대적으로 적은 기종이 적절함
- 비즈니스제트기 시장동향에서 분석한 것처럼 SLJ급 영역은 성능 대비 가격이 높게 유지되며 차별화된 제품을 개발하기 용이하다는 점에서 상대적으로 Blue Ocean으로 간주되며 사업화를 위해서는 이 영역에서 차별화된 제품을 더 낮은 가격에 출시할 수 있어야 함
- 이런 관점에서 VLJ급 기종은 치열한 가격경쟁에 직면해야 하고 KC-100을 개발한 우리나라로서는 중복투자의 의미가 있음. Medium 이상의 비즈니스제트기와 리저널제트기 기종들은 기존 업체들과의 경쟁에서 불리할 뿐 아니라 투자비부담이 크고 기술성공 가능성도 낮다는 점에서 불리함. 프로펠러기종들은 중국과 우크라이나가 성능에 비해 너무 저렴하게 제품을 출시하고 있으며 국내수요도 기대할 수 없다는 점에서 리스크가 큼

ㅇ 국민경제에 미치는 파급효과 관점

- 완제기는 단순제작(10%), 핵심부품 (25%)에 비해 부가가치 창출능력이 크지만

공동개발이나 OEM 방식의 생산은 국내 부가가치 창출 비중이 떨어진다는 점에서 설계나 시험, 제작 등 개발 및 생산과정을 국내업체가 주도할 수 있는 ‘완성도 높은 기종’을 인증기로 개발하는 것이 바람직함

- 우리나라는 제조업분야, 특히 기계, 전자통신, 컴퓨터, 전기, 신소재 등의 산업기반을 잘 갖추었으므로 장차 항공기의 개발과 생산에 유리한 환경이 조성되어 있음. 국내 항공산업 기반산업을 활용하고 국내 주도로 인증기를 개발하기 위해서는 SLJ급 이하의 기종이 유리하며 외국과의 공동개발에 의존해야 하는 기종들은 완제기 개발의 의의를 상실하는 결과를 초래함

o 투자능력과 사업성 관점

- 우리나라가 완제기 대상으로 검토해온 기종들 중에서 VLJ급 기종은 투자비가 적게 들지만 경량 항공기 편중현상을 초래함으로써 중복투자의 의미가 있고 리저널제트기와 90인승 터보프롭기는 개발비가 과다하게 소요된다는 점에서 리스크가 큼

- 기존 연구(건교평 ‘중소형항공기인증기술개발기획, 2008’)에 따르면 50인승 리저널 제트기나 90인승 터보프롭기는 1조원이 훨씬 넘는 개발비가 소요되고 사업성도 그리 양호하지 않은 것으로 나타났음. 이에 비해 SLJ급 기종은 그 절반에 못 미치는 투자비로 기체를 개발할 수 있고 경량 항공기에 이어지는 ‘가교적’ 기종으로서 기술축적에 유리하며 변형기 수요를 유인하고 향후 중형 여객기나 PAV 개발에 축적된 기술을 활용할 수 있다는 점에서 유리

<부록 3> 기술준비 수준(TRL : Technology Readiness Level)

<table>
<tr><th>단계</th><th>단계정의</th><th colspan="3">설명</th></tr>
<tr><td>1</td><td>기본원리 이해 단계</td><td colspan="3">· 기술개발의 가장 낮은 단계로, 과학적 연구 결과가 응용연구개발 단계로 전이되기 직전 단계</td></tr>
<tr><td>2</td><td>기술개념 형성 및 응용 분야 식별단계</td><td colspan="3">· 기본원리가 이해된 후 응용분야를 식별함</td></tr>
<tr><td>3</td><td>주요 기능 분석/실험 또는 특성에 대한 개념 입증 단계</td><td colspan="3">· 활발한 연구개발이 시작됨
· 기술을 적잘한 대상에 응용하기 위한 분석적 연구, 분석결과가 물리적으로 유효함을 입증하는 실험실 수준의 연구를 포함
· 타부품에 적용되지 않았거나 성능이 완전하지 않은 부품 수준도 포함됨</td></tr>
<tr><td rowspan="2">4</td><td rowspan="2">실험실 환경에서 구성품 또는 Breadboard 수준의 성능 입증 단계</td><td rowspan="2">· 부품(시제품)이 결합되어 불안정하지만 종합적으로 성능을 발휘함
· 최종 체계에 비해서 성능이 상대적으로 불완전함</td><td>대상장비</td><td>완성 체계의 대표적인 능력을 입증할 수 있는 대표적인 구성품/Breadboard</td></tr>
<tr><td>시험환경</td><td>실험실 환경</td></tr>
<tr><td rowspan="2">5</td><td rowspan="2">유사 운용 환경에서 구성품 및 Breadboard 수준의 성능입증 단계</td><td rowspan="2">· 시험 대상 구성품 및 Breadboard의 성능 안정성이 상당히 향상됨
· 성능의 충실성을 높이도록 실험실에서 구성품을 조립하는 것도 포함</td><td>대상장비</td><td>실제 지원 구성품들과 결합된 구성품/Breadboard</td></tr>
<tr><td>시험환경</td><td>대상의 주요 특성을 시험할 수 있도록 합의된 유사 운용환경</td></tr>
<tr><td rowspan="2">6</td><td rowspan="2">유사 운용 환경에서 체계/부체계 모델 또는 시제품 성능시현 단계</td><td rowspan="2">· 모든 기술들을 시현하는 것은 아니며, R&D 요구조건보다는 기술개발 관리상의 신뢰성을 보증하는 것에 중점을 둠</td><td>대상장비</td><td>대표적인 체계/부체계 모델 또는 시제품</td></tr>
<tr><td>시험환경</td><td>대상의 모든 특성을 시험/평가할 수 있도록 구성된 유사운용 환경</td></tr>
<tr><td rowspan="2">7</td><td rowspan="2">운용환경에서 체계 시제품의 성능시현 단계</td><td rowspan="2">· 실제 운용환경에서 시제품에 대한 성능시현을 수행하는 단계로서, 체계공학과 개발 관리 신뢰성을 보증하는데 목적이 있음</td><td>대상장비</td><td>실제 체계와 거의 같은 체계 또는 계획된 운용 체계</td></tr>
<tr><td>시험환경</td><td>항공기/차량/우주공간과 같은 운용환경</td></tr>
<tr><td>8</td><td>체계완성 및 기술시험 단계</td><td colspan="3">· 요구운용조건하에서 기술이 최종 완성된 형태로 성능이 만족됨을 입증함
· 기술이 적용될 무기체계에서 기술시험평가를 통해 설계 규격을 만족시킴</td></tr>
<tr><td>9</td><td>체계 운용시험 단계</td><td colspan="3">· 완성된 체계에 기술을 적용하여 모든 성능을 확인하는 단계</td></tr>
</table>

※기술수준분류체계: 미 국방성 기준(DOD Deskbook 5000. 2-R).

비매품

94550

9 788972 184379

ISBN 978-89-7218-437-9
ISBN 978-89-7218-435-5 (세트)

항공선진화사업

R&D/11항공-안전03

중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 기획 최종보고서

Volume II

2012. 10.

주관연구기관 / 한양대학교
공동연구기관 / 한국항공우주연구원
(주) 아피아엔지니어링

국 토 해 양 부
한국건설교통기술평가원

R&D Report on Planning for the Propagation Base Establishment of Small and Medium Sized(Part 25 class) Aircraft

11항공-안전03

중소형항공기(Part25급) 국산화보급기반 구축기획최종보고서

국토해양부 한국건설교통기술평가원

주 의

1. 이 보고서는 국토해양부에서 시행한 항공선진화 사업의 연구보고서입니다.

2. 이 보고서 내용을 발표하는 때에는 반드시 국토해양부에서 시행한 항공 선진화 사업의 연구결과임을 밝혀야 합니다.

3. 국가과학기술 기밀유지에 필요한 내용은 대외적으로 발표 또는 공개하여서는 아니 됩니다.

제 출 문

국토해양부 장관 귀하

이 보고서를 "중소형항공기(Par 25급) 국산화 보급기반 구축 기획에 관한 연구"과제의 보고서로 제출합니다.

2012 . 10 .

주관연구기관명 : 한양대학교
주관연구책임자 : 조진수
연 구 원 : 조이상
" : 이세욱
" : 최현민
" : 류민형
" : 김진욱
" : 김태우
" : 민준호
공동연구기관명 : 한국항공우주연구원
공동연구책임자 : 김일영
공동연구기관명 : (주) 아피아엔지니어링
공동연구책임자 : 하태흡

보 고 서 요 약 서

<table>
<tr><td>과제고유번호</td><td>10항공-
안전03</td><td>해 당 단 계
연 구 기 간</td><td>2011.12.27
~2012.10.26</td><td>단 계
구 분</td><td>기획단계</td></tr>
<tr><td colspan="2">연 구 사 업 명</td><td colspan="4">항공선진화사업</td></tr>
<tr><td rowspan="2">연 구 과 제 명</td><td>대 과 제 명</td><td colspan="4">중소형항공기(Part25급) 국산화 보급기반 구축 기획</td></tr>
<tr><td>세부과제명</td><td colspan="4"></td></tr>
<tr><td rowspan="2">연 구 책 임 자</td><td rowspan="2">조 진 수</td><td>해당단계
참 여
연구원수</td><td>총 : 15명
내부 : 9명
외부 : 6명</td><td>해당단계
연 구 비</td><td>정부:250,000천원
기업 : 천원
계: 250,000천원</td></tr>
<tr><td>총연구기간
참 여
연구원수</td><td>총 : 15명
내부 : 9명
외부 : 6명</td><td>총연구비</td><td>정부:250,000천원
기업 : 천원
계: 250,000천원</td></tr>
<tr><td>연구기관명 및
소 속 부 서 명</td><td colspan="2">한양대학교</td><td>참여기업명</td><td colspan="2">한국항공우주연구원
(주) 아피아엔지니어링</td></tr>
<tr><td>국제공동연구</td><td colspan="3">상대국명 :</td><td colspan="2">상대국연구기관명 :</td></tr>
<tr><td rowspan="2">위 탁 연 구</td><td colspan="3">연구기관명 : 감우회경영회계연구원</td><td colspan="2">연구책임자 : 김덕영</td></tr>
<tr><td colspan="3">연구기관명 : ㈜ 웝스</td><td colspan="2">연구책임자 : 김미선</td></tr>
<tr><td colspan="4">요약(연구결과를 중심으로 개조식 500자 이내)</td><td>보고서면수</td><td>334</td></tr>
<tr><td colspan="6">○ 항공분야 전문가들로 구성된 자문위원회 구성(4명), 항공분야 과제수행 실무책임자들로 구성된 실무위원회 구성(7명) 및 항공관련 대학교 교수진(7명)으로 구성된 검토위원단 구성</td></tr>
</table>

○ 국내외 정책 동향, 시장동향 및 기술동향 등을 분석하여 중소형항공기(Part 25급) 개발방향 수립

○ 국내외 특허동향 분석 및 국내 시험 인프라를 분석하여 중소형항공기(Part 25급) 개발전략 수립

○ 중소형항공기(Part 25급) 인증기반 구축을 위한 인증기술 인프라 선진화 전략 도출

○ 중소형항공기(Part 25급) BASA IPA 추진동향 분석을 통한 BASA IPA 확대 추진 방안 수립

○ 중소형항공기(Part 25급) 사전타당성 검토를 통한 개발 가능성 검토

○ 중소형항공기(Part 25급) 신기술 분석 및 경쟁기종 분석을 통한 항공기 제원 분석

○ 중소형항공기(Part 25급)의 경제성분석을 통해 사업타당성을 검토

○ 중소형항공기(Part 25급)의 BASA IPA확대를 도모하기 위해 인증 시제기 기종 선정

○ 중소형항공기(Part 25급) 보급기반 구축을 위한 탐색개발 및 본개발 업무내용 검토(로드맵 작성)

색 인 어 (각 5개 이상)	한 글	중소형항공기, 제작, 시험, 인증, 상호협정안전협정
	영 어	Part 25, Manufacturing, Test, Certification, BASA

<국문 목차>

목 차

[국문 요약문] ····· Ⅰ
[영문 요약문] ····· Ⅳ

1장. 중소형항공기(Part25급) 경제성 분석 ····· 1
1절. 연구배경과 내용 ····· 1
1. 연구 배경 ····· 1
2. 연구 내용 ····· 2
2절. 경제성 분석기법과 항공기 비용모델 ····· 4
1. 경제성 분석의 의의와 절차 ····· 4
2. 분석기법 ····· 5
3. 경제성분석의 쟁점들 ····· 7
4. 항공기 비용모델 ····· 9
3절. 항공산업의 특성과 민항기 시장 동향 ····· 12
1. 항공산업의 특성 ····· 12
2. 국내 항공산업의 현황과 과제 ····· 13
3. 민항기 시장 최근동향 및 전망 ····· 16
4절. 인증기로서 KABJ의 적합성 ····· 22
1. 중소형항공기 시장진입 전략 ····· 22
2. 비즈니스제트기 시장동향과 수요전망 ····· 23
3. 비즈니스제트기의 가격과 성능 분석 ····· 30
4. 시장진입전략과 KABJ의 적합성 평가 ····· 35
5절. 중소형항공기 국산화사업의 경제성 분석 ····· 44
1. 사업개요 ····· 44
2. 비용분석 ····· 57
3. 편익분석 ····· 58
4. 경제성 분석 ····· 62
5. 재무성 분석 ····· 63

6절. 종합평가 및 결론 ····· 70

2장. 특허동향 분석 ····· 72
1절. 서론 ····· 72
1. 기술개요 ····· 72
2. 분석목적 ····· 78
2절. 특허동향분석 ····· 79
1. 분석개요 ····· 79
2. 특허동향 ····· 86
3. 국가별 주요출원인 특허동향 ····· 96
3절. 결론 ····· 177

3장. 국내 시험인프라 분석 ····· 180
1절. 공기역학 분야 ····· 180
2절. 구조 분야 ····· 182
3절. 엔진 분야 ····· 190
4절. 전기/전자 분야 ····· 191
5절. 통신 분야 ····· 198
6절. 유압 분야 ····· 198
7절. 착륙장치 분야 ····· 201
8절. 환경시험 분야 ····· 203
9절. 기타 분야 ····· 216

4장. 인증 ····· 225

부록 ····· 259
<부록 1> 주요 모델 별 성능 및 가격 ····· 259
<부록 2> 비즈니스 제트기의 성능과 가격 ····· 262
<부록 3> 기종 별 특성: 성능, 가격 및 세분영역 ····· 263
<부록 4> Part25급 인증시제기 개발비 세부내역 ····· 264
<부록 5> 비즈니스제트기 '가격 대 성능' 회귀분석 결과 ····· 266

〈부록 6〉 주요특허 요지리스트 ····· 268
〈부록 7〉 기획과제 회의록 ····· 448

그림 차례

그림 1. 경제규모와 항공운송수요 ····· 16
그림 2. 비즈니스 제트기 신규주문 실적 ····· 24
그림 3. 지역별 비즈니스 제트기 침투율 ····· 26
그림 4. 세계 비즈니스 제트기 보유대수 전망 (2010-2030) ····· 27
그림 5. 비즈니스제트기 매출액 전망(1991-2030년) ····· 28
그림 6. 크기별 인도대수 및 매출액 전망 ····· 28
그림 7. 가격과 성능(1)의 관계: Plot ····· 31
그림 8. 가격과 운항속도와의 관계: Plot ····· 32
그림 9. 가격과 항속거리와의 관계: Plot ····· 32
그림 10. 가격과 최대 이륙중량과의 관계: Plot ····· 33
그림 11. 가격과 성능(2)의 관계: Plot ····· 33
그림 12. 탑승인원별 생산대수 ····· 74
그림 13. MRJ(Mitsubishi RJ) ····· 75
그림 14. 비즈니스기 분류도 ····· 76
그림 15. Ecilipse 500 ····· 77
그림 16. 중소형 항공기 연도별 특허동향 ····· 87
그림 17.각 국가의 연도별 특허동향 ····· 88
그림 18. 각 국가의 연도별 특허동향 ····· 89
그림 19. 중소형 항공기 다출원인 구간별 특허동향 ····· 92
그림 20. 주요출원인의 기술별(대분류)특허동향 ····· 93
그림 21. 주요출원인의 3극특허 비율 ····· 94
그림 22. 주요출원인의 4개국이상 출원비율 ····· 95
그림 23. 한국특허의 주요출원인 현황 ····· 96
그림 24. 일본특허의 주요출원인 현황 ····· 97
그림 25. 미국특허의 주요출원인 현황 ····· 98
그림 26. 유럽특허의 주요출원인 현황 ····· 99
그림 27. 엔진분야 관련특허의 주요출원인 현황 ····· 100
그림 28. 기계분야 관련특허의 주요출원인 현황 ····· 101

그림 29. 전장분야 관련특허의 주요출원인 현황 ····· 102
그림 30. 기체분야 관련특허의 주요출원인 현황 ····· 103
그림 31. 각 기술(대분류)의 연도별 특허동향 ····· 104
그림 32. 각 기술(대분류)의 국가별 특허비율 ····· 105
그림 33. 엔진분야 관련특허의 연도별 특허동향 ····· 107
그림 34. 엔진분야 관련특허의 연도별 특허동향 ····· 107
그림 35. 압축시스템 관련특허의 포트폴리오 모델 ····· 109
그림 36. 압축시스템 관련특허의 IPC분포 ····· 109
그림 37. 압축시스템 관련특허의 포트폴리오 모델 ····· 110
그림 38. 압축시스템 관련특허의 IPC분포 ····· 110
그림 39. 터빈시스템 관련특허의 포트폴리오 모델 ····· 111
그림 40. 터빈시스템 관련특허의 IPC분포 ····· 111
그림 41. 기계분야 관련특허의 연도별 특허동향 ····· 115
그림 42. 기계분야 관련특허의 중분류에 따른 구간별 특허동향 ·· 115
그림 43. 환경관리시스템 관련특허의 포트폴리오 모델 ····· 117
그림 44. 환경관리시스템 관련특허의 IPC분포 ····· 117
그림 45. 항공기내장시스템 관련특허의 포트폴리오 모델 ····· 118
그림 46. 항공기내장시스템 관련특허의 IPC분포 ····· 118
그림 47. 비행조종시스템 관련특허의 포트폴리오 모델 ····· 119
그림 48. 비행조종시스템 관련특허의 IPC분포 ····· 119
그림 49. 유압시스템 관련특허의 포트폴리오 모델 ····· 120
그림 50. 유압시스템 관련특허의 IPC분포 ····· 120
그림 51. 이착륙시스템 관련특허의 포트폴리오 모델 ····· 121
그림 52. 이착륙시스템 관련특허의 IPC분포 ····· 121
그림 53. 연료시스템 관련특허의 포트폴리오 모델 ····· 122
그림 54. 연료시스템 관련특허의 IPC분포 ····· 122
그림 55. 전장분야 관련특허의 연도별 특허동향 ····· 126
그림 56. 전장분야 관련특허의 중분류에 따른 구간별 특허동향 ·· 126
그림 57. 비행자동화시스템 관련특허의 포트폴리오 모델 ····· 128
그림 58. 비행자동화시스템 관련특허의 IPC분포 ····· 128
그림 59. 항공통신시스템 관련특허의 포트폴리오 모델 ····· 129

그림 60. 항공통신시스템 관련특허의 IPC분포 ····· 129
그림 61. 위성통신 관련 연도별 출원동향 ····· 130
그림 62. 위성통신 관련 추요출원인 현황 ····· 131
그림 63. 위성통신 관련 추요기술 현황 ····· 131
그림 64. 전원시스템 관련특허의 포트폴리오 모델 ····· 132
그림 65. 전원시스템 관련특허의 IPC분포 ····· 132
그림 66. 항법시스템 관련특허의 포트폴리오 모델 ····· 133
그림 67. 항법시스템 관련특허의 IPC분포 ····· 133
그림 68. 기체분야 관련특허의 연도별 특허동향 ····· 137
그림 69. 기체분야 관련특허의 중분류에 따른 구간별 특허동향 ·· 137
그림 70. 기체분야 관련특허의 포트폴리오 모델 ····· 139
그림 71. 기체분야 관련특허의 IPC분포 ····· 139
그림 72. 소재분야 관련특허의 포트폴리오 모델 ····· 140
그림 73. 소재분야 관련특허의 IPC분포 ····· 140
그림 74. BOEING의 연도별 특허동향 ····· 144
그림 75. BOEING의 기술별 특허동향 ····· 145
그림 76. BOEING의 기술별/국가별 특허분포 ····· 146
그림 77. AIRBUS의 연도별 특허동향 ····· 149
그림 78. AIRBUS의 기술별 특허동향 ····· 150
그림 79. AIRBUS의 기술별/국가별 특허분포 ····· 151
그림 80. HONEYWELL의 연도별 특허동향 ····· 154
그림 81. HONEYWELL의 기술별 특허동향 ····· 155
그림 82. HONEYWELL의 기술별/국가별 특허분포 ····· 156
그림 83. UNITED TECHNOLOGIES의 연도별 특허동향 ····· 157
그림 84. UNITED TECHNOLOGIES의 기술별 특허동향 ····· 158
그림 85. UNITED TECHNOLOGIES의 기술별/국가별 특허분포 ···· 159
그림 86. MITSUBISHI의 연도별 특허동향 ····· 160
그림 87. MITSUBISHI의 기술별 특허동향 ····· 161
그림 88. MITSUBISHI의 기술별/국가별 특허분포 ····· 162
그림 89. GENERAL ELECTRIC의 연도별 특허동향 ····· 163
그림 90. GENERAL ELECTRIC의 기술별 특허동향 ····· 164

그림 91. GENERAL ELECTRIC의 기술별/국가별 특허분포 ····· 165
그림 92. LOCKHEED MARTIN의 연도별 특허동향 ····· 166
그림 93. LOCKHEED MARTIN의 기술별 특허동향 ····· 167
그림 94. LOCKHEED MARTIN의 기술별/국가별 특허분포 ····· 168
그림 95. ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES의 연도별 특허동향 ·· 169
그림 96. ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES의 기술별 특허동향 ·· 170
그림 97. ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES의 기술별/국가별 특허분포 ····· 171
그림 98. 한국항공우주산업의 연도별 특허동향 ····· 172
그림 99. 한국항공우주산업의 기술별 특허동향 ····· 173
그림 100. 한국항공우주산업의 기술별/국가별 특허분포 ····· 174
그림 101. 국가별 시장확보력 및 기술력 ····· 175
그림 102. 주요출원인별 시장확보력 및 기술력 ····· 176
그림 103. 정부지원과 기술개발의 상관관계 -한국항공우주산업의 연도별 출원동향 ····· 178
그림 104. 기술개발에 따른 특허정보 활용 ····· 179

표 차례

표 1 경제성분석과 재무성분석 ····· 5
표 2 투자사업의 타당성 평가방법: 종합 ····· 7
표 3 시설투자를 수반한 R&D사업의 비용추정 절차와 방법 ····· 8
표 4 주요 항공기 개발비 모델 ····· 10
표 5 상용기의 표준개발비 모델 (단위: $/lb) ····· 11
표 6 상용기의 표준제작비 모델 ····· 11
표 7 항공우주산업의 생산 및 수출입 추이 ····· 13
표 8 항공우주분야 투자 및 고용현황 ····· 13
표 9 항공우주산업의 국민경제상 비중 ····· 14
표 10 항공산업기본계획의 목표와 전망 ····· 15
표 11 항공산업발전기본계획의 비전과 목표 ····· 15
표 12 최근 세계 민항기시장 동향 ····· 17
표 13 범용기 인도실적 ····· 17
표 14 주요 기종 별 인도현황/예측 ····· 17
표 15 리저널 항공기의 기단 추이와 전망[1] ····· 20
표 16 주요 터보프롭기의 성능과 가격 ····· 21
표 17 신규 개발기종 출시전망 ····· 25
표 18 지역별 Fleet Evolution Forecast ····· 29
표 19 세분영역 별 수요예측 (2011-2020) ····· 30
표 20 회귀분석 결과 ····· 34
표 21 최근 개발 기종들의 특징 ····· 36
표 22 표준개발비 모델 ····· 39
표 23 표준 생산비 ····· 39
표 24 국산화 검토대상 기종의 표준개발비 ····· 40
표 25 국산화 검토대상 기종의 표준 생산비 비교 ····· 40
표 26 국산화 검토기종들의 판매량과 판매단가: 가정 ····· 41
표 27 잠재경쟁 기종의 판매단가 ····· 41
표 28 기종 별 수익성 비교 ····· 42

표 29 기종 별 표준 개발비 회수기간 분석 ····· 42
표 30 90인승 터보프롭기의 개발비와 양산단가 추정 ····· 43
표 31 인증기 대상 기종들의 적합성 비교 ····· 43
표 32 Part25급 KABJ 개발계획 ····· 44
표 33 KABJ 총사업비 ····· 45
표 34 연도별 개발비 지출계획 ····· 46
표 35 Burns모델을 적용한 항공기 개발비 추정 ····· 47
표 36 총사업비의 현재가치 ····· 57
표 37 SLJ급 시장규모 및 KABJ 판매대수 ····· 59
표 38 예상 매출액과 현재가치 ····· 60
표 39 판매 예상가 이외의 부수적인 수익 ····· 61
표 40 시나리오 별 B/C Ratio ····· 63
표 41 매출원가 추정 ····· 64
표 42 연도별 매출원가 ····· 65
표 43 총비용의 현재가치 ····· 66
표 44 연도별 순 편익 ····· 67
표 45 시나리오별 재무성분석 결과 ····· 68
표 46 시나리오별 수익성 분석 ····· 69
표 47 Class별 중형항공기 생산전망(2003-2012) ····· 73
표 48 MRJ개발사업 특징 ····· 75
표 49 Eclipse 500개발사업 특징 ····· 77
표 50 국가별 특허검색 연도범위 ····· 79
표 51 검색키워드 ····· 80
표 52 검색결과 ····· 84
표 53 분석대상 기술분류기준 ····· 85
표 54 중소형 항공기 연도별 국가특허건수 ····· 87
표 55 출원인/연도별 특허건수 ····· 91
표 56 엔진분야 관련특허의 연도별 특허건수 ····· 106
표 57 엔진분야 관련특허의 중분류의 각 기술별/연도별 특허건수 ····· 108
표 58 엔진분야 주요특허 리스트 ····· 112

표 59 기계분야 관련특허의 연도별 특허건수 ····· 114
표 60 기계분야 관련특허의 중분류의 각 기술별/연도별 특허건수 ····· 116
표 61 기계분야 주요특허 리스트 ····· 123
표 62 전장분야 관련특허의 연도별 특허건수 ····· 125
표 63 전장분야 관련특허의 중분류의 각 기술별/연도별 특허건수 ····· 127
표 64 전장분야 주요특허 리스트 ····· 134
표 65 기체분야 관련특허의 연도별 특허건수 ····· 136
표 66 기체분야 관련특허의 중분류의 각 기술별/연도별 특허건수 ····· 138
표 67 기체분야 주요특허 리스트 ····· 141
표 68 주요출원인의 중소형 항공기 관련 보유특허건수 ····· 143
표 69 BOEING의 주요특허 리스트 ····· 147
표 70 AIRBUS의 주요특허 리스트 ····· 152

<국문 요약서>

요 약 문

Ⅰ. 제목

○ 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 기획

Ⅱ. 기획 연구의 필요성

○ 항공교통은 인적·물적 교류의 가장 중요하고 효율적인 수단으로 국가산업의 경쟁력과 성장을 좌우하는 핵심 인프라

○ 우리나라 항공산업은 해외기술도입 생산방식에 대한 의존도가 높은 산업구조로 항공기 제작·인증 기술기반 취약

○ 국내 항공기 제작·인증기술은 선진국 대비 기초 단계로서, 선진국 수준의 첨단 항공기술 인프라 구축을 위한 기술 개발 필요

○ 2인승 경항공기(VLA급)/4인승 소형항공기(Part 23급)의 제작/인증기술 인프라 선진화 추진 사업에 이어, 중소형기급(Part 25급)으로 확대하여 중소형항공기 국산화와 수출 기반을 추진하는 등 우리나라 항공산업 기술 인프라를 미국/유럽 등 선진국 수준으로 단계적 조성 추진 필요

○ 중소형 항공기(Part 25급)의 제작/인증 기술 선진화를 통해 미국 등 외국과 항공안전협정(BASA)을 Part 25급으로 확대 추진하여 우리나라 항공산업을 10대 항공기술 강국의 육성 도모 필요

○ 항공운송, 공항실적 부문에서 세계 10위권 국가로써 국제 지위에 걸맞는 중소형항공기(Part 25급) 제작/인증 기술 선진화를 통해 인프라 구축 및 보급기반 확보 필요

○ 항공기 기술수준, 전략적 가치, 경제성, 타산업과의 기술적 연관성 분석 등을 토대로 항공기술을 분류, 경쟁국대비 비교우위 확보 가능한 핵심 기술에 집중투자 필요(선택과 집중)

○ 중소형 항공기(Part 25급)의 개발을 통한 보급기반 확대 및 항공안전협정(BASA) 확대 추진을 위해 중소형 항공기 탐색개발 및 본개발 업무내용 검토 필요(로드맵 등)

Ⅲ. 기획 연구의 목표 내용

○ ‘중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 기획’ 과제를 통해 중소형 항공기(Part 25급) 개발을 위한 제작/시험/인증기술 인프라를 선진화/국산화하고, 중소형 항공기(Part 25급) 수출 기반 확대 추진을 위한 미국과 항공안전협정(BASA) 추진 방안 수립

○ 중소형항공기(Part 25급) 시장 조사
- 국내/외 중소형항공기 개발 현황 분석
- 경쟁기종 시장동향 및 기술동향 분석
- 중소형항공기(Part 25급) 특허동향 분석

○ 중소형항공기(Part 25급) 타당성 조사
- 국내외 중소형항공기 개발 신기술 분석
- 국내 장비/기술 인프라 · 기술인력 현황 분석
- 기술수요 및 기술예측 조사 실시
- 기술개발 추진방향 정립(SWOT 분석 등)

○ 중소형항공기(Part 25급) 형상 개념설계
- 주요 설계 사양 분석(성능 평가 및 비용분석 등)
- 중소형항공기 개발 신기술 적용 검토
- 중소형항공기 형상 도출

○ 중소형항공기(Part 25급) 보급기반 구축
- 중소형항공기 개발을 위한 부품/장비 국산화 개발 과제 도출
- 중소형항공기 신규 개발과제의 경제성 분석
- 중소형항공기 제작/시험 시설 인프라 구축방안 도출

○ 중소형항공기(Part 25급) 인증기반 구축
- Part 25급 인증기술 인프라 선진화 전략 도출
- Part 25급 BASA IPA 확대 전략 도출

Ⅳ. 기획 연구 결과

○ 국내외 정책 동향, 시장동향 및 기술동향 등을 분석하여 중소형항공기(Part 25급) 개발방향 수립

○ 국내외 특허동향 분석 및 국내 시험 인프라를 분석하여 중소형항공기(Part 25급) 개발전략 수립

○ 중소형항공기(Part 25급) 인증기반 구축을 위한 인증기술 인프라 선진화 전략 도출

○ 중소형항공기(Part25급) BASA IPA 추진동향 분석을 통한 BASA IPA 확대 추진방안 수립

○ 중소형항공기(Part 25급) 사전타당성 검토를 통한 개발 가능성 검토

○ 중소형항공기(Part 25급) 신기술 분석 및 경쟁기종 분석을 통한 항공기 제원 분석

○ 중소형항공기(Part 25급) 보급기반 구축을 위한 탐색개발 및 본개발 업무내용 검토 (기술로드맵 작성 및 과제제안요구서 도출)

Ⅴ. 기획연구 결과의 활용 방안 및 기대성과

○ 활용 방안
- 중소형항공기 시제기 개발을 통해 제작/시험/인증기술 인프라를 선진화/국산화하고, 미국과 항공안전협정(BASA)도 중소형 항공기급(Part 25급)으로 체결하여 국산 항공기의 수출 기반도 확대 추진에 활용함.
- 중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 구축 기획에 의거한 사업의 성공적·효율적 수행과 파급효과의 극대화를 위하여 활용함.
- 신규과제 RFP를 바탕으로 연구개발사업의 전략적 우선순위와 개발비 규모를 산정하는 등 세부 실행계획으로 활용함.

○ 기술적 기대성과
- 항공선진국 수준의 국내 항공안전/인증 관련 핵심 신기술 확보
  * 국내 항공기 제작/시험/인증관련 핵심 신기술 확보
  * IT, 디지털, 네트워크 및 정밀기계 기술의 접목을 통한 국부창출 기술력 확보
- 중소형항공기(Part 25급) 제작/시험/인증기술 인프라 구축
  * 중소형항공기(Part 25급) 제작 종합평가·관리 인프라 구축
  * 중소형항공기(Part 25급) 시험/인증기술 지속적 연구기반 인프라 조성
- 중소형항공기(Part 25급) 고급 연구인력 및 기술 연구체계 확보

○ 사회·경제적 파급효과
- 고부가가치 항공안전기술의 국부 창출을 통한 미래 성장산업 육성
  * 중소형항공기(Part 25급) 제작 산업은 시스템 종합산업으로 부가가치성이 높음.
- 중소형항공기(Part 25급) 시험/인증기술 국민 안전성 및 이동성 향상
  * 쾌적하고 효율적인 대국민 중소형항공기(Part 25급) 개발
  * 중소형항공기(Part 25급) 개발을 통한 국민 이동성 증진
- 중소형항공기(Part 25급) 분야 대외 국가 신인도 및 경쟁력 강화
  * BASA체결, 미국 FAA 항공안전평가 대비 등 국가 항공안전수준의 지속적 유지를 통한 국가 신인도 제고 및 국가 경쟁력 향상

<영문 요약서>

SUMMARY

Ⅰ. Title

○ Planning for the Propagation Base Establishment of Small and Midium Sized (Part 25 class) Aircraft

Ⅱ. The necessity of Planning and Research

○ Air transportation is the core infrastructure of national industrial competitiveness and growth.

○ The aviation industry in Korea is high dependence on production of foreign technology. Therefore the basis of manufacture and certification technology is vulnerable.

○ The technology development is needed as the level of advanced countries-of-the-art aviation technology infrastructure

○ After the advancement business of VLA-class aircraft, and Part 23 Class Aircraft Manufacturing/certification technology infrastructure, through the business of Part 25 Class Aircraft, it is needed raising the level of the aviation industry in Korea.

○ It is needed to bringing up 10 powers of the aviation industry through the Part 25 Class production/certification and BASA.

○ As countries in the world's top 10 of air transportation, airport performance categories, building infrastructure and secure the basis of supply are needed through production/certification technology of Part 25 Class aircraft.

○ Investment in core technologies is needed after comparing aircraft technology level, strategic value, and economics (selection and concentration)

Ⅲ. Final object of research

○ Through this research, infrastructure of production/test/certification for Part 25 Class aircraft development is to advance and to localize.

○ Market Research of Part 25 Class aircraft
- Overview of small and medium sized aircraft development of domestic and foreign
- Market and technology trends analysis
- Patents analysis of Part 25 Class aircraft

○ Feasibility Study of Part 25 Class aircraft
- Analysis of domestic and foreign small and medium-sized aircraft development technologies
- Domestic equipment/technology infrastructure and technology workforce analysis
- Demand and forecasting research of technology
- To establish the direction of promoting technology development(SWOT analysis)

○ The conceptual design of small and Part 25 Class aircraft
- Analysis of main design specifications (performance evaluation and cost analysis, etc.)
- Consideration for application new technologies to small and medium-sized aircraft
- Set of small and medium-sized aircraft configuration

○ Building the supply depot of Part 25 Class aircraft
- Making the localization business of parts/equipments for the development of small and medium-sized aircraft
- Economic analysis of new development projects for small and medium-sized aircraft
- Set the infrastructure of manufacturing/test facilities for small and medium
- sized aircraft

○ Building the basis of certification of Part 25 Class aircraft
- Set the advancement certification technology infrastructure strategy of Part 25 Class
- Set the expansion strategy of Part 25 Class BASA IPA

Ⅳ. The Results of research

○ To establish the direction of Part 25 Class aircraft development through the analysis of domestic and foreign policy trends, market trends and technology trends

○ To establish the strategy of Part 25 Class aircraft development through the analysis of domestic and foreign patent trends and testing infrastructure at home

○ Set the strategy of certification technologies infrastructure advancement for the building basis to certificate Part 25 Class aircraft

○ Establishment of BASA IPA expansion through the analysis of BASA IPA for Part 25 Class aircraft

○ Possibility consideration through the examination of pre-feasibility for Part 25 Class aircraft

○ Data analysis of Part 25 Class aircraft through the analysis of new technologies and competitive aircraft

Ⅴ. Application of research and expected results

○ Application of research
- Export base expansion of domestic aircraft through the advancement/localization of manufacturing/test/certification infrastructure for small and medium-sized aircraft prototypes and the agreement BASA Part 25 Class
- Utilization of great ripple effect and successful · effective business
- Utilization of detailed plans through the new RFPs

○ Technical expectations
- Securing core new technologies of advanced level for aviation domestic aviation safety/certification
  * Securing core new technologies of domestic aircraft manufacturing /testing /certification
  * Securing technologies through convergence of IT, digital, network, and precision machinery technology
- Production/test/certification technology infrastructure for Part 25 Class aircraft
  * Set of comprehensive evaluation · management infrastructure for Part 25 Class aircraft

* Ongoing research infrastructure of test/certification technology for Part 25 Class aircraft

- Securing advanced research personnel and technology research system for Part 25 Class aircraft

○ Social and economic impacts

- The creation of future growth industries of aviation safety technology through the local value-added
  * Manufacturing industry of Part 25 Class aircraft is a system-integrated industry and a high value-added industry.

- Improvement of public safety and mobility through the exam / certification technology for Part 25 Class aircraft
  * Development of the public and efficient Part 25 Class aircraft
  * Improvement of mobility through the development for Part 25 Class aircraft

- Reinforcement of foreign national credibility and competitiveness for the field of Part 25 Class aircraft
  * Improvement of national credibility and national competitiveness through maintaining aviation safety levels such as the BASA signed, FAA aviation safety assessment.

1장. 중소형항공기(Part25급) 경제성 분석

1절. 연구배경과 내용

1. 연구배경

○ 항공산업 선진화 기반 구축

- 항공교통은 미래 인적자원 물류의 핵심 수단으로서 글로벌화가 진행될수록 그 수요가 급성장할 전망
- 제2차 대전 이후 본격화된 민간항공운송은 불과 60년 만에 대표적인 장거리 운송 수단으로서 자리를 잡았고 글로벌화를 촉진하는 기폭제가 되고 있음
- 항공산업은 첨단기술을 바탕으로 하는 대표적인 지식기반 산업으로서 전후방 연관 효과가 크고 고용, 부가가치 창출, 수출증대에 기여할 수 있는 미래 성장동력 산업
- 다른 교통수단과는 비교할 수 없을 정도로 정교한 설계 및 제작기술을 요하며 자동차보다 100배나 많은 부품들로 구성되는 항공기를 제작할 수 있는 능력은 첨단기술을 보유한 몇몇 선진국만이 보유하고 있음.
- 완제기와 핵심부품 개발은 일반 제조업보다 월등히 높은 부가가치창출 및 고급인력 고용을 촉진하며 우주발사체 개발능력과도 직결되므로 21세기 우주강국을 꿈꾸는 우리나라로서는 가교산업인 항공산업의 발전에 역량을 집중해야 함.
- 우리나라는 세계 10위권의 항공운송대국임. 그러나 기계, 전자통신, 컴퓨터 등 항공산업이 도약할 만한 기반산업이 잘 갖춰져 있고 군용기와 민간항공기의 수요기반도 탄탄함에도 불구하고 항공기 제작산업은 상대적으로 낙후되어 있으며 국민경제에서 차지하는 비중이나 기여도가 낮음.
- 1970년대 이후 군용기의 조립이나 부품제작, 초경량항공기의 개발 등이 이루어졌지만 항공산업은 우리나라의 경제적 위상에 훨씬 못 미치는 수준에 머물고 있음.
- 이처럼 항공산업이 다른 제조업에 비해 낙후된 것은 민간부문이 감당하기에는 엄청난 투자비가 소요되고 투자비 회수에 오랜 시간이 소요되는 등 불확실성이 크며 국민경제와 다른 산업에 미치는 경제적·기술적 파급효과는 크지만 제조업체에 귀속되는 직접 수익은 상대적으로 미흡하다는 점에서 비롯된 것으로 판단됨. 따라서 항공산업의 진흥을 위해서는 항공 관련 핵심기술의 확산을 지원하고 완제기와 핵심부품의 개발 제작 및 인증 관련 인프라를 구축하는데 정부가 주도적인 역할을 수행해야 한다는 사실을 의미함.

○ 중소형항공기 보급기반 구축

- 정부는 2010년 「항공산업발전기본계획」을 통해 “2020년 생산 200억불, 수출 100억불 달성”을 통한 “항공산업 Global 7 도약”이라는 비전을 제시하고 4대 전략의 하나로 “완제기 개발을 통한 시장선점 및 기술확보”를 설정함.
- 완제기 개발을 통한 항공산업 발전을 위해서는 글로벌 항공산업 시장을 주목하면서 국내 군용기 수요기반과 이미 확보한 경항공기 개발기술을 활용할 수 있는 미래형

고부가가치 기종을 단계적으로 개발해 나가는 전략이 필요함.

- 특히 완제기를 개발하여 글로벌 항공기 시장에 진출하기 위해서는 기술적으로 우수하고 가격 면에서도 경쟁력을 갖는 적정 기종을 선정하여 인증기로 개발하고 국제사회가 인정할 수 있는 인증기반을 구축하여 미국과 BASA를 체결해야 하는데 인증기는 곧 수출용 양산기로 이어져야 하므로 향후 글로벌 시장의 수요전망과 국내 기술수준을 검토하여 사업화 성공가능성이 높은 기종을 선택해야 함.
- 경제적 측면에서는 잠재수요가 커서 진입장벽을 쉽게 돌파할 수 있고 단기간 내에 투자비를 회수할 수 있는 기종이어야 하며 기술적으로는 설계 및 제작의 주요 과정이 국내에서 이루어지고 부품 국산화 비율도 높아서 부가가치 창출 및 고용효과가 높은 기종을 선택해야 함. 인증기반 구축에 따른 파급효과를 극대화하기 위해서도 수출에 가장 유리한 기종을 선정하는 것이 중요함.
- 본 연구에서는 국토교통부에서 추진 중인 “중소형항공기(Part25급) 국산화 보급기반 구축기획”의 경제성과 사업화 가능성을 분석하는 것으로 국산 완제기 및 BASA 인증기로 적절한 기종으로 검토된 비즈니스제트기(KABJ) 기종의 개발비와 생산비, 매출 시나리오 등을 토대로 경제성을 분석함.

○ 중소형항공기 개발의 경제성 분석

- 중소형항공기 국산화를 위해서는 글로벌 시장의 진입장벽과 경쟁력 등을 분석하여 진입할 세분영역과 적정 사양을 탐색하고 최적 기종을 선정한 다음 동 기종의 개발에 따른 사업화 가능성을 평가해야 함.
- 중소형항공기 개발을 위한 정밀한 경제성분석은 구체적인 개발계획이 수립되는 탐색개발 단계에서 가능할 것이므로 본 기획연구에서는 경험적 자료를 통해 산출한 비용분석모델을 이용해서 국산화 기종으로 KABJ 기종의 적합성을 검토하고 민간항공기 시장동향과 경쟁기종들의 판매가격 분석, 개발비용 추정, R&D분야의 예비타당성 조사지침 등을 참고하여 예비적 차원에서 경제성분석을 수행하고자 함.

2. 연구내용

○ 본 연구에서는 ‘건교평 2011 항공선진화사업’의 일환으로서 추진 중인 “중소형항공기(Part25급) 국산화 보급기반 구축기획”의 경제적 타당성을 분석함.

○ 중소형항공기 국산화 보급기반 구축은 항공기 개발, 인증기반 구축 및 미국과의 BASA협정 체결 등을 주 내용으로 하지만 경제성 분석에서는 인증기가 양산화되었을 때의 예상수익을 총사업비와 비교하는 방식으로 진행함.

○ 정밀한 경제성 분석을 위해서는 대상 기종에 대한 구체적 개발계획 및 상업화 계획 등이 수립되고 이를 기반으로 정확한 비용-편익분석을 실시해야 하지만 현 단계에서는 국산화 대상 중소형항공기 기종들에 대한 글로벌 시장수요 분석, 개략적인 개발계획과 비용분석 등을 토대로 사업성을 추정함으로써 중소형항공기 국산화 정책방향을 설정하고 예비타당성 조사에 필요한 기초자료를 제시함.

- 개발기종의 적합성: 중소형항공기의 세분시장별 수요와 특성을 분석하고 그 동안 우리나라에서 인증기 개발 대상으로 검토한 중소형항공기 기종들의 표준 개발비와 생산단가, 시장가격 분석, 수익성 및 개발비 회수기간 비교를 통해 인증기로서 KABJ 기종의 적합성을 검토함.

- 경제성 분석: 인증기 개발대상 기종으로 적합한 KABJ 기종의 개발비, 매출액과 부수수익 시나리오를 토대로 ‘R&D 투자사업의 경제성’을 분석함.

- 약식 재무성 분석: KABJ의 생산원가 분석을 바탕으로 개발 후 20년간 항공기의 제조 및 판매에 따른 현금흐름 만을 고려하여 약식 재무성 분석을 실시함.

○ 다음 절에서는 경제성분석기법과 항공기 비용모델을 소개하고 3절에서 항공선진화 과제와 민항기 시장전망을 분석하며 4절에서는 국산화 및 인증 기종으로서 20,000 파운드 급 비즈니스제트기인 KABJ의 적합성을 검토하고 5절에서 중소형항공기 국산화 기반구축사업의 경제성을 분석한 다음 마지막으로 6절에서 연구결과를 요약하고 결론을 제시함.

2절. 경제성 분석기법과 항공기 비용모델

1. 경제성 분석의 의의와 절차

○ 경제성 분석의 의의

- 민간 또는 공공부문에서 투자사업을 추진할 경우 사전에 재무적 또는 경제적 성과를 예측하여 투자사업의 타당성을 평가하는데 공공투자사업에 대한 분석에서는 경제성에 관한 분석과 함께 정책적 차원에서의 분석도 수행함.
- 경제성 분석은 투자사업의 경제적 가치가 어느 정도인지를 파악할 수 있게 함으로써 특정 투자사업의 실행여부를 결정하거나 다양한 투자대안 중에서 최적 대안을 선택하는데 중요한 기준이 됨.
- 경제성에 대한 분석결과는 정책적 차원의 분석을 수행하는데 있어서도 기본적이며 필수적인 자료로 활용됨. 따라서 경제성 분석은 공공투자사업의 예비타당성 조사의 필수불가결한 부분임.

○ 경제성분석의 절차

- 수요추정: 시장조사, 통계적 추정, 과거의 유사 사업 사례분석 등을 통해 수요 추정치의 적합성 여부를 점검함.
- 비용추정: 연구개발비, 시설 구축비와 유지관리비, 용지보상비 및 운영비용 등 총사업비를 추정함.
- 편익추정: 추정된 수요에 입각하여 편익항목을 식별하고 편익을 화폐가치로 추정함. 공공사업의 비용추정은 상대적으로 용이하나 편익추정은 어려움.
- 경제성 분석: 적절한 분석기법을 활용하여 투자사업의 경제성이나 재무성을 파악하는데 필요한 경우 수요, 단가, 할인율 등 주요 변수의 변화가 경제성에 미치는 영향에 대한 민감도 분석도 수행함.

○ 경제성분석과 재무성분석

- 경제성분석은 공공사업의 비용과 편익을 국가 전체적(사회적) 입장에서 측정하고 이에 따라 경제적 수익성을 계산하여 타당성 여부를 결정하는 방법으로서 시장가격 대신에 잠재가격으로 비용과 편익을 계산함. 비용과 편익의 현재가치를 계산하기 위해 사회적 할인율을 적용하는데 개인적 할인율, 기업할인율 및 여러 다른 할인율을 가중 평균한 자본비용을 적용함.
- 재무성 분석은 개별 사업주체의 입장에서 실제의 금전적 비용과 수입(현금흐름)을 추정하고 이에 따른 재무적 수익성을 계산하여 그 사업의 타당성을 검토하는 방법이며 경제성분석에서와 달리 단순 시장가격을 적용하여 비용과 편익을 계산함. 비용과 편익의 현재가치 계산에 시장이자율, 사업위험 등을 고려하여 재무적 할인율을 적용하는데 재무적 할인율은 일반적으로 공공투자사업의 경우보다 높은 할인율을 적용함.
- 분석기법: 경제성 및 재무성분석은 동일한 기법을 사용하지만 재무성분석의 경우 시장가격으로 나타나는 비용(투자비)과 편익(매출액)으로 추정함으로써

계량화가 용이함.

표 1 경제성분석과 재무성분석

구 분	경제성 분석	재무성 분석
평가의 관점	국민경제적 입장	개별 사업주체 입장
측정가격	잠재가격	시장가격
세금, 이자비용 등 이전비용	제외	포함
적용 할인율	사회적 할인율	재무적 할인율 (시장이자율, 사업위험 등)

2. 분석기법

○ 전통적 분석기법

- 회계적 이익률 또는 평균이익률(ARR)
  - 평균투자액 또는 총투자액에 대한 연평균 순이익 비율을 구하여 투자안을 평가하는 방법
  - 회계적 이익률 = 연평균 순이익/연평균 투자액
  - 이 비율이 기업의 목표수익률(required rate of return)보다 크면 투자안을 선택함
  - 이 기법은 현금흐름이 아닌 장부상의 이익에 기초하므로 이용하기에 편리하지만 화폐의 시간가치를 무시하는 단점이 있음.
- 회수기간법(Payback Period Method)
  - 투자에 소요된 자금을 그 투자로부터 발생하는 현금흐름으로부터 회수하는데 걸리는 기간을 비교하는 방법임.
  - '목표 회수기간 > 투자안'의 회수기간인 경우 그 투자안을 선택함.
  - 이 기법은 회수기간 이후의 현금흐름을 무시하는 단점이 있음.

○ 현금흐름 분석방법

- 순현재가치법(NPV Method)
  - 투자사업으로 발생하는 미래의 수익(또는 현금유입)과 비용(또는 현금유출)을 일정한 할인율로 할인하여 현재가치를 구한 다음 순편익을 계산하는 방법임.
  - NPV 값이 0보다 큰 사업은 투자가치가 있음을 의미하며 복수의 투자대안 중에서 선택할 경우에는 NPV가 큰 순서로 투자대안을 선정함. 편익-비용 비와 함께 가장 널리 활용되는 기법임.

$$\text{편익의 순현재가치(NPV)} = \sum_t^n (B_t - C_t)/(1+r)^t$$

B_t: t기의 편익(현금유입)
r: 할인율(자본비용, 필수 이익률 또는 시장이자율 등 적용)
C_t: t기의 비용(현금유출)
n: 분석기간(비용과 편익이 발생하는 기간)

- 수익성지수법(PI) 또는 편익-비용 비(B/C Ratio)
  - 투자사업으로 발생하는 미래수익(현금유입)의 현재가치와 비용(현금유출)의 현재가치를 비교하는 방법임.
  - 이 비율이 1보다 크면 투자가치가 있다는 뜻이며 여러 투자대안이 존재하는 경우에는 이 비율의 크기순으로 사업을 선택함.

$$\text{편익-비용 비} = \sum_t^n B_t/(1+r)^t / \sum_t^n C_t(1+r)^t$$

- 내부수익률법(IRR Method)
  - 투자사업으로 발생하는 미래의 수익(또는 현금유입)의 현재가치와 비용(또는 현금유출)의 현재가치를 일치시키는 할인율(내부수익률)을 구해 내부에서 사전에 정한 허용이자율이나 시장이자율 등과 비교하는 방법임.
  - IRR이 비교대상 이익률보다 높으면 투자가치가 있음을 나타내며 그것이 높은 투자사업일수록 투자 우선순위가 높은 사업을 나타냄.
  - 내부수익률 i는 다음 조건을 만족시키는 할인율

$$NPV = 0 = \sum_t^n (B_t - C_t)/(1+i)^t$$

- 실물옵션방법
  - 전략적 유연성을 고려한, 즉 단계별로 투자사업 지속여부를 결정할 수 있는 방법으로서 Black and Scholes (1973), Merton (1973) 등에 의해 제시된 옵션가격 결정이론을 Myers (1977), Geske (1979), Kester (1984) 등이 투자의사 결정방법으로 발전시킨 경제성 분석기법임.
  - 개발단계를 기획연구-탐색개발-본 개발 등으로 나누어 지속개발 여부를 단계적으로 평가하는 방식은 약간의 전략적 유연성을 고려한 평가방식으로 간주할 수 있음
  - 현재 시점에서 연구개발 투자에 대한 의사 결정을 내리고, 대규모 설비 투자가 필요한 상업화 시점에 다시 한 번 시장진입 여부에 대한 의사결정(옵션 권리 행사)을 내린다고 가정하면 옵션의 가치는 Black-Scholes 모형의 콜옵션 가격 공식에 의해 다음과 같이 주어짐.

$$BS_{call} = SN(d_1) - Xe^{-rfT}N(d^2)$$

* 옵션 가격을 결정하는 5대 변수는 각각 다음과 같은 의미를 가짐.

S: 상업화 이후 예상되는 수익의 현재가치
X: 상업화 시점에서의 설비투자 비용(또는 상업화 비용)
T: 연구개발 시작부터 상업화 시작(또는 연구개발 종료)까지의 기간
σ: 프로그램/프로젝트 가치의 변동성
r_f: 무위험이자율

표 2 투자사업의 타당성 평가방법: 종합

	정 의	채택여부	우선순위
ARR	(연평균 회계적 이익) - (장부상 평균투자액)	목표이익률보다 크면 채택	회계적 이익률이 큰 투자안부터
PB	현금흐름수입으로 기초투자액을 전액 회수하는 기간	목표회수기간보다 짧으면 채택	투자안의 회수기간이 짧은 것부터
NPV	= Σtn(Bt-Ct)/(1+r)t	NPV 0 이면 채택	NPV가 큰 것부터
PI	= ΣtnBt/(1+r)t/ΣtnCt(1+r)t	1보다 크면 채택	PI가 큰 투자안부터
IRR	0 = Σtn(Bt-Ct)/(1+i)t	목표이익률보다 크면 채택	IRR가 높은 것부터

3. 경제성분석의 쟁점들

○ 현금흐름의 추정원칙
- 경제성 또는 재무성 분석을 위한 현금흐름은 잉여현금흐름(Free Cash Flow)을 의미함.

잉여현금흐름(FCF) = 영업현금흐름 - 자본적 지출 - 추가운전자본
= 영업이익(1-법인세) + 감가상각비 - 자본적지출 - 추가운전자본

- 본 기획연구에서는 구체적인 개발계획, 사업화계획 등이 수립되지 않았으므로 『R&D사업의 예비타당성조사 표준지침 연구』와 생산량, 제조원가, 판매가격 시나리오 등에 따라 다음과 같이 현금흐름(현재가치)을 추정하고자 함.

잉여현금흐름 = 매출액 및 부수수익 - (개발비+매출원가)

○ 분석기간
- 공공투자사업의 경우 대개 30년을 분석기간으로 하지만 사업분야마다 상이함. 예컨대

수자원분야의 경우 50년까지를 분석기간으로 하기도 함.

- 본 연구에는 '개발기간 8년, 개발 후 사업기간 20년 등 28년'을 대상으로 함.

○ 할인율

- 한국개발연구원(2008)에서는 예비타당성조사에 적용할 사회적 할인율과 재무적 할인율로 5.5%를 제시함. (『예비타당성조사 수행을 위한 일반지침 수정·보완연구』, 2008. 12)
- 일반기업의 경우 10%이상의 할인율을 적용하는 경우가 많고 정부사업의 경우에는 5.5%보다 낮은 할인율을 적용하는 경우도 있음 (예컨대 건표평 '중소형항공기 인증기술개발기획, 2008'에서는 5% 할인율을 적용)

○ 연구개발사업의 비용추정 지침

- 한국개발연구원이 제시한 비용추정 지침은 다음과 같음(『연구개발부문사업의 예비타당성조사 표준지침연구』, KDI 공공투자관리센터, 2008. 12)
- 건설공사가 포함된 R&D사업의 비용추정 방법
  - 총사업비: 용지보상비, 부지조성비, 건축공사비, 시설부대비용, 예비비 등
  - 운영비: 인건비, 연구비, 경상운영비, 장비비 등
- 순수 R&D사업의 비용추정 방법
  - 인건비, 연구비, 경상운영비, 시설장비유지보수비

표 3 시설투자를 수반한 R&D사업의 비용추정 절차와 방법

단계	연구절차	연구 방법
Ⅰ	사업개요 검토	• ·총사업비의 항목별 구분과 사업비 개요 작성 • 용지보상비, 시설공사비, 시설부대경비, 장비비, 연구비 등으로 구분 • 운영비는 총사업비와 구분하여 별도로 산정 • 사업계획 검토와 병행하여 쟁점에서 검토된 대안 설정
Ⅱ	시설규모 검토	• 각 연구시설 별로 요구면적을 검토하고, 전용면적에 적정 공용 면적비를 적용하는 방식으로 적정 시설면적 산정 • 기술검토 및 장비 중복성 검토 결과를 반영
Ⅲ	비용추정 방법 및 기준 검토	• 용지보상비는 인근 실거래가 자료를 우선 적용 • 경제성분석을 위한 용지보상비는 대안설정에 따라 구분 • 유사시설 설정검토 후 시설별 단가기준 및 적용기준검토 • 설계비, 감리비 등 시설부대경비의 산정방식 검토
Ⅳ	사업비 산정	• 장비비 부문은 기술검토 및 장비 검토결과를 반영하되, 외부 견적서 및 사업연도 기준환율 검토 등을 통하여 비용검토 • "시설면적×단가= 공사비" 방식으로 공사비 산정 • 공사비를 기초로 시설부대 경비 등 산정 • 각 연구과제 별 연구비는 사업계획을 수용하되,

		편익에서 제외된 연구과제는 연구비에서 삭제함 • 사업계획사업비와 검토사업비 비교검토 • 상기와 동일한 방식으로 대안의 사업비산정

• 본 기획연구단계에서는 시설투자비 등의 부문별 사업비 산정을 생략함.

○ 편익의 추정

- 편익항목의 식별: 투자사업의 타당성조사에서는 사업목적을 고려하여 편익항목을 식별해야 하는데 본 연구에서는 인증기 매출액을 편익항목으로 포함시키며 일정 비율의 부품판매와 간접효과를 부대수익으로 포함시키고자 함
- 편익추정 방법: 편익항목에 대한 식별을 전제로 기술개발성공률, 사업화성공률, 시장점유율, 부가가치율, R&D기여율 등을 종합적으로 고려하여 추정해야 하는데 본 연구에서는 SLJ급 KABJ기종의 글로벌 시장 점유율을 20～24%로 가정한 매출액과 부대수익을 추정하고자 함

4. 항공기 비용모델

○ 항공기의 비용함수

- 항공기의 개발비와 양산비는 항공기 성능에 관련시킨 비용함수, 중량에 관련된 비용추정 함수, 경제적 관점에서 파악한 비용함수 등으로 구분됨.
  - 이중 항공기 성능에 관련된 비용함수는 순항속도, 최대고도까지의 도달시간, 순항거리, 항속시간 등을 변수로 하여 비용을 추정함.
  - 항공기 중량에 관련된 비용함수는 유상하중, 이륙중량, 공허중량, 연료중량 등에 관련됨.
  - 경제적 관점의 비용함수는 이륙중량, 최대설계속도, 생산된 항공기 수, 승객 수, 개발 및 생산에 투입된 인력의 임률, 물가상승률, 시험비행시간, 엔진과 항공전자장비의 가격 등에 의해 결정됨.
- 어느 경우이든 개발주체의 기술수준, 유형・무형의 인프라 구축정도, 개발경험 등에 따라 항공기 개발비용은 큰 차이가 나며 개발이 성공 후에는 노동자 임금수준, 공정효율성 등에 따라 생산비도 달라질 수 있음. 많은 개발경험을 축적한 항공기 제작업체들은 풍부한 인적자원과 개발인프라를 보유하고 있어 신형 항공기나 파생기 개발비용이 적게 들지만 설계, 시험, 제작기술이 낙후된 후발국들의 경우에는 많은 시행착오와 높은 개발비를 필요로 함.
- 최근에는 브라질, 인도네시아, 중국, 우크라이나 등 개발도상국들도 항공기를 개발하여 수출하고 있음. 이들은 핵심부품을 수입하고 있으나 풍부한 내수시장으로 어느 정도 수요를 확보할 수 있으며 낮은 인건비로 가격경쟁력이 높은 기종을 제작할 수 있는 유리한 여건을 갖추고 있음.

○ 주요 모델의 특징

- 지금까지 학계와 산업계에서 항공기 개발자료를 토대로 여러 개발비와 양산비 추정 모델이 제시되었지만 어떤 기종을 개발하는지, 어느 정도로 첨단기술과 첨단물질이 사용되는지에 따라 실제 개발비 및 양산비는 추정치와 큰 차이를 보일 수 있음.
- 현재 널리 활용되는 주요 모델들의 특징을 살펴보면 다음과 같음.

표 4 주요 항공기 개발비 모델

모 델	특 징
Roskam 모델	• 1985년에 발표 • 모델의 원형은 1972년에 발표된 RAND Corp.의 모델 • 터보프롭기나 프로펠러엔진 추진 항공기의 비용 추정에 적합
Raymer 모델	• 1989년에 발표 • Jet엔진 추진 항공기를 데이터베이스에 포함 • 모델이 너무 간소
Burns 모델	• 1990년대에 개발된 모델 • 전투기, 수송기, 상용 항공기의 사전 설계자료로 활용 • 항공기 파생기보다는 신형항공기 개발에 중점을 두었고 Jet엔진 추진 항공기의 비용 산출에 적합한 모델
MIT모델	• 2000년대 초반에 발표 • 대형 여객기 개발비·생산비 데이터를 회귀분석함으로써 개발비와 생산비를 추정한 모델 • 회귀분석에 제트엔진 추진항공기들이 많이 포함되었으므로 제트기의 개발비·생산비 추정에 적합 • 항공기 중량을 토대로 개발비와 생산비를 추정

○ Burns 모델을 사용한 개발비와 양산비 추정방법

- 기존 모델들은 항공기의 개발단계 또는 구성요소별로 개발비와 양산비용을 추정하는데 본 연구에서는 개발대상 KABJ 기종이 비즈니스제트기라는 점에서 가장 최근에 발표된 Burns모델과 MIT모델을 이용하여 개발비와 양산비를 추정하고자 함.

- Burns모델은 다음과 같이 개발비와 양산비를 추정하므로 항공기의 승객 수, 첨단기술지수, 공허중량, 최대속도, 항공기 생산대수, 엔지니어 및 제조인력의 임율, 첨단물질사용지수, 대당 엔진 수 및 엔진의 추력 등의 자료가 필요함.
  - 개발비 = 개발을 위한 기체엔지니어링비 + 개발지원비 + 비행시험비 + 치공구비 + 제조비 + 품질관리비 + 자재/기기비용 + 엔진비용 + 항공전자장비비 + 내부장치비
  - 획득비 = 양산을 위한 기체 엔지니어링비 + 치공구비 + 제조비 + 품질관리비 + 자재/ 기기 비용 + 엔진 비용 + 항공전자장비 비용 + 내부장치 비용
  - 대당 항공기 양산비 = (개발비 + 획득비) / (시제기 및 양산 대수)

○ MIT모델

- MIT모델은 대형 여객기의 개발비와 대당 제작비용을 항공기 중량에 대해 회귀분석하는 방식으로 표준개발비와 표준생산비를 추정함.

- 모델: 16,885 Aircraft Systems Engineering Cost Analysis, Karen Willcox, MIT, Aerospace Computational Design Laboratory, 2004
- 표준개발비: 항공기 기체의 구성요소별로 중량 1파운드 당 표준개발비 계산

표 5 상용기의 표준개발비 모델

(단위: $/lb)

구 분	Engineer-ing	ME	Tool design	Tool Fab	Support	Totals
Wing	7,093	1,773	1,862	6,171	833	17,731
Empennage	20,862	5,216	5,476	18,150	2,451	52,156
Fuselage	12,837	3,209	3,370	11,169	1,508	32,093
Landing gear	999	250	262	869	117	2,499
Installed engines	3,477	869	913	3,025	408	8,691
Systems	1,3723	3,431	3,602	11,939	1,612	34,307
Payloads	4,305	1,076	1,130	3,746	506	10,763
Total	40.0%	10.0%	10.5%	34.8%	4.7%	100.0%

출처:Cost Analysis, Karen Willcox, MIT, Aerospace Computational Design Laboratory, 2004

- 표준제작비: 항공기 기체의 구성요소별로 중량 1파운드당 표준제작비 계산

표 6 상용기의 표준제작비 모델

(단위: $/lb)

구 분	labor	materials	other	Totals
Wing	609	204	88	900
Empennage	1,614	484	233	2331
Fuselage	679	190	98	967
Landing gear	107	98	16	221
Installed engines	248	91	36	374
Systems	315	91	46	452
Payloads	405	100	59	564
Final assembly	58	4	3	65

출처: Cost Analysis, Karen Willcox, MIT, Aerospace Computational Design Laboratory, 2004

3절. 항공산업의 특성과 민항기 시장 동향

1. 항공산업의 특성

○ 항공산업은 첨단과학기술의 결정체로 고급인력을 주로 활용하는 고부가가치산업: 항공기를 제작하기 위해서는 기계, 전자, 정보통신, 부품소개, 시스템공학 등 기반기술이 잘 갖추어져야 하고 풍부한 고급 기술인력이 필요함.

○ 엄청난 연구개발비와 시설투자비가 소요되는 고 리스크 산업: 완제기 생산 분야는 다른 산업에 비해 기술개발 및 사업화 성공가능성이 불확실하고 투자비 회수기간이 길며 연구개발은 물론 기반시설 구축, 신뢰성 확보 등을 위한 투자비가 과다하게 소요되므로 민간업체 주도로 사업을 전개하기가 어려운 업종임.

○ 수많은 부품산업의 참여로 대・중소기업 동반성장 촉진: 완제기를 생산하기 위해서는 자동차에 비해 100배나 많은 3만여 개 이상의 부품이 소요되고 가볍고 튼튼한 특수소재가 경쟁력을 좌우하므로 이 분야에 특화된 수많은 대・중소기업들의 참여와 분업화가 필수적임.

○ 전・후방연관효과가 크고 군수산업의 핵심요소: 항공산업의 발전은 연구개발, 부품소재산업, 정밀기계공업, 전자통신업, 운수업 및 여타 서비스산업의 동반발전을 가능케 하고 지역발전에 미치는 파급효과도 큼. 또한 수입의존도가 높은 군용기의 국산화를 통해 군수산업의 발전을 촉진하고 국가안보에도 기여하므로 정부의 주도적 역할이 요구됨.

○ 제품차별화가 가장 활발히 진행되는 시장: 글로벌화가 진전되면서 항공운송 수요가 급속도로 확대되고 다양한 운송수단이 요구되는 추세임. 특히 기업 간 경쟁이 치열해지고 산업활동 공간이 전 세계로 확산되면서 정기 노선을 이용한 민항기 대신에 기업 활동에 특화된 비즈니스기의 수요가 늘어나고 있음. 최근 비즈니스제트기 시장은 2011년 현재 35개 기종이 생산되고 11개 기종이 새로이 개발되는 등 틈새시장 개발의 여지가 충분한 Blue Ocean 임.

○ 규모의 경제를 실현하기 어려운 특성 때문에 기종선택이 중요: 다른 운송수단에 비해 비즈니스제트기는 수요가 한정되어 있고 개별수요자의 맞춤형 요구를 충족시켜야 하므로 몇몇 성공한 기종을 제외하고는 대량생산으로 이어진 경우가 흔치 않으며 기본형을 출시한 후에도 수많은 변형기를 개발하고 있음. 따라서 상당한 규모의 잠재수요층을 확보할 수 있는 전략적 기종을 선정하는 것이 사업화 성패를 좌우함.

○ 지배구조: 기체분야에서는 대형 제트기시장의 경우 Boeing과 Airbus가 세계 시장을 양분하고 있고 100석 미만의 리저널 제트기 시장에서는 Bombardier와 Embraer가 2대 메이커로서 높은 진입장벽을 형성하고 있음. 엔진분야에서도 GE, 롤스로이스, 플랫앤휘트니 등 3사가 높은 시장지배력을 보유함.

2. 국내 항공산업의 현황과 과제

○ 항공우주산업 현황

- 국내 수급동향

• 2010년 현재 항공우주산업의 국내 수급상황을 보면 생산액은 2.7조원이고 수출액은 9.3억 불, 수입액은 37.1억불로서 무역적자는 27.8억불 규모이며 고용규모도 만명 내외에 불과함

표 7 항공우주산업의 생산 및 수출입 추이

구분	2003	2004	2005	2006	2007	2008	2009	2010	연평균 증가율
생산 (억원)	14,994	13,598	14,736	15,074	17,288	21,450	25,143	27,339	10.5%
수출 (백만불)	300	371	389	472	597	772	760	935	17.8%
수입 (백만불)	1,000	1,410	1,902	3,118	3,129	2,592	1,960	3,711	26.7%

주: 수출입은 실제 생산 및 정비금액 기준(중고기 및 정비목적 엔진수출 제외)
자료: 2010 지식경제백서

표 8 항공우주분야 투자 및 고용현황

구분	~2002	2003	2004	2005	2006	2007	2008	2009	2010	누계
투자 (억원)	3,2496	824	1,077	1,093	7,933	1,496	2,223	2,349	2,076	51,567
고용 (명)	17,557	7,204	7,302	7,000	7,152	7,789	8,337	9,780	10,040	-

주: 2003-10년간 고용증가율은 연평균 4.9%
출처: 2010 지식경제백서

- 항공우주산업의 위상

• 2010년 국내 항공우주산업은 전 산업에서 생산 0.23%, 수출의 0.2%를 차지하며 세계시장점유율은 매출액 기준 약 0.5%로 산업 초기단계에 불과함. 군용항공기의 조립 및 부품 생산이 개시된 후 40년 가까이 흘렀음에도 불구하고 항공산업의 국민경제적 비중과 글로벌시장에서의 위상은 미미한 수준임.

• 기술수준에서는 제작가공기술이 선진국 수준에 근접했을 뿐 설계, 시험평가, 관리,

부품소재 등의 분야에서는 큰 격차를 보이고 있음.

- 국내의 2010년 항공우주분야 업체 수는 약 110여 개로 이중 상위 3개 업체 (한국항공우주산업, 삼성테크윈, 대한항공)가 전체 생산의 90%를 차지하며 국내의 대표적 기업인 한국항공우주산업(KAI)의 세계 순위는 63위에 불과함.

표 9 항공우주산업의 국민경제상 비중

구 분		단 위	2004	2005	2006	2007	2008	2009	2010
생산	전산업	10억원	794,853	810,516	848,045	901,186	1,026,451	1,065,036	1,172,803
	항공우주	10억원	1,360	1,473	1,507	1,728	2,145	2,514	2734
	비중	%	0.17	0.18	0.18	0.19	0.20	0.24	0.23
수출	전산업	억불	2,538	2,844	3,255	37,15	4,220	3,635	4664
	항공우주	억불	3.7	3.9	4.7	5.9	7.7	7.6	9.4
	비중	%	0.15	0.14	0.14	0.16	0.18	0.21	0.20

출처: 2010 지식경제백서

- 향후 전망

- 2010년도 우리나라 항공우주산업은 KHP, T-50 양산, 민항기 부품수출 증가 등으로 생산이 2조 7천억 원으로 증가하였으며 앞으로도 FA-50, KHP 양산, 보잉과 에어버스 등 민수부품 수출물량 증가로 생산규모는 지속적으로 증가할 전망임.
- 국내 기술수준은 80년대의 기체 조립생산과 90년대 초등훈련기 독자개발 단계를 거쳐 현재는 고등훈련기를 개발하는 수준까지 발전하였으나 기체부품의 가공분야를 제외한 기본설계기술, 핵심부품의 개발능력, 시험평가능력 등은 아직 선진국에 비해 낙후되어 있는 바 기본설계기술과 핵심부품의 개발능력 없이는 산업의 고부가가치 효과나 기술파급효과를 기대할 수 없고 국가안보에 기반이 되는 전략산업으로서의 효과도 기대하기 어려우므로 기술수준의 향상이 필요함.
- 특히 핵심기술을 확보하기 위한 전략이 필요한데 고등훈련기 개발로 축적된 기술력을 토대로 향후 민수분야의 새로운 기종 개발을 추진하게 되면 민항기 분야의 기술축적이 가능할 것임.
- 그러나 지난 10년간의 성장추세가 이어진다 하더라도 2020년의 생산, 수출 및 고용 추정치는 「항공산업발전기본계획」의 비전과 현격한 차이를 보임.

표 10 항공산업기본계획의 목표와 전망

구 분	목 표 (A)	예측 (B)	차이 (A/B)
생 산	20,000백만 달러	6,625백만 달러	3.02배
수 출	10,000백만 달러	4,811백만 달러	2.08배
고 용	70,000만 명	16,780명	4.17배

출처: 예측은 2003-2010년의 성장률을 적용한 수치임

- 시사점: 현재 진행중인 미국과의 Part23급 BASA협정 체결이 마무리되면 누리온(KC-100)의 수출환경이 개선되고 고등훈련기의 수출도 점진적으로 확대되어 단순 예측치보다는 생산·수출·고용 지표가 개선될 수 있으나 항공산업발전기본계획의 목표에 비해서는 여전히 큰 괴리를 보일 전망임. 따라서 부가가치가 높은 부품개발 및 수출을 확대하면서 동시에 Part25급 기종의 개발과 인증기반 확립, BASA체결 등을 통해 상업화를 촉진하는 획기적인 항공산업선진화 방안이 필요함.

- 「항공산업발전기본계획」의 과제

- 정부의 2010년 「항공산업발전기본계획」에는 항공우주산업을 미래의 성장동력으로 육성한다는 야심찬 전략 하에 민간용 완제기 수출국으로 도약한다는 내용이 담겨 있음.

표 11 항공산업발전기본계획의 비전과 목표

구 분	주요 내용
비 전	2020년 생산 200억 불/수출 100억불
목 표	민항기 등 완제기 수출국 도약 • 항공기업 300개 • 고용 70,000명
완제기 개발전략	• 기종 별로 전략 차별화 및 민·군 균형개발 • 수출민항기와 전략군용기 개발로 발전기반 구축 • 미래형 비행체 선도개발로 기술과 시장 선점 • 탐색개발과 본 개발 분리로 개발위험 완화

- 그러나 현재 세계 20위권에 머물고 있는 우리나라의 항공우주산업을 글로벌 강국 수준으로 육성하기 위해서는 많은 도전적 과제를 해결해야 함. 특히 2020년 생산 200억불, 수출 100억불을 달성하기 위해서는 Part25급 완제기의 개발과 함께 BASA 체결이 필수적임.
- BASA 체결을 위한 인증기의 개발, 사업화 및 수출 등을 위해서는 국내에서 설계와 제작이 완성되고 국내부품을 많이 탑재할 수 있어야 함.
- 따라서 「항공산업발전기본계획」의 비전과 목표를 달성하기 위한 당면과제는 ① 글로벌 시장에 진입하는데 유리하고 사업성이 양호한 Part25급 인증기를 선정하고 ② 인증기와 핵심부품의 국내 완성도를 높이고 인증기반을 구축하여 BASA체결을 추진하며 ③ 인증기의 수출확대를 위한 사업화·마케팅 전략을 수립하는 동시에 ④새로운 파생기 및 신기종 개발을 통해 외연을 확대해 나가는 것임.

3. 민항기 시장 최근동향 및 전망

○ 민항기 시장 개관

- 민항기는 정기노선을 운항하는 Commercial Airlines, 사업목적을 위해 부정기적으로 운항하는 Business Aircraft, 기타 목적의 General Aviation 등으로 분류함. 민항기에 대한 수요가 커지는 이유는 항공운송 수요의 증대 및 다양화에서 찾을 수 있는데 항공운송 수요는 아래에서 보는 것처럼 경제규모에 비해 더 빠른 속도로 증가하고 있음.

출처: FAA, Bureau of Economic Analysis and Bureau of Transportation Statistics, 2011, Aug.

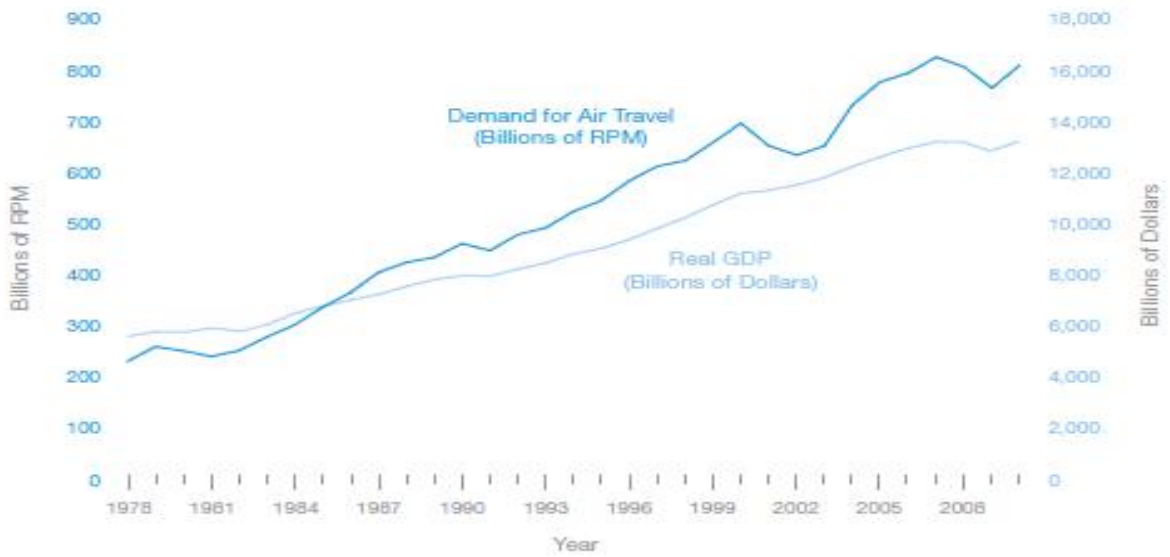


그림 1. 경제규모와 항공운송수요

- 정기노선에 투입하는 항공기는 대형화 및 안락성, 안전성을 추구하고 있으며 부정기노선에 투입하는 비즈니스항공기는 속도, 항속거리, 안락성을 향상시킨 항공기들이

개발되고 있음. 앞으로 민항기 시장은 다음 <표 12>에서 보는 것처럼 상업용 노선 항공기의 주도적 위상이 이어지면서 상대적으로 비즈니스 제트기 시장이 활성화될 전망임.

표 12 최근 세계 민항기시장 동향

구 분	납품대수 (대)	10년간 납품금액 (억 달러)
Piston	22,447	88
Turboprop	4,660	137
Business Jet	14,978	1,917
Regional/Commuter	3,800	997
Commercial Airliner	9,528	9,861
합 계	55,443	13,001

출처: Forecast International, Civil Aircraft Forecast (2007)

○ 범용항공 시장동향

- 범용항공(General Aviation)은 피스톤엔진과 터빈엔진을 사용하는 소형 및 중소형 항공기로서 운송 목적 외에 다양한 기능을 수행함. 범용항공기는 2인승 단거리 항공기로부터 대륙 간을 운행하는 비즈니스 제트기까지 다양한 형태가 존재하며 오늘날 세계적으로 360,000대 이상의 항공기가 운행되고 있음.
- 지난 10년간 범용기의 인도실적을 보면 아래 표와 같음.

표 13 범용기 인도실적

(단위: 대)

년 도	피스톤기	터빈기			합 계
		터보프롭기	비즈니스제트	터빈소계	
2003	1,896	272	518	790	2,686
2004	2,051	319	591	910	2,961
2005	2,465	375	750	1,125	3,590
2006	2,755	412	887	1,299	4,054
2007	2,675	465	1,137	1,602	4,277
2008	2,119	538	1,315	1,853	3,972
2009	963	446	874	1,320	2,283
2010	889	367	767	1,134	2,023
2011	898	526	696	1,222	2,120
2012	881	580	672	1,252	2,133

출처: GAMA, 2012 General Aviation Statistical Databook & Industry Outlook

○ 비즈니스제트기 시장동향

- 무한경쟁과 글로벌화가 진행되면서 비즈니스 목적의 이동수요가 급속히 증가하고 비즈니스제트기 시장이 활성화되고 있음. 비즈니스 항공수요를 측정하는 척도는 글로벌 GDP성장 추세, 글로벌 대기업들의 매출액 추이, 부자들의 숫자, 연예 및 스포츠 활동의 글로벌화 추세 등 다양한 지표로 측정할 수 있는데 CAGR (연평균

복합성장률)이 1990년대 후반 4%대에서 2000년대 후반에는 9%대로 상승하는 등 비즈니스 제트기 수요를 견인할 여건이 갖추어졌음.

- 제품차별화와 틈새시장 발굴을 위한 신형기 및 변형기 개발이 활발함. 비즈니스 제트기를 생산하는 업체들은 잠재적 수요에 맞추어 전략적 기종을 개발하고 맞춤형 수요 충족을 위해 다양한 특성을 지닌 변형기 개발로 시장수요에 대응하고 있는데 이는 신규업체라도 기술과 자본을 지녔다면 제품차별화와 틈새시장 발굴을 통해 손쉽게 진입할 수 있음을 의미함.
- 비즈니스제트기 시장은 기종별로 '규모의 경제'를 달성하기 어려운 시장임. 거액의 투자비가 소요되는 항공산업에서 성공하기 위해서는 가격 대비 우수한 성능의 항공기를 개발하고 규모의 경제를 실현할 수 있어야 함. 비즈니스 제트기의 경우 연간 50~60대를 '규모의 경제'를 달성할 수 있는 생산규모로 추정하는데 많은 기종들은 이 수준에 미치지 못하므로 충분한 수요를 창출할 수 있는 전략적 기종의 개발이 중요함.

표 14 주요 기종 별 인도현황/예측

(단위: 대)

제작사	모델	생산/납품현황	2001~10 실적	2011~13 (예측)
Bombardier	Challenger 600	1997년 이전부터	343	108
	Challenger 300	2003년부터	308	111
	Challenger 800	2005년부터	64	33
	Global Express	1998년부터	218	83
	Global 5000	2004년부터	138	85
	Learjet 40	2004년부터	128	38
	Learjet 45/45XR	1998년부터	279	42
	Learjet 60/60XR	1997년 이전부터	168	39
	Learjet 85	2013년부터	-	6
	Total		1,646	545
Cessna (Textron)	Citation Mustang	2006년부터	345	140
	Citation CJ1	1997이전-2011년	247	2
	Citation CJ2	2000년부터	408	59
	Citation CJ3	2004년부터	352	76
	Citation CJ4	2010년부터	19	107
	Citation Encore	2000-2012년	210	10
	Citation Excel	1998년부터	632	80
	Citation Sovereign	2004년부터	303	57
	Citation Sovereign	1997년 이전부터	167	23
	Total		2,683	554
Dassault	Falcon 50/EX	1997이전-2008년	49	-
	Falcon 900/B/C	1997이전-2005년	17	-
	Falcon 900DX	2005-2010년	24	-
	Falcon 900EX	1997년 이전부터	170	59
	Falcon 2000	1997-2009년	110	-
	Falcon 2000EX	2003-2009년	150	-

제작사	모델	생산/납품현황	2001~10 실적	2011~13 (예측)
	Falcon 2000LX	2008년부터	59	69
	Falcon 7X	2007년부터	100	90
	Total		679	218
Embraer	Phenom 100	2008년부터	499	160
	Phenom 300	2009년부터	27	115
	Legacy600/Shuffle	2002년부터	164	42
	Lineage 1000	2009년부터	13	12
	Total		403	329
Gulfstrem	G100/G150	1997년 이전부터	155	55
	G200/G280	1999년부터	184	44
	G300/G350	2003-2008년	62	-
	G400/450/Ⅳ/ⅣSP	1997년 이전부터	228	95
	G500/550/Ⅴ/ⅤSP	1997년 이전부터	398	-
	G650	2011년부터	-	58
	Total		1,027	252
Hawker Beechcraft	Premier IA/Ⅱ*	2001년부터	278	25
	Hawker 400XP	1997년 이전부터	301	5
	Hawker 800 series	1997년 이전부터	560	117
	Hawker 4000	2008년부터	42	44
	Total		1,181	191

(주) 비즈니스 제트기 인도수량은 기업의 이윤(corporate profits)과 1~2년의 시차를 두고 밀접한 연계성을 보이며 가격과 항속거리(Range) 사이에 깊은 상관관계가 있음

출처: North America Equity Research, J.P. Morgan, 15 November 2011

○ 리저널제트기 시장동향

- 개 관

• 리저널 제트기는 단거리 및 중거리용 터보팬 항공기로서 1978년 미국에서 “항공 규제 완화(Airline Deregulation)”가 이루어진 후 본격적으로 개발됨. 1970년대에는 미니항공노선이 붐을 이루면서 지선노선에 주목한 항공사와 항공기 제작사들이 중형 터보프롭기로 노선을 대체함. 그러나 속도가 빠르고 운항거리가 긴 1세대 터보팬 제트기(Bombardier의 CRJ)가 등장하면서 터보프롭기 시장을 잠식하기 시작했는데 주요 원인은 속도가 느리고 항공기 내부에서 소음이 큰 단점을 지닌 터보프롭기를 승객들이 외면했기 때문임.

• Canadair Regional Jet가 성공하면서 수많은 경쟁기종이 등장함. Embraer가 개발한 ERJ 145가 베스트셀러가 되었으며 주요 항공사들은 장거리용으로 개발했던 Boeing 737과 DC9을 소형공항을 직항하는 리저널 제트기로 운용함.

• Embraer는 ERJ 145의 성공에 이어 E-Jets 시리즈를 도입했고 Bombardier는 C 시리즈로 응수하고 있으며 이밖에 여러 항공기 제작사들이 중소형 리저널 제트기 시장에 진입하여 다양한 기종을 생산하고 있음.

• 리저널 항공기는 내부시설 교체로 간단히 비즈니스 항공기로 전용될 수 있으므로 양자를 엄격히 구분하기는 어려움. 정기노선을 운항하는 중형기 시장의 추이와 향

후 수요전망은 다음과 같음.

표 15 리저널 항공기의 기단 추이와 전망[1)]

구분	Fleet 2010	신규인도 전망			Recycled	Remaining in service	Fleet 2030
		'11~'20	'21~'30	'11~'30			
50 seats	4,917	642	843	1,485	828	101	2,414
70/85 seats	1,557	1,619	1,843	3,462	344	172	3,978
100 seats	1,455	996	739	1,735	147	130	2,012
125/210 seats	10,232	8,246	9,184	17,430	2,715	818	20,963
Small twin-aisle	2,348	2,318	2,200	4,518	455	57	5,030
Intermediate twin-aisle	916	787	1,120	1,907	116	52	2,075
VLA[2)]	51	508	823	1,331	7	6	1,344
Total	21,476	15,116	16,752	31,868	4,612	1,336	37,816

(주) 1. Boeing은 commercial aircraft를 single-aisle passenger, twin-aisle passenger, freighter airplanes로 구분
·Single-aisle: Regional Jets, narrow-body aircraft(90석 이상)
·Twin-aisle(통상"wide-bodies"and"large"passenger aircraft): Small (180-340석), Medium(260-450석) 및 Large(400석 이상)
2. Large passenger aircraft와 Very large passenger aircraft(예컨대 Boeing 747 and airbus A380)은 리저널기에 포함되지 않음

출처: Airbus Global Market forecast, 2011-2030

- 시장동향
  - 중형여객기를 생산하는 주요 업체들의 조사에 따르면 최근 리저널 제트기의 경우 50석급 수요는 거의 없고 90석 이상 기종의 수요가 전체의 70%를 차지함.
  - 터보프롭기의 수요는 석유가격에 강하게 연동되는 특징을 지니는데 연비가 우수하기 때문임. 그러나 속도 면에서는 제트기의 50~60%에 불과하고 소음으로 인해 안락감도 떨어지는 단점이 있으므로 미국 등 선진국 항공사들은 터보프롭기를 제트기로 대체하고 있는 반면 상대적으로 연비에 민감한 개발도상지역에서는 어느 정도 수요가 유지되고 있음
- 터보프롭기 시장동향
  - 리저널제트기가 도입되자 항공사들은 중·단거리 정기항로를 운항하던 터보프롭기를 제트기로 대체하는 추세이나 유가가 상승하는 시기에는 터보프롭기의 수요가 회복되는 등 유가에 민감한 반응을 보임.
  - 터보프롭기는 리저널 제트기에 비해 연비가 우수하고(30~60% 절감) 활주거리가 짧지만 엔진정비 비용이 많이 들고 운항거리가 짧으며 순항속도가 느린 단점을 지님. 따라서 유가가 급등할 때에 주로 터보프롭기 수요가 늘어나는 경향을 보였는데 그 동안 50석 이상의 Bombardier Q400과 ATR 시리즈만 소폭의 증가세를 보였음

• 최근 Bombardier사는 Q400의 순항속도(667km/h)를 리저널제트기에 근접한 수준으로 높이고 엔진 및 시스템 정비 빈도를 줄임으로써 터보프롭기의 단점을 어느 정도 해소함. Bombardier에 따르면 좌석의 1/3만 차면 손익분기점에 도달하므로 공석율이 높은 단거리노선에 매력적일 수 있음. 이 회사는 90석 시장에서 경쟁하기 위해 Q400X를 개발하여 2013-14년 출시할 계획을 추진한 바 있으나 불확실한 상황임

표 16 주요 터보프롭기의 성능과 가격

Model	Make	Engine	MTOW / EW (lbs)	Range (km)	Seats	Price ($M)
ATR 42-500	ATR	PW127E	41,005/ 24,802	1,555	42-50	12-16 (2008년)
ATR 72-500	ATR	PW127M	49,604/ 28,550	1,324	68-74	16.5-20 (2008년)
ATR 72-600	ATR	PW127M	49,604/ 28,550	1,324	78	22.7 (2012년)
An-140	Antonov	PW127A	42,220/ 28,240	2,420	52	9
Dash 8/ Q-400	Bombardier	PW150A	64,500/ 25,995	2,522	78	27
MA60	Xi’ an of AVIC	PW127J	48,060/ 30,203	1,600	60	12.5-14.5 (2009년)
MA600	Xi’ an of AVIC	PW127J	48,060/ 30,270	1,430	60	15

출처: 항공기 제작사 홈페이지 및 Wikipedia

• 터보프롭기는 아시아나 아프리카 등 연비에 민감한 지역 또는 내수시장이 큰 개발도상국에서 중·단거리용으로 수요가 유지될 전망이므로 우크라이나와 중국 등 후발업체들이 신형 터보프롭기를 개발하고 있음. 중국은 최근 저렴한 중형 터보프롭기 MA600를 선보이면서 터보프롭기 시장에 진출하였는데 가격경쟁력을 바탕으로 시장점유율을 높일 것으로 전망됨

• 그러나 신속하고 편안한 여행을 즐기려는 여행객들과 주요 항공사들이 상대적으로 외면하는 터보프롭기는 제트기에 비해 열등재로 평가되고 있으므로 내수시장이 작은 우리나라나 개발비와 생산비 부담이 큰 선진국 입장에서는 신규로 진입하기에 리스크가 큰 시장으로 판단됨

4절. 인증기로서 KABJ의 적합성

1. 중소형항공기 시장진입 전략

○ 항공산업 선진화를 주도할 인증기의 요건

- 시장잠재력이 큰 기종
  - 정부가 추진 중인 중소형항공기의 개발 및 수출목표를 달성하기 위해서는 국내외 시장잠재력이 큰 기종을 선전해야 하는데 현 단계에서 대형기는 기술적으로 개발이 불가능할 뿐 아니라 Boing이나 Airbus가 구축한 장벽을 뚫고 들어갈 수가 없으며 기술장벽이 크지 않고 적은 투자비가 소요되는 비즈니스제트기나 리저널 항공기 중에서 틈새시장 발굴이 용이한 기종이 여기에 해당될 수 있음.
  - 특히 인증기 개발에 그치지 않고 사업화에 성공하기 위해서는 최근 글로벌 시장에서 수요증가율이 가장 큰 영역에서 적절한 기종을 선정해야 하며 착수물량 확보를 위해서는 국내 항공사나 산업계의 수요가 예상되는 기종을 선정해야 함.
- 기술개발 성공 가능성이 큰 미래지향적 기종
  - 엄청난 투자비가 소요되는 완제기 개발이 성공하기 위해서는 국내 기반기술 수준, 완제기 개발경험, 설계와 제작 분야의 기술인력과 숙련공 활용 가능성 등을 종합적으로 판단하여 기술성공 확률이 높은 기종을 선정해야 하며 특히 Part23급 KC-100 개발경험을 활용하면서 미래에는 중형 여객기 개발로 항공산업기반을 확충해 나갈 수 있는 '가교적' 기종이 적절함. 나아가 새로운 틈새시장 발굴에 유연하게 대응할 수 있도록 파생기 개발에 유리한 기종을 선정할 필요가 있음.
  - 또한 우리나라의 안보상황을 고려하여 군수용으로도 활용하면서 미래 PAV시대를 선도할 수 있도록 첨단 기술, 첨단 자재를 활용하는 '민항기와 전투기의 중간영역 성능'을 보유한 기종을 선정하는 것이 바람직함.
- 진입장벽이 상대적으로 낮은 기종
  - 인증기의 수출을 통한 사업화를 위해서는 글로벌 시장의 성장성, 항공기 개발에 소요되는 자본 소요량, 절대적 비용우위 달성능력과 규모의 경제 실현 가능성 등 진입장벽을 고려해야 함.
  - 초경량 완제기 개발 경험만 보유한 우리나라로서는 어느 기종을 개발하더라도 큰 진입장벽에 직면할 전망이지만 '시장이 빠르게 성장하고 경쟁기종이 제한되어 있으며 성능대비 시장가격이 높게 유지되면서 개발비 부담이 상대적으로 적은 기종'이 상대적으로 진입장벽 돌파에 적절할 것임.
  - 제트기시장에서 Blue Ocean을 찾기 위해서는 경쟁기종과 제품이 차별화되는 우수한 성능의 항공기를 개발하고 경쟁사보다 더 낮은 가격에 출시할 수 있어야 하며 동시에 후발국 개발기종들과 가격경쟁을 회피할 수 있는 첨단기종이 바람직함. 아울러 완제기 개발경험을 활용하고 후발국이 개발 중인 기종과의 가격경쟁을 회피할 수 있도록 고급기술, 고급인력을 활용하는 기종으로서 국내 수요도 어느 정도

확보할 수 있는 기종이 바람직함.

- 국민경제에 파급효과가 큰 기종
  - 항공산업은 고부가가치를 창출하고 고급 기술인력을 활용하는 산업이므로 인증기의 선정에 있어서도 국내에서 창출되는 부가가치가 극대화될 수 있는 기종을 개발할 필요가 있음. 핵심부품을 해외에서 도입하면서 기체조립에만 의존하는 경우 생산, 고용, 부가가치 유발효과는 제한될 것임.
  - 완제기는 단순제작(10%), 핵심부품(25%)에 비해 부가가치 창출능력이 크지만 공동개발이나 OEM 방식의 생산은 국내 부가가치 창출 비중이 떨어진다는 점에서 설계나 시험, 제작 등 개발 및 생산과정을 국내업체가 주도할 수 있는 '완성도 높은 기종'을 인증기로 개발하는 것이 바람직함.
  - 인증기와 부품의 국산화 비중을 높이기 위해서는 우리나라가 글로벌 경쟁력을 지닌 기계, 전자통신, 컴퓨터, 전기, 신소재 등의 산업기반을 최대한 활용하는 기종이 유리하며 파급효과를 높이기 위해서는 전·후방 연관산업 발전을 촉진하는 기종이 바람직함.
- 투자능력과 사업성
  - 민간 항공산업 역량이나 완제기 생산역량을 갖춘 한국항공우주산업(KAI)의 자금력으로는 과다한 개발비를 부담할 수 없으며 복지분야에 대한 지출소요가 커지는 상황에서 정부의 재정투자도 제한될 것이므로 투자비가 상대적으로 적게 드는 기종을 선정할 필요가 있음.
  - 항공기는 대략 10년이 지나야 순현금흐름(NPV)이 플러스로 돌아서는데 짧은 기간에 개발비를 회수할 가능성이 가장 높은 기종을 선정하는 것이 바람직함.
  - 신형기보다 변형기(또는 파생기)의 설계·개발·시험·인증에는 시간 및 비용부담이 상대적으로 작다는 점에서 많은 변형기를 파생시킬 수 있는 기종을 선정해야 하며 이를 위해서는 신형기와 파생기에 대한 잠재수요를 정확하게 전망하는 것이 필요함.

2. 비즈니스제트기 시장동향과 수요전망

○ 개 관

- 비즈니스제트기란?
  - 비즈니스제트기는 전형적인 중소형항공기 영역에 속함. 중소형항공기는 최대 이륙중량 12,500lbs 이상 제트기 또는 최대 이륙중량 19,000lbs 이상의 프롭기(CFR Part25급)를 의미하는데 비즈니스제트기와 Regional/ Commuter 항공기가 여기에 해당함.
  - 비즈니스제트기는 대기업이나 부자들이 주로 사업목적으로 이용하는 제트기를 의미 하지만 크기에 따라 Light Jet, Medium Jet, Large Jet 등으로 분류되고 분석목적에 따라 PLJ, VLJ, SLJ, MJ, SMJ, LJ 등으로 더욱 세분되기도 함.
  - 최근 비즈니스제트기 시장은 Bombardier, Cessna, Gulfstream 등 몇몇 업체의 제품

이 시장을 점유하는 가운데 크기가 작은 PLJ급은 많은 업체가 난립하여 격렬한 가격경쟁을 벌이는 완전경쟁에 가까운 양상을 보이는 반면 크기가 크고 비싼 중대형 비즈니스제트기의 경우에는 몇몇 기종이 시장을 장악하는 과점시장 형태를 보임.

- 주요 업체가 생산하는 기종들의 지난 10년간 인도수량과 인도 예측수량을 보면 앞에서 언급한 '규모의 경제'를 달성한 기종이 흔치 않다는 것을 알 수 있음.

- 비즈니스제트기의 이점

- 점점 경쟁이 치열해지고 글로벌화되는 시장에서 비즈니스 항공운송은 직접적으로 성장에 기여하는 도구임.
- 생산성 향상 및 시간절약: 세계적으로 ①fast, ②flexible, ③safe, ④secure, and ⑤cost -effective access to destination을 제공함.
- 기타 이점: 정기노선을 운항하는 대형항공사는 서비스를 제공할 수 없는 ①On-demand flight schedules, ②Ability to conduct business meetings in private during flights, ③Easier access to company's sites, ④Reduced fatigue on company's frequent travelers 등의 이점이 있음.

○ 비즈니스제트기 주문실적과 거래동향

- 수요와 공급

- 신형 항공기 주문대수는 경제상황에 따라 큰 차이를 보이는데 특히 기업의 재무상태, 글로벌 활동성 및 부자들의 증감 등에 따라 신규 주문이 급격한 변동을 보임.

출처: Bombardier Business Aircraft, 2009

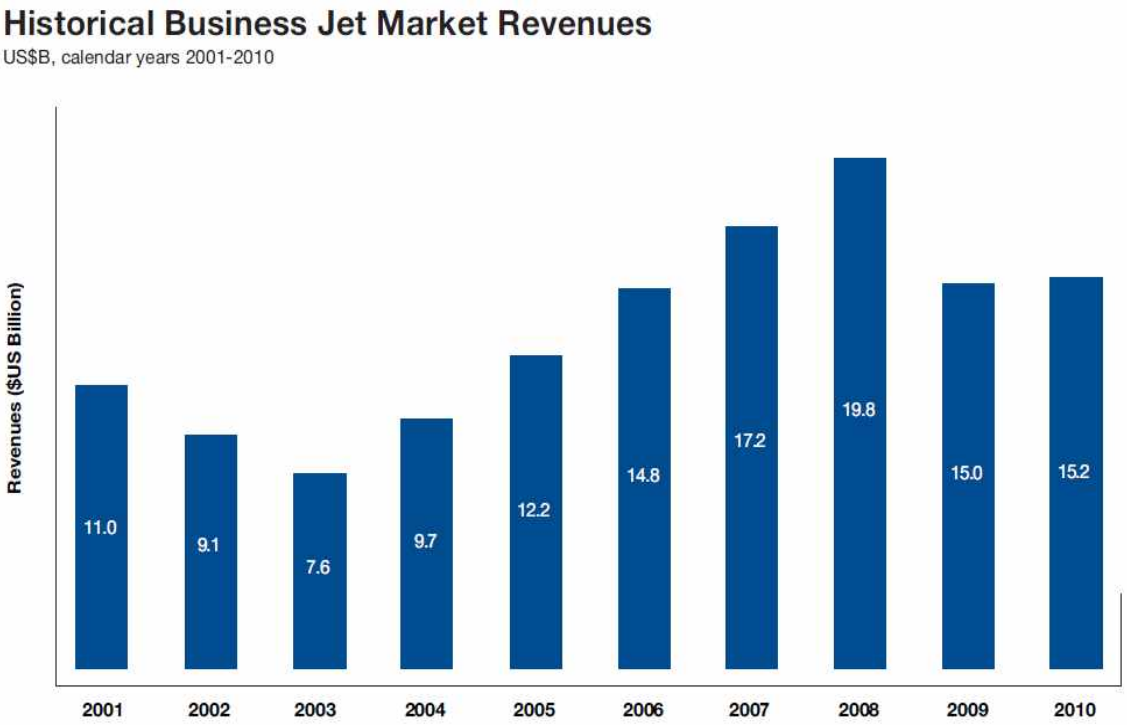


그림 2. 비즈니스 제트기 신규주문 실적

- 비즈니스 제트기 수요의 결정요인과 최근 동향

  • 경제성장세(World GDP Growth): 글로벌 경제가 회복세를 보이는지가 수요를 결정하는 열쇠인데 미국과 유럽에 비해 비즈니스 제트기 보급률이 낮은 신흥시장의 높은 성장률이 비즈니스제트기 시장 성장을 견인하는 요인임.

  • 부의 축적(Wealth Creation): 글로벌 비즈니스 제트기 수요자는 주로 대기업과 부유한 개인인데 2011년과 2012년에 세계의 억만장자(Billionaires) 수는 전년 대비 각각 20퍼센트씩 증가하였음. 경제성장률보다 높은 부자와 글로벌기업 매출액 증가율이 비즈니스제트기 수요를 촉진하는 요인임.

  • 비즈니스 제트기 이용률: 역사적으로 비즈니스 제트기 이용률은 산업의 전반적 건강 정도를 나타내는 지표였음. FAA와 Eurocontrol은 미국과 유럽 공항에서 항공기 이착륙 회수를 체크해 왔는데 비즈니스제트기의 운항이 꾸준히 증가하는 추세를 보이는 것도 비즈니스제트기 수요를 뒷받침하는 요인임.

  • 주문잔량(Backlog): 주문잔량은 가까운 미래의 인도대수를 나타내는 지표이며 제조업체의 조업률을 결정하는 지표임. 주문잔량은 2008년 이후 감소세를 보이고 있는데 Light Aircraft 영역에서는 주문취소로 조업률이 크게 떨어졌지만 Medium, Large Aircraft 영역에서는 큰 차이를 보이지 않음.

  • 중고항공기(Pre-Owned Aircraft) 시장: 신규 비즈니스제트기 주문의 60% 이상이 중고기 대체수요에서 비롯되는데 최근 중고 비즈니스제트기의 잔존가치가 높이 평가되고 판매용 재고가 감소되는 상황이어서 신규 항공기 수요를 촉진할 수 있는 조건이 형성되었음.

  • 신형 항공기 개발계획: 엔진, 소재, 전자, 컴퓨터 분야의 기술진보는 상대적으로 저렴한 가격에 항속거리가 늘어나고 성능과 외형이 개선된 신세대 항공기 개발을 촉진하며 이는 신형 기종에 대한 수요를 유발함. 주요 항공사들이 향후 몇 년 동안 시장진입을 목표로 개발 중인 신기종들은 다음과 같음.

표 17 신규 개발기종 출시전망

2011	2012	2013	2016	2017
G250	G650 Global Vision Hawker 200 Legacy 500	Citation Ten Learjet 85 Legacy 450 Falcon 2000	Global 7000	Global 8000

  • 수요기반 확대: 항공기의 독자 소유 및 관리 방식을 떠나 지분소유 및 전세기 운용을 목적으로 한 수요가 증대되는 등 항공기 이용방식 다변화 역시 비즈니스 제트기의 신규수요를 촉진하는 요소임.

  • 신흥시장 비즈니스 제트기 침투율(Business Jet Penetration Rates): 침투율은 GDP 대비 비즈니스제트기 보유대수로 측정하는데 아시아태평양지역과 중동 등 신흥시장의 경제가 성장하면서 이 지역의 침투율이 높아질 전망임.

• 지역별 비즈니스 제트기 침투율을 보면 미국은 1인당 소득 15,000달러 수준에서 보급률이 급격히 늘어나 현재까지 높은 수준을 유지하고 있으며 남미와 중동지역은 평균 소득수준이 이에 미치지 못한 시기에 비즈니스 제트기 보급이 일찍부터 진행되었음. 이는 미국에서 1인당 소득수준이 15,000달러 수준이었을 때 비즈니스 제트기가 보급되기 시작했고 빈부격차가 심한 중동과 남미에서는 소득수준이 낮은 단계에서도 부자들이 비즈니스 제트기를 보유하기 시작했음을 반영함. 경제성장 속도가 빠른 아시아지역의 보급률이 낮다는 사실은 향후 이 지역에서 수요가 크게 늘어날 수 있음을 시사함.

출처: Bombardier Business Aircraft, 2009

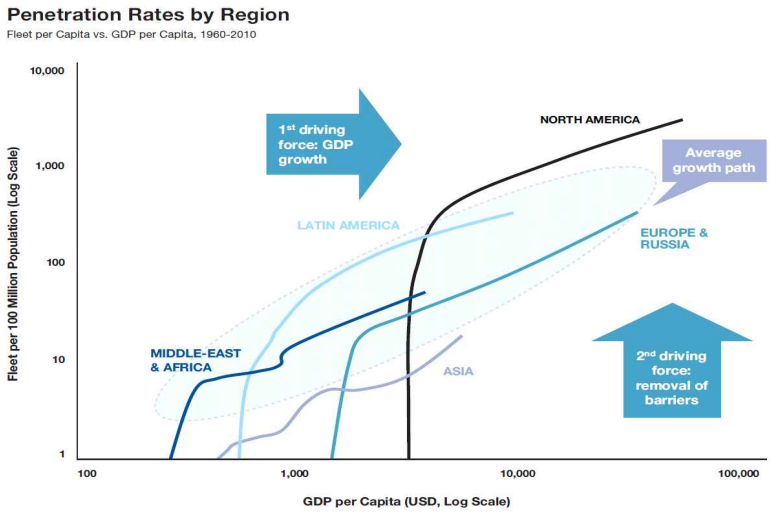


그림 3. 지역별 비즈니스 제트기 침투율

○ 비즈니스제트기 수요 전망

- 향후 성장동력과 전망

• 세계경제가 회복세로 돌아서고 기업과 단체들의 경영활동공간이 넓어지면서 이들을 위한 맞춤형 항공운송 소요가 늘어나고 이에 따라 신규 비즈니스제트기 수요도 증가할 전망임. 1인당 실질 GDP 증가율은 Business Aircraft Penetration Rate를 결정하는 핵심변수인데 주요 경제기구들은 향후 20년간 실질GDP가 연평균 3.4%씩 성장할 것으로 예측함.

• 실질GDP보다 더 빠르게 증가하는 글로벌 대기업들의 매출액과 억만장자의 수 역시 비즈니스제트기 시장의 성장을 촉진하는 요소임. 글로벌화로 해외투자와 무역이 급속히 확대되고 이에 따라 기업들의 생산 및 마케팅활동이 글로벌화되는 현상도 비즈니스 여행수요를 증대시키는 요인임.

• Business Jet Fleet이 커지고 성능이 개량된 신형 항공기가 개발됨으로써 이미 보유중인 항공기를 신형기로 바꾸는 교체수요도 빠르게 증가할 전망임.

• 특히 중국을 비롯한 많은 아시아지역 기업들의 활동영역이 유럽과 미주로 확대되고 아프리카와 기타 변방지역에 대한 시장개척이 활발히 추진되면서 이 지역에서 비즈니스 제트기의 수요가 증가할 전망임.

• 전세기를 운영하는 항공사와 지분소유 항공기 운영 등 항공기의 소유 및 운영 형태가 다양해지면서 수요기반이 커지고 있는 것도 시장의 성장을 뒷받침하는 요인임.

- 중·장기 수요전망

• 비즈니스제트기 시장에서 가장 높은 점유율을 차지하는 Bombardier의 예측에 따르면 신규 항공기 납품대수가 매 10년 단위로 40% 정도씩 증가할 것으로 예측되며 매출액은 그보다 높은 신장세를 보일 전망임.

출처: Bombardier Business Aircraft, 2009

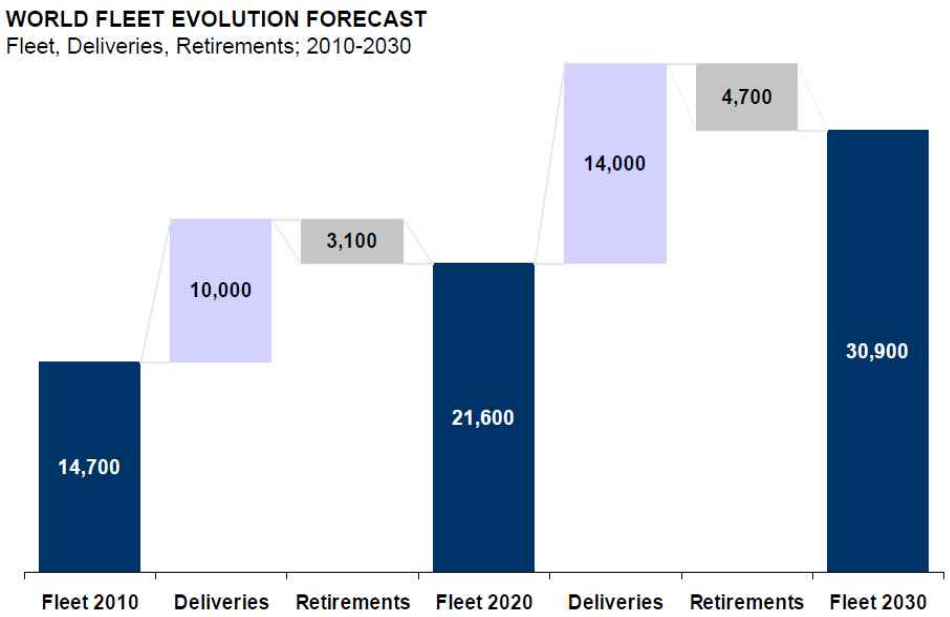


그림 4. 세계 비즈니스 제트기 보유대수 전망 (2010-2030)

• 이 그림을 보면 2010년 현재 14,700대 수준인 비즈니스제트기 보유 대수는 향후 20년간 두 배 이상 늘어나 30,900대에 이를 전망이며 퇴역하는 항공기를 감안하면 24,000대의 신규주문이 발생할 전망임.

• 항공기의 신규 수요대수 면에서는 Light Jet의 수요량이 가장 큰 비중을 차지하지만 Medium Jet 및 Large Jet의 비중이 늘어날 전망이며 매출액 면에서는 Large, Medium, Light Jet의 순으로 매출액이 발생할 것으로 전망됨.

출처: Bombardier Business Aircraft, 2009

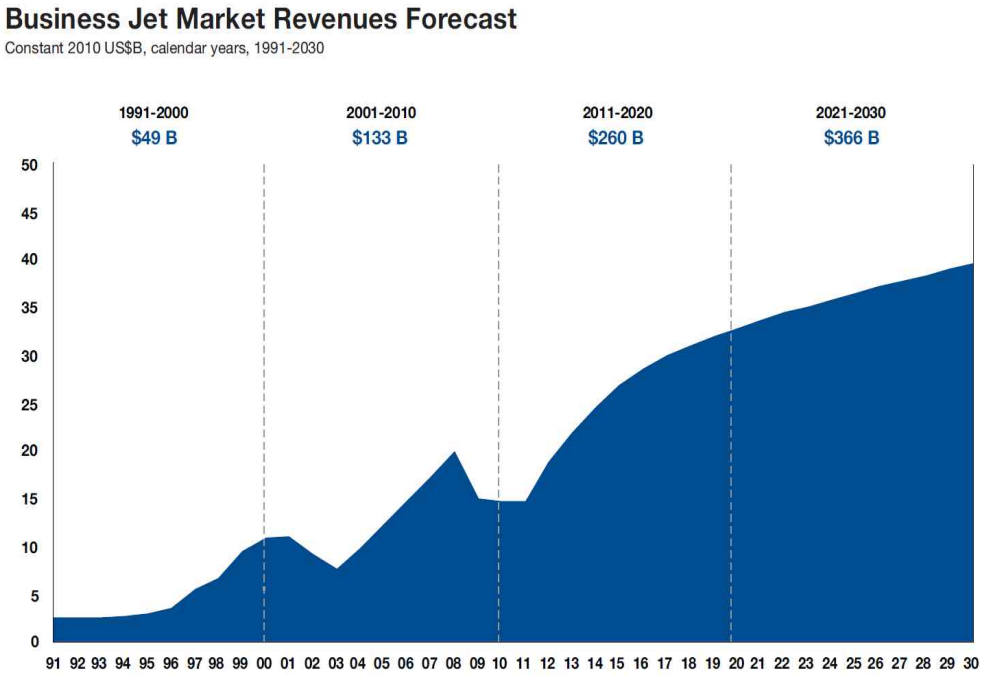


그림 5. 비즈니스제트기 매출액 전망(1991-2030년)

출처: Bombardier Business Aircraft, 2009

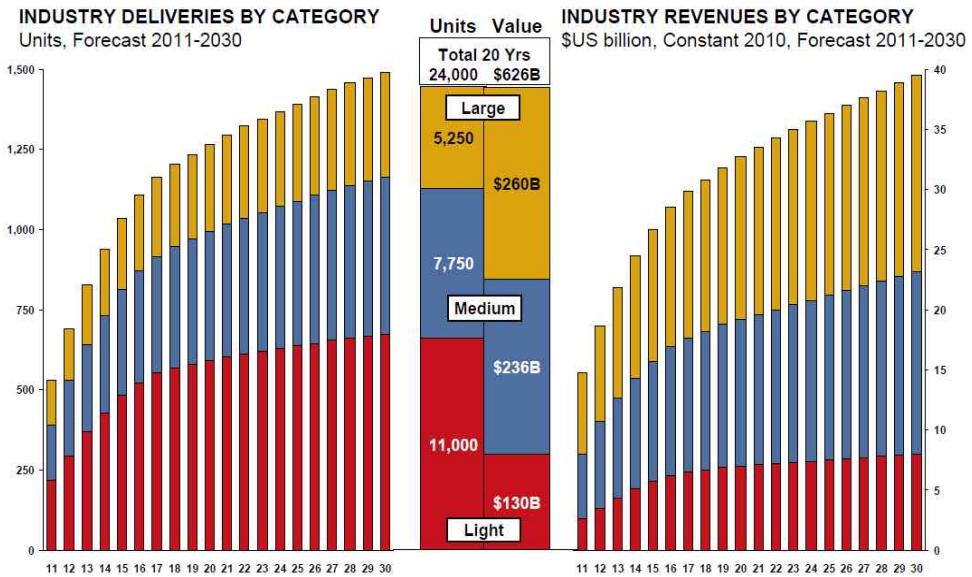


그림 6. 크기별 인도대수 및 매출액 전망

- 지역별 전망

• 현재는 북아메리카가 전체 보급대수의 약 2/3를 차지하지만 2030년경에는 45퍼센트 수준으로 떨어지고 대신에 중국, 인도, 러시아와 CIS, 아시아태평양 지역의 보급률이 크게 상승할 전망임. 그럼에도 북미지역에서 창출되는 신규주문이 전체의 40퍼센트를 차지할 것임.

표 18 지역별 Fleet Evolution Forecast

지 역	Fleet 2010	Deliver.	Retire.	Fleet 2020	Deliver.	Retire.	Fleet 2030
북아메리카	9,700	4,200	2,200	11,700	5,400	3,300	13,800
유 럽	1,800	1,900	210	3,490	2,200	500	5,190
중 국	150	960	10	1,100	1,400	30	2,470
인 도	110	385	10	485	945	30	1,400
라틴아메리카	1,400	925	360	1,965	1,200	430	2,735
러시아와 CIS	380	525	60	845	1,010	90	1,765
중 동	380	410	50	740	765	90	1,415
아프리카	320	325	80	565	475	90	950
아시아태평양	350	370	60	660	605	120	1,145
계[1)]	14,700	10,000	3,100	21,600	14,000	4,700	30,900

(주) 집계상의 오차로 약간씩 차이를 보임
자료: Bombardier Forecast, 2011

- 특히 신흥시장의 성장, 아태지역 대기업들의 활동영역이 구미지역으로 확대되면서 비즈니스제트기의 수요는 경제성장률보다 훨씬 빠른 속도로 증가할 전망임.

- 세분시장 별 수요전망

- 2011-20년까지 10년간의 수요를 예측한 결과는 아래 <표 19>와 같은데 수량 면에서 Light Jet의 비중이 압도적으로 높으나 매출액 면에서는 대형 제트기의 매출액이 훨씬 클 것임. (앞의 <그림 6> 참조)

표 19 세분영역 별 수요예측 (2011-2020)

Category	Type	수요량	주요 경쟁모델
Light	PLJ	2,196	· Cessna Mustang · Embraer Phenom 100
	VLJ	672	· Cessna CJ2+ · Hawker Premier IA
	Light	1,243	· Bombardier L40XR · Embraer Phenom 300
	Super Light	956	· Bombardier L45XR · Cessna Citation XLS+
	소계	5,067	
Midsize	Midsize	1,177	· Gulfstream G150 · Cessna Sovereign
	Super Midsize	1,324	· Gulfstream G280 · Bombardier CL300
	소계	2,501	
Large	Large	1,034	· Bombardier CL605 · Embraer Legacy 650
	Super Large	987	· Dassault F900LX · Gulfstream G450
	Ultra Long Range	1,205	· Dassault F7X · Gulfstream G650
	소계	3,226	
Airliners	Airliners	309	· Embraer Lineage 1000 · Boeing BBJ

자료: ZenithJet-Business Aviation 10-Year Forecast, May 10, 2011

- 향후 10년간 Light Business Jet, Large Business Jet, Midsize Business Jet, Large Airline의 순으로 판매대수가 많을 것으로 예상되며 금액으로는 Large Airline, Large Business Jet의 매출액이 클 것으로 전망됨.
- 우리나라가 진입하기 용이하고 기술성공 가능성이 높은 SLJ 영역은 두 개의 경쟁사가 존재하며 10년간 956대의 매출이 발생할 전망임.

3. 비즈니스제트기의 가격과 성능 분석

○ 주요 기종들의 가격과 성능 간 관계

- 최근 비즈니스 제트기 시장에서 거래되는 주요 기종의 성능과 가격대를 보면 <부록 1>과 같음
- 이 표를 보면 ① PLJ급 초경량 항공기는 100만 달러 대에서 거래되고 있고 ② LJ급

비즈니스기는 300만 달러이상 1,300만 달러 이하에서 거래되고 있으며 ③ 대형 고급기종들은 5천만 달러 이상으로 거래되는 등 크기와 가격이 대체로 비례하는 양상을 보임.

- 항공기는 'Cost-Based Pricing' 또는 'Market-Based Pricing'의 방식으로 가격이 결정되고 성능과 크기에 따라 비용이 결정되는데 비즈니스제트기의 경우에도 이런 패턴을 보임. 따라서 가격은 비용에 비례하고 비용은 성능에 비례하는 것으로 간주할 수 있음.
- 최근 거래되는 비즈니스 제트기 중 성능과 가격이 확인된 29개 기종의 사양과 가격을 요약하면 <부표 2>와 같음. 이 표를 보면 항공기의 가격을 결정하는 핵심요소는 항공기의 성능이며 개발비와 생산비에 의해 좌우되는 성능은 대개 항공기의 속도, 크기, 순항거리 등을 결합한 지표로 측정함.
- 가격 대 성능(Ⅰ)
  - 다음 그림은 가격을 성능(1)에 대해 Plot한 결과인데 두 변수 사이에 매우 유의한 선형관계가 존재함을 알 수 있음.

성능(1)=최고운항속도×운항거리×크기

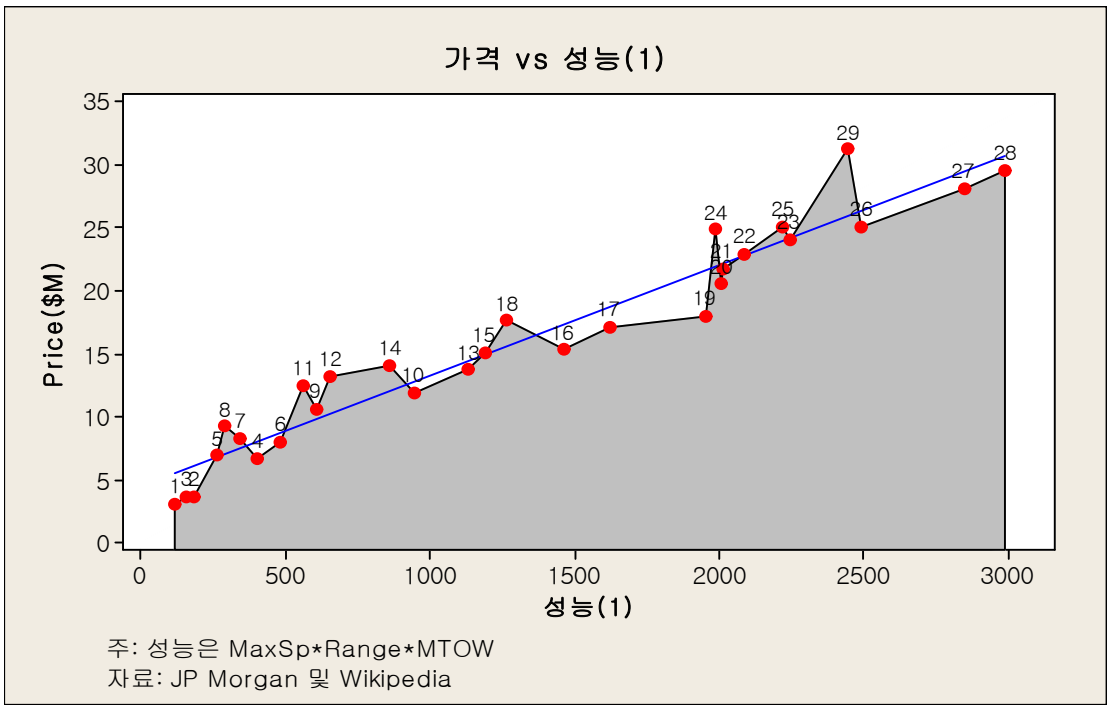


그림 7. 가격과 성능(1)의 관계: Plot

- 가격 대 최대 운항속도
  - 가격을 성능의 한 요소인 속도에 대해서만 Plot한 결과가 <그림 8>에 나와 있는데 속도는 가격과 상관관계가 약한 것으로 나타남. 이는 대부분의 비즈니스제트기들이 현대기술이 허용하는 시속 800 km이상의 최고속도를 지향하므로 속도는 가격 수준을 결정짓는 핵심요인이 아닌 것으로 판단됨.

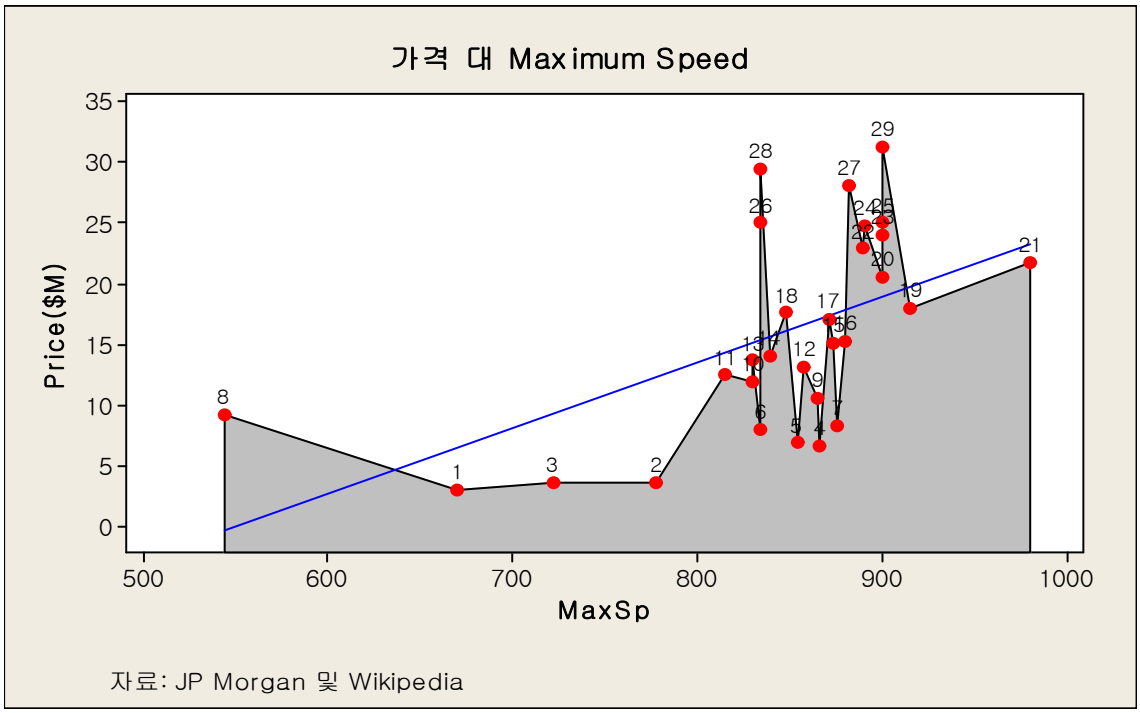


그림 8. 가격과 운항속도와의 관계: Plot

- 가격 대 항속거리

  • 같은 방식으로 가격을 항속거리에 대해 Plot한 결과 항속거리는 가격에 직접적으로 영향을 주는 것으로 나타났음. 항속거리는 품질경쟁력의 핵심요소이며 고가의 비즈니스 기종을 개발하거나 개발된 기종의 가격을 결정하는데 있어서 중요한 고려요소임을 뜻함.

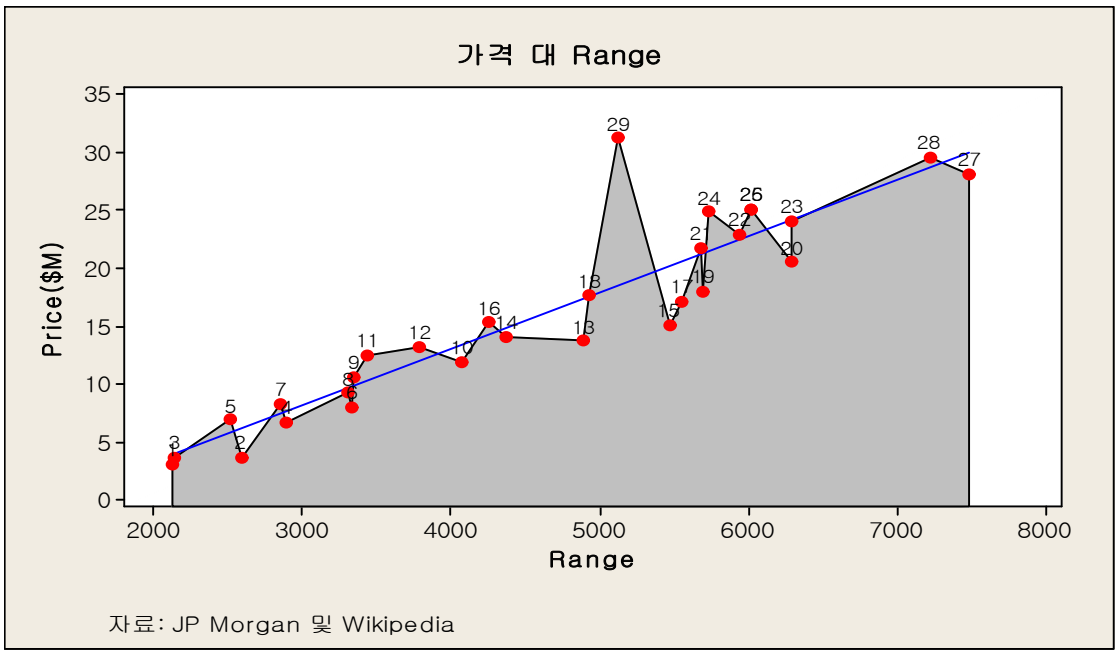


그림 9. 가격과 항속거리와의 관계: Plot

- 가격 대 최대 이륙중량

  • 항공기의 Cabin Volume도 중요한 성능 구성요소로 취급되는데 이는 최대이륙중량과 비례할 것으로 판단됨. 여기서는 Cabin Volume에 대한 자료가 불충분하여 최대이륙중량을 Proxy로 사용했는데 이 변수도 가격과 밀접한 관계가 있는 것으로 나타났음.

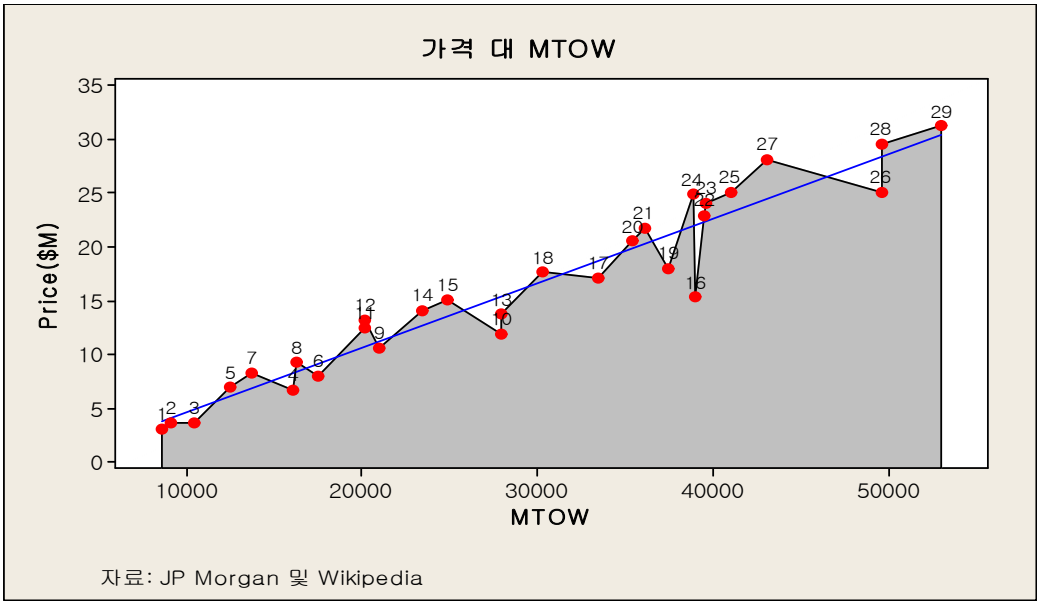


그림 10. 가격과 최대 이륙중량과의 관계: Plot

  • 이상의 결과를 볼 때 비즈니스제트기 가격에 미치는 항공기 성능의 영향을 분석할 때는 두 변수의 결합으로 성능을 측정할 수 있을 것으로 판단됨.

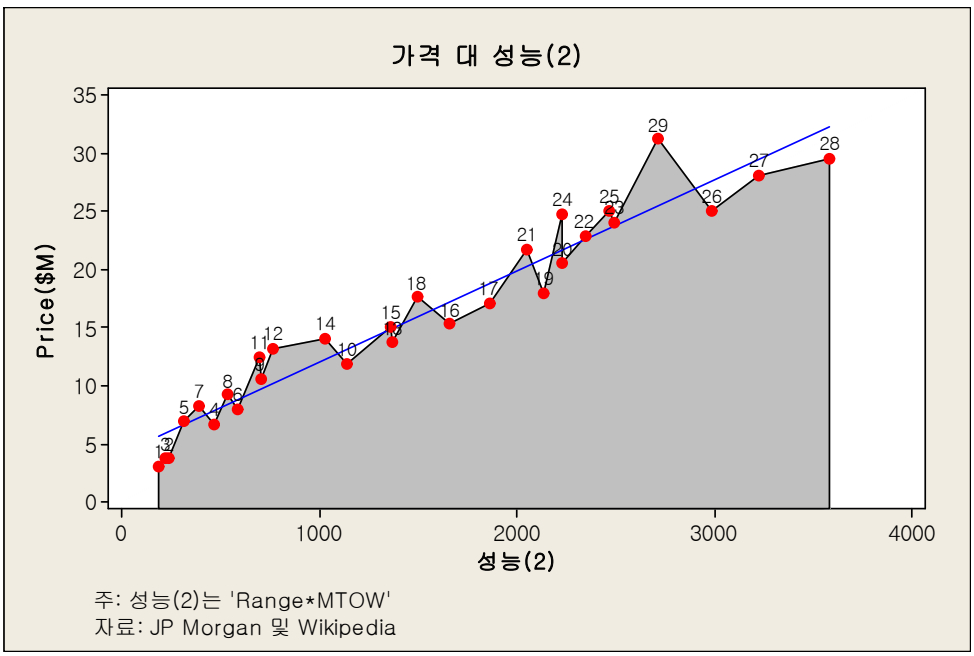


그림 11. 가격과 성능(2)의 관계: Plot

항공기 성능(2): Productivity = Range × MTOW

- 가격을 '항속거리×최대이륙중량'에 대해 Plot한 결과는 <그림 11)과 같음

○ 가격에 미치는 성능의 영향력: 회귀분석

- 회귀분석
  - 회귀분석은 인과관계에 있는 종속변수와 독립변수의 관계를 방정식 모델로 설정한 다음 통계자료를 이용해서 인과관계를 분석하여 수치로 나타낸 것인데 흔히 독립변수가 하나인 단순선형회귀모델과 두 개 이상인 다중선형회귀모델을 사용함.
  - 단순선형회귀 모델: $Y_i = \alpha + \beta X_i + \varepsilon_i$ (독립변수가 하나)
  - 다중선형회귀 모델: $Y_i = \beta_1 + \beta_2 X_{i2} + ... + \beta_k X_{ik} + \varepsilon_i$ (설명변수가 2개 이상)
- 회귀분석 결과
  - 가격에 미치는 두 성능변수의 영향력을 분석하기 위해 콥-다글라스 생산함수 형태의 모델을 가정하고 회귀분석한 결과는 아래와 같음.(Ln은 자연대수)

콥-더글라스 생산함수 형태의 모델: $P = AR^{\alpha}M^{\beta}$

- 분석모델: 회귀분석 결과

회귀방정식: Ln Price = -3.40 + 0.547 Ln Range + 0.820 Ln MTOW

표 20 회귀분석 결과

예측변수	계 수	SE계수	T-value	결정계수
상 수	-3.3953	0.6638	-5.12	R^2=95.1% R^2(수정)= 94.7%
Ln Range	0.5472	0.2204	2.48	
Ln MTOW	0.8200	0.1528	5.36	

(주) MaxSp(최고속도)를 설명변수로 포함시켜서 회귀분석한 결과는 앞의 Plot결과가 보여주는 것처럼 회귀계수의 유의성이 매우 낮게 나타났음 (부록의 회귀분석 결과 참조)

- 회귀분석 결과의 의미
  - 비즈니스제트기의 핵심적인 가격결정 요소는 Range와 MTOW(Maximum Take-off Weight)이며 속도는 유의한 변수가 아님. 이것은 가격과 관계없이 대부분의 기종들이 현대기술이 허용하는 최고속도를 지향하는 것으로 판단할 수 있으며 제품 차별화를 위해서는 속도 외에 항속거리와 최대이륙중량을 향상시키는 것이 중요하다는 의미임.
  - Cabin Volume 대신에 MTOW를 Proxy로 사용했는데 Cabin Volume이나 '탑승객+하역중량'을 설명변수로 사용해도 비슷한 결과를 얻을 것으로 예상함.

- 가격과 두 변수의 관계를 콥-다글라스 생산함수 형태로 가정한 모델은 가격변동의 95%를 설명하고 있음.
- T-Value에서 보는 것처럼 가격을 설명하는 두 변수들, 즉 Range와 MTOW는 가격변동에 대한 설명력이 아주 높고 각각의 유의수준은 95%를 상회함.
- 다른 조건이 같을 때 속도를 1% 증가시키면 항공기 가격은 0.547% 상승하고 MTOW를 1% 증가시키면 가격은 0.82% 상승하는 관계를 지님.
- 비즈니스 항공기 가격에 영향을 주는 성능변수로서 'Range×MTOW'를 사용하는 것이 바람직함.

○ 세분시장 별 '가격 대 성능' 추이

- 회귀분석 결과와 <그림 11>을 보면 성능 대비 가격이 상대적으로 낮게 평가되는 영역과 그 반대 영역이 나타나는데 '가격 대 성능의 추세선' 밑에 가격이 형성된 영역은 상대적으로 가격경쟁이 치열한 영역으로 간주할 수 있고 반대로 추세선 위에 가격이 형성된 영역은 가격경쟁이 덜 치열한 영역으로 간주할 수 있음.
- 시장진입의 용이성과 경쟁의 정도(즉 Red Ocean vs Blue Ocean)를 측정하는 지표로서 기술수준, 제품의 질, 비용우위, 마케팅 역량 등이 사용되는데 첫째, 기술수준과 제품의 질은 성능으로 표현되고 둘째, 가격과 비용이 비례한다고 가정하며 셋째, 마케팅 역량이 중립적이라고 가정하면 '가격-성능' 추세선 위에 가격이 형성된 세분시장은 상대적으로 Blue Ocean으로 간주할 수 있음. 즉 기술성공 가능성이 비슷하다면 항공기 '성능 대비 가격(=비용+마진)'이 높게 유지되는 세분시장을 표적으로 삼는 것이 개발비 회수 및 사업성 측면에서 유리할 것으로 판단됨.
- 이 기준에 따르면 <그림 11>에서 12, 14, 11번 기종들이 포진한 Super Light Jet 영역을 항공기 성능에 비해 높은 가격이 형성된 Blue Ocean으로 간주할 수 있는데 가격경쟁이 덜 치열하고 진입장벽이 상대적으로 낮은 영역을 의미함.

4. 시장진입전략과 KABJ의 적합성 평가

○ 비즈니스제트기 시장의 진입장벽 평가

- 신규업체가 새로운 상품을 개발하여 시장에 진입하려면 다양한 장벽에 부딪치는데 이런 장벽을 뛰어넘기 위해서는 기존업체들에 비해 뒤지지 않는 품질의 상품을 개발하고 이를 저렴하게 공급할 수 있어야 하며 개발한 상품을 소비자들에게 홍보하고 판매할 수 있는 역량을 갖추어야 함. 따라서 새로 시장에 진입하기 위해서는 진입장벽을 어떻게 돌파할 수 있는가와 함께 진입장벽이 상대적으로 낮은 틈새시장을 찾는 노력이 동반되어야 함.
- 항공산업은 항공기와 부품에 대한 높은 품질과 안전성, 많은 투자가 요구되는 산업으로서 후발업체들은 높은 진입장벽에 진입하기 마련이므로 전략적 기종선택이 중요함. 가능한 한 기술성공 가능성이 높은 기종으로 투자비가 저렴하며 글로벌시장의 성장성이 높은 기종으로서 절대적 비용우위를 달성할 수 있고 규모의

경제를 실현할 수 있는 기종을 선택하는 것이 바람직함.

- 중소형항공기 시장은 어느 산업분야보다도 높은 성장성을 보이지만 가격경쟁이 얼마나 치열한지를 기준으로 판단한 진입장벽에서는 세분시장 별로 차이를 보이고 있으므로 틈새시장 발굴이 중요함. 특히 가격경쟁이 덜 치열하고 신형기종 및 파생기 개발이 활발한 영역에서 틈새를 발견하는 것이 바람직함.
- 정기노선을 운행하는 대형 항공기 시장에서는 빠르고 안락하며 환경친화적 기술을 구현한 기종이 요구되며 리저널제트기와 Large Business Jet 와 마찬가지로 거액의 투자비가 소요된다는 점에서 우리나라로서는 기술성공 가능성에 비해 사업화 리스크가 큰 분야이며 Midsize 이하의 Business Jet 기종 중에서 인증기 기종을 선택하는 전략이 요구됨.
- 중소형 비즈니스제트기 시장은 성장성도 양호하고 항공기 개발 및 제품차별화가 활발할 뿐 아니라 기반기술 측면에서도 우리나라가 도전하기에 적절한 영역으로 간주되므로 운항속도를 높이고 운항거리를 연장하며 편의성과 안락감을 향상시키는 기종 개발을 지향하는 최근 추세에 맞춰 인증기를 개발한다면 기술성공 및 사업화 성공가능성이 클 것으로 판단함.

표 21 최근 개발 기종들의 특징

Model	Make	기본형	성능개선 내용
Citation M2	Cessna	CJ1	Improved Cabin Layout / Higher Speed
Hawker 200	Hawkerbeechcraft	Premier 1A	Higher Speed / Longer Range / Larger Payload
Learjet 45XR	Bombardier	Learjet45	Higher Speed / Increased MTOW
Citation Latitude	Cessna	Citation XLS+	Larger Size / Lower Price
Learjet 85	Bombardier	Learjet 60	Increased MTOW/ Higher Speed / Longer Range
Legacy 500	Embraer	Legacy 450	Larger Size / Longer Range
Challenger 850	Bombardier	CRJ200LR	Higher Speed / Longer Range
Falcon 2000LX	Dassault	Falcon 2000	Longer Range / Engine Efficiency
Lineage 1000	Embraer	Embraer 190	Longer Range / Lavish Interior
Global 7000	Bombardier	Global 5000	More Space / Longer Range
Global 8000	Bombardier	Global 5000	More Living Space /Longer Range

○ 인증기의 적합성 평가기준

- 시장잠재력의 관점

  • 인증기의 개발이 사업화로 이어지고 항공선진화 목표를 달성하기 위해서는 국내외 시장잠재력이 크고 착수물량 확보에도 유리한 기종을 선정해야 하는데 비즈니스 제트기나 리저널기 중에서 틈새시장 발굴이 상대적으로 용이한 기종이 여기에 해당될 수 있음.

  • 인증기 개발대상 기종으로는 Light Jet급 비즈니스제트기, Super Light급 및 Midsize급 비즈니스제트기 기종이 적합한 것으로 판단되나 그 동안 우리나라에서는 50-90인승급 Regional Jet와 Turboprop 기종들도 검토된 바 있음. 이 중에서 두 기종이 경합하는 SLJ급 영역은 수요가 안정되어 있고 국내 대기업들의 교체 또는 신규수요를 통해 착수물량 확보가 용이하다는 점에서 인증기 기종으로 적절함.

  • 반면 VLJ급 시장은 수많은 업체들이 다양한 가격대와 성능을 지닌 제품을 출시하면서 완전경쟁을 벌이고 있어서 시장 잠재력이 불투명하고 Midsize 및 Large Jet 영역은 개발비가 과다하게 소요되고 국내수요도 제한된다는 점에서 리스크가 큼. 또한 프로펠러기의 경우에는 제트기에 밀려 시장이 축소되는 기종으로서 안정된 수요를 예측할 수 없고 중국 등에서 개발된 저가 항공기와의 가격경쟁에서 밀릴 가능성이 큼.

- 기술개발 성공 가능성 및 미래지향성 관점

  • 첨단기술과 엄청난 투자비가 소요되는 완제기 개발에서 성공하기 위해서는 국내 기반기술 수준, 완제기 개발경험, 설계 등 기술인력과 숙련공 활용 가능성을 종합적으로 판단하여 기술성공 확률이 높은 기종을 선정해야 하며 소형항공기 개발경험만 보유한 우리나라로서는 Medium급보다 크기가 작고 투자비가 적게 소요되는 영역에서 인증기를 선정하는 것이 바람직함.

  • 프로펠러기는 점차 항공기 시장에서 퇴출되는 추세이며 제트기 기술개발이 이어지면 프로펠러기의 장점도 점차 희석될 뿐 아니라 장차 다른 기종개발에도 시너지 효과를 기대할 수 없다는 점에서 인증기로서 적합성이 떨어지는 것으로 판단됨.

  • 우리나라의 군수산업 역량에도 기여할 수 있으려면 첨단 기술, 첨단 자재를 활용하는 ‘민항기와 전투기의 중간성능’을 보유한 기종을 개발하기 위해서는 SLJ급에 속하는 비즈니스제트기 중에서도 성능이 가장 뛰어난 기종을 지향할 필요가 있음.

- 진입장벽의 관점

  • 인증기의 수출을 통한 사업화 성공을 위해서는 글로벌 시장의 성장성, 항공기 개발 비용, 절대적 비용우위 달성 가능성과 ‘규모의 경제’ 실현 가능성 등 진입장벽을 고려해야 함.

  • 초경량 항공기 개발 경험만 보유한 우리나라로서는 어느 기종을 개발하더라도 큰 진입 장벽에 직면할 전망이지만 ‘시장이 빠르게 성장하고 경쟁기종이 제한되어 있으며 성능 대비 시장가격이 높게 유지되면서 개발비 부담이 상대적으로 적은 기

종이 적절함.

- 비즈니스제트기 시장동향에서 분석한 것처럼 SLJ급 영역은 성능 대비 가격이 높게 유지되며 차별화된 제품을 개발하기 용이하다는 점에서 상대적으로 Blue Ocean으로 간주되며 사업화를 위해서는 이 영역에서 차별화된 제품을 더 낮은 가격에 출시할 수 있어야 함.
- 이런 관점에서 VLJ급 기종은 치열한 가격경쟁에 직면해야 하고 KC-100을 개발한 우리나라로서는 중복투자의 의미가 있음. Medium 이상의 비즈니스제트기와 리저널제트기 기종들은 기존 업체들과의 경쟁에서 불리할 뿐 아니라 투자비부담이 크고 기술성공 가능성도 낮다는 점에서 불리함. 프로펠러기종들은 중국과 우크라이나가 성능에 비해 너무 저렴하게 제품을 출시하고 있으며 국내수요도 기대할 수 없다는 점에서 리스크가 큼.

- 국민경제에 미치는 파급효과 관점

- 완제기는 단순제작(10%), 핵심부품 (25%)에 비해 부가가치 창출능력이 크지만 공동개발이나 OEM 방식의 생산은 국내 부가가치 창출 비중이 떨어진다는 점에서 설계나 시험, 제작 등 개발 및 생산과정을 국내업체가 주도할 수 있는 '완성도 높은 기종'을 인증기로 개발하는 것이 바람직함.
- 우리나라는 제조업분야, 특히 기계, 전자통신, 컴퓨터, 전기, 신소재 등의 산업기반을 잘 갖추었으므로 장차 항공기의 개발과 생산에 유리한 환경이 조성되어 있음. 국내 항공산업 기반산업을 활용하고 국내 주도로 인증기를 개발하기 위해서는 SLJ급 이하의 기종이 유리하며 외국과의 공동개발에 의존해야 하는 기종들은 완제기 개발의 의의를 상실하는 결과를 초래함.

- 투자능력과 사업성 관점

- 우리나라가 완제기 대상으로 검토한 기종들 중에서 VLJ급 기종은 투자비가 적게 들지만 경량항공기 편중현상을 초래함으로써 중복투자의 의미가 있고 리저널 제트기와 90인승 터보프롭기는 개발비가 과다하게 소요된다는 점에서 리스크가 큼.
- 기존 연구(건교평 '중소형항공기인증기술개발기획, 2008')에 따르면 50인승 리저널 제트기나 90인승 터보프롭기는 1조원이 훨씬 넘는 개발비가 소요되고 사업성도 그리 양호하지 않은 것으로 나타났음. 이에 비해 SLJ급 기종은 그 절반에 못 미치는 투자비로 기체를 개발할 수 있고 경량 항공기 다음의 '가교적' 기종으로서 기술축적에 유리하며 변형기 수요를 유인하고 중대형 여객기나 PAV 개발에 축적된 기술을 활용할 수 있다는 점에서 유리함.

○ 사업성 비교

- 접근방법

- 개발비와 제작단가를 분석한 모델을 이용해서 국내에서 완제기 개발대상으로 검토된 기종들의 개발비와 생산비를 추정하고 시장가격과 비교하여 수익성 및 개발비 회수기간 등을 비교함.
- 개발비와 생산비 모델로는 대형 여객기 개발 데이터를 이용해서 표준 개발비와 생

산비를 추정한 아래 MIT모델을 활용함.

16,885 Aircraft Systems Engineering Cost Analysis, Karen Willcox,
MIT, Aerospace Computational Design Laboratory, 2004

- 표준개발비와 표준생산비는 주로 미국 등 선진국의 여객기 개발비와 제작비 자료를 항공기 구성요소별 중량에 대해 회귀분석하여 추정한 것인데 개발경험 및 인프라가 미흡한 후발국에서 처음으로 개발을 시도하는 경우 실제로는 표준개발비보다 훨씬 많은 개발비가 소요될 수 있고 개발시점에 따라 물가상승률 및 임률수준 등을 조정해야 하며 임금수준이 낮은 개도국에서는 표준생산비가 더 낮아질 수 있다는 점도 감안해야 함.

표 22 표준개발비 모델

(단위: $/lb)

구 분	Engineer-ing	ME	Tool design	Tool Fab	Support	Totals
Wing	7,093	1,773	1,862	6,171	833	17,731
Empennage	20,862	5,216	5,476	18,150	2,451	52,156
Fuselage	12,837	3,209	3,370	11,169	1,508	32,093
Landing gear	999	250	262	869	117	2,499
Installed engines	3,477	869	913	3,025	408	8,691
Systems	1,3723	3,431	3,602	11,939	1,612	34,307
Payloads	4,305	1,076	1,130	3,746	506	10,763
Total	40.0%	10.0%	10.5%	34.8%	4.7%	100.0%

자료:Cost Analysis, Karen Willcox, MIT, Aerospace Computational Design Laboratory, 2004

표 23 표준 생산비

(단위: $/lb)

구 분	labor	materials	other	Totals
Wing	609	204	88	900
Empennage	1,614	484	233	2331
Fuselage	679	190	98	967
Landing gear	107	98	16	221
Installed engines	248	91	36	374
Systems	315	91	46	452
Payloads	405	100	59	564
Final assembly	58	4	3	65

자료: Cost Analysis, Karen Willcox, MIT, Aerospace Computational Design Laboratory, 2004

- 국산화 검토 모델들의 표준개발비와 표준생산비 비교

• 앞의 항공기 표준 개발비모델을 이용해서 국산화 대상으로 검토된 기종들의 표준 개발비를 구하면 <표 23>과 같음. 리저널 터보프롭기는 점차 제트기로 대체되고 있는 추세이고 시장수요를 예측한 자료를 획득하기 어려우므로 분석대상에서 제외함.

표 24 국산화 검토대상 기종의 표준개발비

(단위: 천 달러)

구 분	KTJ	KRJ500	KABJ
Wing	18,688	71,952	33,246
Empennage	20,237	88,874	41,047
Fuselage	46,342	143,167	66,144
Landing gear	936	3,691	1704
Installed engines	11,742	47,097	21,762
Systems	65,423	271,334	125,358
Paylords	8,244	28,769	13,292
표준개발비	171,612[1)]	654,884[1)]	302,553[1)]
Judgement Factor[2)]	1.48	2.17	2.17
국내개발비	253,464[3)]	1,419,335[3)]	656,540[4)]

(주) 1. 1990년대 중반까지 개발된 항공기들의 기체개발 자료를 이용해서 추정한 것이므로 개발시점, 개발지역, 항공기의 성격 등에 따라 조정 필요.
2. 소비자물가상승율, 항공기 개발인프라 구축비용 및 시제기 제조비용 등을 고려했을 때의 조정비율
3. KTJ와 KJR500의 국내 개발비는 2008년 기준 ('중소형항공기 인증기술개발 기획, 2008'참조)
4. 비교의 편의를 위해 KABJ에 대해서도 KRJ와 동일한 배율 적용

• 한편 표준생산비 모델을 이용해서 국산화 대상으로 검토된 기종들의 표준생산비를 구하면 아래와 같음.

표 25 국산화 검토대상 기종의 표준 생산비 비교

(단위: 천 달러)

구 분	KTJ[1)]	KRJ 500[1)]	KABJ[1)]
Wing	948.6	3,652.2	1,687.5
Empennage	904.4	3,972.0	1,368.0
Fuselage	1,396.3	4,313.8	1,993.0
Landing gear	84.5	326.4	150.7
Installed engines	505.3	2,026.7	936.5
Systems	862.0	3,574.9	1,651.6
Payloads	432.0	1,507.6	809.3
Final assembly	465.4	1,800.5	832.0
표준생산비[2)]	5,598.5	21,174.0	9,428.6
Judgement Factor[3)]	0.79	0.79	0.79
국내생산비[4)]	4,422.8	16,727.5	7,508.0

㈜ 1. KTJ는 7,160lb, KRJ500는 27,700lb, KABJ는 12,800lb의 공허중량을 각각 적용함
2. 선진국에 비해 상대적으로 저렴한 인건비 등으로 세 기종의 실제 양산비용은 표준생산비에 비해 낮을 것으로 전망: '중소형항공기인증기술기획, 2008'에서는 KRJ500의 양산비용을 16,196천 달러로 추정하였으며 본 연구에서도 같은 절감율을 적용하여 KABJ의 양산비용을 7,508천 달러로 전망
3. 미국의 소비자물가상승률(1995~2012년간 1.52배), 노동생산성증가율(1995~2012년간 1.35배) 및 미국에 대한 국내 인건비 비율(0.62배) 등을 고려한 조정비율. 비교의 편의를 위해 3개 기종 모두 동일한 배율을 적용함
4. 2012년도 기준 국내 생산비 추정치

- 수익성 비교

• 단순화 가정: 수익성 비교를 위해서는 판매량과 판매단가가 필요함.

표 26 국산화 검토기종들의 판매량과 판매단가: 가정

구 분	KTJ[1)]	KRJ500[1)]	KABJ[2)]
시장 점유율	• 10년간 시장규모: 4,730～9.930대 • 납품대수: 780～1,240대	• 10년간 시장규모: 950～1,660대 • 납품대수: 400대 (30%)	• 10년간 시장규모: 956대(SLJ급) • 납품대수: 287대(30%)
항공기 판매단가	• 타겟시장 가격대: $3.5～6M • 단가: $6M 가정	• 타겟시장 가격대: $20～25M • 단가: $22.5M 가정	• 타겟시장 가격대: $12.5～13.2M • 단가: $12.5M 가정

주: 1) '중소형항공기 인증기술개발기획, 2008' 참조
2) Zenith Zet의 2010년대 수요예측 및 최근 기종별 시가 적용

• 위와 같은 판매가격 가정은 잠재경쟁 기종들의 최근 판매단가에 기초함.

표 27 잠재경쟁 기종의 판매단가

등급	경쟁기종 (최대이륙중량, 좌석)	분류	판매단가 (백만 달러)
VLJ급 (KTJ)1)	Mustang	VLJ	3.1
	Phenom 100 (10,472lbs)	VLJ	3.7
	Phenom 300 (17,529lbs	LJ	8
	Hawker 200 (10,050lbs)	VLJ	8.3
	Hondajet (9,200lbs)	VLJ	3.7
R-Jet (KRJ500)[1)]	CRJ 200 (53,000lbs, 50석)	Reg.Jet	24이상
	An-158 (85,000lbs, 75석)	Reg.Jet	18이상
	MA60 (48,060lbs, 60석)	Turboprop	12.5이상
R-터브프롭[2)] (KTP900)	CRJ 705 (80,500lbs, 90석)	Reg.Jet	24이상
	Embraer E-175(83,000lbs, 90석)	Reg.Jet	28.5이상
	ATR 72-600 (49,604lbs, 74석)	Turboprop	22.7
	Dash 8/Q-400 (64,500lbs, 78석)	Turboprop	27
	MA600 (48,060lbs, 60석)	Turboprop	15
SLJ급 (KABJ)[3)]	Learjet 45XR (20,200lbs)	SLJ	13.2
	Citation XLS+ (20,200lbs)	SLJ	12.5

(주) 1. 항공선진화사업의 국산화 대상기종으로 검토된 기종(국토해양부/건교평, '중소형 항공기인증기술개발기획 Ⅰ/Ⅱ, 2008' 참조)
2. Propeller기는 생산이 중단된 기종이 많으며 현재 80석 이상 터보프롭기는 생산되지 않고 있음. KTP900은 국산화 대상기종으로 검토된 기종
3. 항공선진화사업의 국산화 대상기종(한양대, '중소형항공기(Part25급) 국산화 보급기반 구축기획' 참조)
자료: J.P.Morgan, Aerospace and Defense, North American Equity Research 15, November 2011, p.10

• 기종별 수익성 비교결과는 <표 27>과 같음. 여기서 보는 것처럼 KTJ의 경우는 표준생산비에 비해 경쟁기종들의 가격이 너무 낮게 유지되고 있어서 판매목표를 달성한다 해도 수익을 창출하기 어렵고 리저널제트기인 KRJ 500의 경우에도 판매수익이 미미한 수준이어서 금융비용과 관리비 등을 고려하는 경우 수익성이 훨씬 악화될 수 있음. KABJ의 경우는 대당 기대수익이 목표시장 평균가격의 20%를 상회하므로 금융비용과 관리비를 고려하더라도 수익성이 있을 것으로 판단함.

표 28 기종 별 수익성 비교

구 분	KTJ	KRJ500	KABJ
A. 시장규모(향후 10년 수요전망)	7,330대	1,300대	956대
B. 판매량 추정	1,000대	400대	287대
C. 목표시장 평균가격	$3.5~6.0M	$22.5M	$12.5M
D. 표준 생산단가[1)]	$5.6M	$21.2M	$9.4M
E. 한 대당 기대수익 (=C-D)	최대 $0.4M	$1.3M	$3.1M
F. 10년간 기대수익 (=B×E)	최대 $400.0M	$520.0M	$890.0M

(주) 1. MIT모델을 적용한 생산단가이며 단순화를 위해 금융비용, 관리비 등을 무시함.

• 투자비(표준개발비)의 회수기간 분석: 단순화 가정에 따라 3개 기종의 개발비 회수기간을 산출한 결과는 다음과 같음.

표 29 기종 별 표준 개발비 회수기간 분석

구 분	KTJ	KRJ500	KABJ
A. 표준 개발비	$171.6M	$654.9M	$302.6M
B. 한 대당 기대수익	-$2.1~0.4M	$1.3M	$3.1M
C. 개발비회수 판매대수 (=AB)	429대 이상	504대	98대
D. 개발비 회수기간	4.3년 이상	13.0년	3.5년

• KTJ의 경우 경쟁기종의 최고가격을 적용했을 경우에만 개발비 회수가 가능하고 KRJ500과 KABJ의 경우는 각각 13.0년 및 3.5년으로 추정됨. 그러나 ①비용과 수익에 대해 할인율을 적용하고 ②적정수준의 금융비용 및 관리비 등을 비용에 포함시키면 3개 기종의 개발비 회수기간은 훨씬 길어질 것임.

○ 종합평가: 적합성 및 사업성

- 중소형항공기 개발 대상으로 국내에서 검토한 기종 중에서 SLJ 영역의 KABJ 기종이 적합성 및 사업성 측면에서 가장 우수함.
- 90인승 리저널 터보프롭기 KTP900에 대한 수요는 유가상승에 따라 일시적으로 수요가 늘어날 수 있으나 항공사들이 프로펠러기를 제트기로 전환하는 추세이고 이에 따라 많은 프로펠러 기종들이 단종되거나 시장에서 사라지는 점을 감안하면 적합성이

떨어지고 수익성도 불확실함. 국토부/건교평의 분석결과에서도 프로펠러기는 리저널 제트기에 비해 개발비가 훨씬 많이 소요됨에도 불구하고 10년간 판매대수는 더 적게 예측되었으므로 KRJ500보다 수익성이 훨씬 열악할 것으로 예측됨.

표 30 90인승 터보프롭기의 개발비와 양산단가 추정

구 분	개발비추정	양산단가 예측	10년간 판매대수
KRJ500 (제트)	141.93백만 달러	16,863천 달러	400대
KTP900 (터보프롭)	180.86백만 달러	16,196천 달러	300대

자료: 중소형항공기 인증기술개발기획, 국토부/건교평, 2008

- 이에 반해 SLJ급 KABJ 기종은 ①표준개발비와 표준생산비 대비 항공기 가격이 높게 형성되어 가격 면에서의 진입장벽이 상대적으로 낮고 ②많은 국내기업들이 글로벌 대기업으로 성장함에 따라 내수시장 발굴이란 측면에서도 유리하며 ③KC-100과 KT-1 등의 개발경험을 활용하면서 점진적으로 중·대형 기종으로 개발을 확대해 나갈 수 있는 가교 기종이라는 점, ④국내주도의 개발이 용이하다는 점 등에서 인증기 대상으로서 적절함.
- 그 동안 국산 완제기 대상으로 검토된 바 있는 기종들의 적합성 및 사업성을 종합적으로 평가해보면 SLJ급 비즈니스제트기, LJ급 비즈니스제트기, RJ급 리저널 제트기, 90인승급 리저널 터보프롭기의 순으로 개발 우선순위를 평가할 수 있음.

표 31 인증기 대상 기종들의 적합성 비교

구 분	속 성	LJ기종	SLJ기종	RJ기종	R/C프롭
시장 성장성	수요증가율의 수준	◎[1)]	◎	◎	△
가격경쟁력	가격경쟁 우위 가능성	△	○	○	△
제품차별화	성능우위 확보 가능성	◎	◎	○	○
연비·유지비	연비의 효율성과 유지비	○	○	○	◎
진입장벽	경쟁기종 수/가격대	○	◎	△	△
내수기반	국내판매 가능 수량	◎	○	△	△
기반기술	독자개발/생산 가능성	◎	◎	○	○
투자비 부담	투자비 규모/독자조달	○[2)]	◎	△	△
기술파급효과	항공/연관산업 파급효과	○[2)]	◎	◎	◎
부가가치	단독생산/GDP 기여도	◎	◎	○	○
사업성	수익성/개발비 회수기간	△	◎	○	△
종합평가[3)]	기술/사업화 성공가능성	25	30	21	18

(주) 1. ◎는 '유리(3점), ○는 '보통(2점), △는 '불리 또는 불확실(1점)'을 의미
2. 이미 민간용 소형항공기와 KT-1/T-50 등 훈련기 개발경험이 있으므로 경제적 파급효과 측면에서 중복투자의 의미가 있음
3. 점수가 높을수록 개발이 유리한 기종(최고 30점, 최저 10점)

5절. 중소형항공기 국산화사업의 경제성 분석

1. 사업개요

○ 전제

- 중소형항공기(Part25급) 보급기반 구축을 위한 KABJ 개발계획은 다음과 같음.

표 32 Part25급 KABJ 개발계획

구 분	전제사항	비 고
사업개요	■ 개발기간: 8년 · 탐색개발 2년 · 본 개발 6년 ■ 개발체계: 국내 단독(핵심부품 수입)	■ 1~2차년도: 탐색개발 ■ 3~8차년도: 본 개발 ■ 인증기반 구축 및 BASA체결 병행 추진
탐색개발 단계	■ Part25급 중소형항공기 탐색개발 · 타당성 검증 · 중소형항공기개념연구/DP엔지니어링 ■ Technical Readiness Program ■ 국제 개발협력 및 제작인프라 구축 ■ BASA IPA 확대방안 연구 · Part25급 중소형기 인증시스템 연구 · 인증인력 양성 및 인증기술 확보	■ 타당성 검증 및 개념연구 ■ BASA체결을 위한 전략구상 ■ 협력업체 및 구매부품 선정 ■ Launch Order 확보
본 개발 단계	■ 보급기반 구축사업단 총괄체계 관리 · 사업 및 기술관리 · 연구개발성과 확산 및 홍보사업 ■ 인증 시제기 개발 · 체계개발 · 시제기/시범기 제작 및 인프라구축 · 시험평가 ■ 인증기술개발 및 시범인증 · 인증기술개발 및 시범사업인증 · 기술기준 및 안전인증지침 개발	■ 사업단체계 운영 ■ 인증인프라 구축 ■ 시제기 5대 제작 ■ 형식증명 신청/발급 ■ BASA체결 추진
운용 및 사고예방 기술	■ 시범운용기술 개발 ■ 에어백 시스템 개발 ■ 안전품목 관리체계 연구	■ Training Center

- 총사업비: Part25급 인증시제기 개발을 포함한 국산화보급기반 구축을 위한 총사업비 예상액은 7,965억 원으로 그 내역은 다음과 같음.

표 33 KABJ 총사업비

(단위: 백만 원, %)

구 분	개발내용(RFP)	사업비			비 율
		정부출연	민간투자	합계	
탐색 개발	중소형항공기(Part 25급) 국산화 보급기반 탐색 개발	17,000	0	17,000	1.97
	Part 25급 BASA IPA 확대 사전연구	3,000	0	3,000	0.35
총괄관리	사업단 총괄체계 관리	30,000	0	30,000	3.48
시제기개발	중소형항공기(Part 25급) 인증시제기 개발	525,000	175,000	700,000	81.24
중소형기급 인증기술 개발 및 시범인증 (BASA체결	중소형항공기(Part 25급) 인증기술개발 및 시범사업 인증	68,000	0	68,000	7.89
	중소형항공기 기술기준 및 안전인증지침 개발	7,000	0	7,000	0.81
중소형기급 운용 및 사고예방기술	중소형항공기 정비·고장 탐구 지원 체계 구축	20,000	6,667	26,667	3.09
	중소형항공기 운용 지원 체계 구축	10,000	0	10,000	1.16
합계		680,000	181,667	861,667	100

* 인증시제기 개발비 내역은 <부표 4-1>부터 <부표 4-4> 참조

- 총 사업비의 조달 및 연도별 지출계획은 다음과 같음.

표 34 연도별 개발비 지출계획

(단위: 백만 원)

연 도	국산화 보급기반 구축비용			인증비용 (정부출연)	총사업비
	정부출연	민간부담	소 계		
1Y[1)]	6,000	0	6,000	1,500	7,500
2Y[1)]	11,000	0	11,000	1,500	12,500
3Y[2)]	84,969	25,267	110,236	10,000	120,236
4Y[2)]	118,343	36,367	154,710	13,000	167,710
5Y[2)]	143,906	45,333	189,239	14,000	203,239
6Y[2)]	101,794	32,500	134,294	14,000	148,294
7Y[2)]	83,194	26,200	109,394	14,000	123,394
8Y[2)]	52,794	16,000	68,794	10,000	78,794
합 계	602,000	181,667	783,667	78,000	861,667

주 1) 탐색개발, 2) 본 개발

- 개발비 수준의 적정성

  • 본 연구에서 제시한 개발비 규모가 적정 수준인지를 검토하기 위해서는 기존 개발비 모델에서 산출한 추정치가 중요한 기준이 될 수 있는데 제트기의 개발사례를 반영하고 있는 Burns 모델과 가장 최근에 발표된 MIT 표준개발비 모델이 적합할 것으로 판단됨.

  • MIT 표준개발비 모델에 의한 개발비 추정: <표 23>에서 제시된 바와 같이 20,000 파운드급 KABJ의 표준개발비 추정치는 302,553천 달러인데 여기에 그 동안의 물가상승률 등 조정치를 적용하면 656,540천 달러에 달함. 개발경험과 인프라가 미흡한 우리나라 입장에서는 이보다 더 많은 투자가 필요할 수 있으나 항공선진국에 비해 낮은 인건비는 개발비를 감소시키는 요인임.

  • Burns 모델에 의한 개발비 추정: Burns 모델은 제트기 개발사례를 다수 포함하고 있으므로 KABJ 개발비 추정에 적합한 모델로 간주되는데 이 모델을 적용하여 20,000파운드급 제트기 개발비를 추정해보면 최소 516,939천 달러(임률 $40/hr 적용)에서 644,071천 달러(임률 $60/hr 적용)에 달할 수 있음.

표 35 Burns모델을 적용한 항공기 개발비 추정

(단위: 백만 달러)

구 분	기 호	금 액	산출근거
기체엔지니어링 비용	C_{AED}	98,199	- 탐승객 수 10명 - 최고속도=475knots/시제기 5대 - 물가상승률 1983년의 2.35배 - 첨단기술사용정도=0.9(상용) - 시간당 임률 $55 - 엔진추력 3,000~3,500lb - $C_{DDTE} = C_{AED}+C_{DSC}+C_{FTAR}+C_{TD}+C_{MD}+C_{QD}+C_{MMD}+C_{E}+C_{AV}+C_{INT}$
개발 지원비	C_{DSC}	72,898	
비행시험비	C_{FTAR}	27,082	
치공구비	C_{TD}	121,996	
제조비용	C_{MD}	212,484	
품질관리비	C_{QD}	27,623	
자재 및 기기비용	C_{MMD}	28,136	
엔진비용	C_{NBE}	2,025	
항공전자장비비용	C_{AV}	11,139	
내부장치비	C_{INT}	643	
총비용	C_{DDTE}	602,226	

(주) 시간당 임률 $55를 적용한 수치이므로 임률에 따라 수치가 달라질 수 있음. 만일 $40의 임률을 적용하면 총 개발비는 516,939천 달러가 되고 $60의 임률을 적용하면 644,071천 달러로 늘어남

- 개발비 수준의 적정성 평가:본 연구에서 제시한 개발비 규모는 796,501백만 원(현재 가치 518,999백만 원)인데 이는 MIT모델 및 Burns모델을 이용해서 추정치를 크게 벗어나지 않는 수준으로 정정한 규모로 판단됨.

○ 세부과제별 소요예산 및 조달계획

- 중소형항공기(Part25급) 국산화기반 탐색개발

• 총괄예산

(단위 : 백만원)

년 도	정부출연금	기업부담금	계
Y1	5,400	-	5,400
Y2	11,600	-	11,600
합 계	17,000	-	17,000

• 세부예산

(단위 : 백만원)

항 목	Y1	Y2	계
인건비	20,000	26,000	46,000
직접비	20,000	58,000	78,000
간접비	14,000	32,000	46,000
합 계	54,000	116,000	170,000

• 투입인력

(단위 : M/Y)

항 목	Y1	Y2
타당성 검증	5	5
개념설계	9	25
Technical Readiness Program	14	24
국제협력 방안	2	2
인프라 구축	2	2
체계개발계획	2	2
계	34	50

- Part25급 BASA IPA 확대 사전연구

• 총괄예산

(단위 : 백만원)

년 도	정부출연금	기업부담금	계
Y1	1,500	-	1,500
Y2	1,500	-	1,500
합 계	3,000	-	3,000

• 세부예산

(단위 : 백만원)

항 목	Y1	Y2	계
인건비	948	981	1,929
직접비	441	408	849
간접비	111	111	222
합 계	1,500	1,500	3,000

• 투입인력

(단위 : M/Y)

항 목	Y1	Y2
Part 25급의 중소형기 인증시스템 연구를 통해 국내 인증 종합 체계 및 절차 구축	4	4
중소형항공기 인증인력 양성 및 인증기술 확보	18	22
BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 방안 연구	5	6
계	27	32

- 중소형항공기급(Part 25) 국산화 보급기반 구축 사업단 총괄체계관리

• 총괄 예산

(단위 : 백만원)

년 도	정부출연금	기업부담금	계
Y3	4,967	-	4,969
Y4	5,344	-	5,344
Y5	5,907	-	5,907
Y6	4,594	-	4,594
Y7	4,594	-	4,594
Y8	4,594	-	4,594
합 계	30,000	-	30,000

• 세부 예산

(단위 : 백만원)

항 목	Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	계
인건비	3,194	3,437	3,799	2,954	2,954	2,954	19,292
직접비	1,406	1,512	1,672	1,300	1,300	1,300	8,490
간접비	367	395	437	340	340	340	2,217
합 계	4,967	5,344	5,907	4,594	4,594	4,594	30,000

• 투입인력

(단위 : M/Y)

항 목	Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	계
체계 사업 관리	25	25	25	25	25	25	150
체계 기술 관리	25	35	35	35	35	35	200
연구개발성화 보급·확산 및 홍보 총괄	25	25	35	25	25	25	160
사업단장 공모	5	-	-	-	-	-	5
계	80	85	95	85	85	85	515

- 중소형항공기(Part 25급) 시제기 개발

• 총괄 예산

(단위 : 백만원)

년 도	정부출연금	기업부담금	계
Y3	69,400	23,100	92,600
Y4	10,250	34,200	136,700
Y5	12,900	43,000	172,000
Y6	97,200	32,400	129,700
Y7	78,600	26,200	104,800
Y8	48,100	16,000	64,200
합 계	525,000	175,000	700,000

• 세부 예산

(단위 : 백만원)

항 목	Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	계
인건비	22,800	38,500	49,000	51,400	40,500	23,100	225,400
직접비	60,500	83,000	100,200	78,300	64,300	41,100	427,400
시제작투자	-	15,200	22,800	-	-	-	38,000
TRP	9,200	-	-	-	-	-	9,200
합 계	92,600	136,700	172,000	129,700	104,800	64,200	700,000

• 투입인력

(단위 : M/Y)

항 목	내 용	인력 투입					
		Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8
개념정의	- 형상정의, 필수시험 수행, 시장분석/마케팅 - 주요장비 확보 방안 마련	13	13	13	13	10	10
TRP	- 구조물 제작개념 및 공정 검증	13	-	-	-	-	-
	- 핵심시스템 설계개념 및 성숙도 검증	13	-	-	-	-	-
	- 소재류 Material Database 구축	13	-	-	-	-	-
개발관리	- 엔진, 항공 전자, 주요장비, 구조물 등 공급업체의 투자 유도 및 도입 관리	6	6	6	5	4	4
	- 소요 장비 구매 및 유지 관리	5	6	6	5	4	4
	- 항공기 제작사 인증 체계 구축	5	5	5	4	4	3

체계개발	- 기본설계(외형설계, 내부배치 설계, 성능해석, 형상 확정, 중량해석, 형상관리 등)	22	31	31	23	21	14
	- 공력해석(전산유체해석, 관련 풍동시험, 조종안정성 해석 등)	22	31	31	23	21	14
	- 구조해석(플러터해석, 하중해석, 응력해석, 손상허용해석, 물성치확보 시험 등)	21	31	31	22	20	14
	- 구조설계(동체, 날개, 꼬리날개 등)	21	31	31	22	20	14
	- 세부계통 설계 및 해석(착륙장치, 산소, 환경제어, 비행조종, 엔진, 전기, 배선, 항공전자 등)	21	31	30	22	20	14
	- 제품보증 해석(신뢰성, 안전성, 정비성 해석 등)	21	30	30	22	20	13
시험평가	- 실험실 시험(시편시험, 화염시험, 재료시험, 구조시험 등)	4	16	19	16	16	12
	- 지상 시험(계통시험, EMI /EMC 시험, 엔진 작동시험, 지상진동시험 등)	3	16	19	16	16	12
	- 비행 시험(비행시험준비, 개발 비행시험, 인증 비행시험, 기능 및 신뢰성 확인 시험 등)	3	16	19	15	15	12
시제기제작	- 엔진장착, 장비 장착, 동체 및 날개 조립 등 항공기 완성	17	64	188	323	191	38
제작인프라	- 치공구, 부품/소조립기술, 생산기술, 품질/합치성검사	5	5	5	5	5	5
제작증명 시범기	- 시범기 제작, 품질시스템 구축	3	3	3	3	20	30
합 계		231	335	467	539	407	213

- 중소형항공기급 BASA 체계 구축 및 시범사업 인증

• 총괄 예산

(단위 : 백만원)

년 도	정부출연금	기업부담금	계
Y3	8,000	-	8,000
Y4	11,000	-	11,000
Y5	13,000	-	13,000
Y6	13,000	-	13,000
Y7	13,000	-	13,000
Y8	10,000	-	10,000
합 계	68,000		68,000

• 세부 예산

(단위 : 백만원)

항 목	Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	계
인건비	4,156	6,219	7,612	8,073	7,940	7,023	41,023
직접비	3,251	3,966	4,425	3,964	4,097	2,236	21,939
간접비	593	815	963	963	963	741	5,038
합 계	8,000	11,000	13,000	13,000	13,000	10,000	68,000

• 투입인력

(단위 : M/Y)

항 목	Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	계
Part 25급 인증시스템 및 인증기술연구	9	15	20	20	20	28	112
중소형항공기 시범인증(형식/제작/감항증명)	16	27	30	30	30	30	163
BASA IPA 확대(Part 23 → Part 25) 체결	5	8	12	12	12	12	61
합 계	30	50	62	62	62	70	336

- 중소형항공기 기술기준 및 안전인증지침 개발

• 총괄 예산

(단위 : 백만원)

년 도	정부출연금	기업부담금	계
Y3	2,000	-	2,000
Y4	2,000	-	2,000
Y5	1,000	-	1,000
Y6	1,000	-	1,000
Y7	1,000	-	1,000
합 계	7,000		7,000

• 세부 예산

(단위 : 백만원)

항 목	Y1	Y2	Y3	Y4	Y5	계
인건비	1,194	1,218	649	662	675	4,398
직접비	658	634	277	264	251	2,084
간접비	148	148	74	74	74	518
합 계	2,000	2,000	1,000	1,000	1,000	7,000

• 투입인력

(단위 : M/Y)

항 목	Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	계
중소형항공기 핵심 인증기술요건 분석	5	5	3	3	3	19
중소형항공기 기술기준 개발	3	3	2	2	2	12
중소형항공기 환경기준 개발	2	2	1	1	1	7
중소형항공기 인증기술분야별 적합성 평가기준 및 평가안내서 개발	5	5	2	2	2	16
합 계	15	15	8	8	8	54

- 중소형항공기 정비·고장탐구 지원 체계 구축

• 총괄 예산

(단위 : 백만원)

년 도	정부출연금	기업부담금	계
Y3	6,500	2,166	8,666
Y4	6,500	2,166	8,666
Y5	7,000	2,333	9,333
합 계	20,000	6,667	26,667

• 세부 예산

(단위 : 백만원)

항 목	Y3	Y4	Y5	계
인건비	3,220	3,220	3,220	9,660
직접비	4,806	4,806	5,424	15,038
간접비	640	640	689	1,969
합 계	8,666	8,666	9,333	26,667

• 투입인력

(단위 : M/Y)

항 목	Y3	Y4	Y5	계
중소형항공기 시범운용 시설	30	30	30	90
중소형항공기 시범운용 통신 시설	8	8	8	24
중소형항공기 시범운용 인프라	8	8	8	24
합 계	46	46	46	138

- 중소형항공기 운용 지원 체계 구축

• 총괄 예산

(단위 : 백만원)

년 도	정부출연금	기업부담금	계
Y3	4,000	-	4,000
Y4	4,000	-	4,000
Y5	2,000	-	2,000
합 계	10,000	-	10,000

• 세부 예산

(단위 : 백만원)

항 목	Y3	Y4	Y5	계
인건비	2,572	2,573	1,286	6,431
직접비	1,132	1,132	566	2,830
간접비	296	296	148	739
합 계	4,000	4,000	2,000	10,000

• 투입인력

(단위 : M/Y)

항 목	Y3	Y4	Y5	계
조종훈련용 모의비행장치 개발	30	30	30	90
비상탈출 인증기술 개발	10	20	20	50
합 계	40	50	50	140

2. 비용분석

○ 비용의 구성

- 『연구개발부문 사업의 예비타당성조사 표준지침 연구(KDI, 2008)』에 따라 중소형 항공기 국산화기반구축사업의 총비용은 개발비로 구성됨. 그러나 재무성 분석을 위해서는 양산시설 투자비와 매출원가를 포함시켜야 하며 부대수익이 발생하는 경우 그 원가도 포함시켜야 함
- 총비용의 현재가치: 인증비용을 포함한 총사업비는 탐색개발이 시작되는 1차년도부터 8차년도까지 발생하며 할인율 5.5%를 적용하여 현재가치를 산출함
- 경제성분석에서는 총사업비의 현재가치와 예상편익의 현재가치를 비교하는데 Part25급 중소형항공기 보급기반 구축을 위한 총사업비 861,667백만 원의 현재 가치는 691,378백만원이며 미화로는 628.5백만 달러에 달함

표 36 총사업비의 현재가치

(단위: 백만 원)

연 도[1]	총사업비			현재가치[3]
	국산화보급 기반구축	인증비용[2]	계	
1차년도	6,000	1,500	7,500	7,500 ($6818천)
2	11,000	1,500	12,500	11,848 ($10,771천)
3	110,236	10,000	120,236	108,026 ($98,206천)
4	154,710	13,000	167,710	142,824 ($129,840천)
5	189,239	14,000	203,239	164,058 ($149,144천)
6	134,294	14,000	148,294	113,465 ($103,150천)
7	109,394	14,000	123,394	89,491 ($81,355천)
8	68,794	10,000	78,794	54,166 ($49,242천)
계	783,667	78,000	861,667	691,378 ($628,526천)

주 1) 1, 2차 년도는 탐색개발, 3차 년도부터 8차 년도까지는 본 개발
2) 인증비용은 국격 및 국가브랜드를 높이는 지출액으로 경제성분석에는 포함시키되 매출원가에는 포함시키지않음
3) 할인율 5.5% 및 미화 1달러 대 1100원의 환율 적용함

3. 편익분석

○ 편익항목의 식별

- 항공기 매출액: 동 사업은 20,000파운드급 비즈니스제트기를 인증기로 개발하고 국내 인증기반 구축 및 미국과의 BASA 체결을 통해 사업화하는 것을 전제로 하므로 직접적인 편익은 항공기 매출에 따른 수익임. 항공기 매출액 규모는 시장규모와 시장점유율, 판매단가 등에 의해 좌우됨
- 부대수익: 항공기제작업은 완제품인 항공기 기체 뿐 아니라 부품, 정비, 교육훈련, 엔지니어링 지원 등에 따른 초기지원 패키지 수익, 항공기 수명주기 동안 부품 공급, 결함처리, 소프트웨어제공 등 고객지원 수입, 분석기간 동안 기대할 수 있는 판매가격 상승효과, 항공기 개조 및 정비에 따른 MRO수익 등을 기대할 수 있음
- 분석기간: 정부의 공공투자사업 분석사례와 다른 항공기개발 사례를 적용하여 사업화가 시작된 후 20년간을 분석대상으로 함. 사업화는 개발기간이 종료된 후 9년차부터 시작되는 것으로 가정함
- BASA체결의 기대효과: 인증기반 구축 및 미국과의 BASA 체결은 직접적으로는 인증기와 부품의 해외수출을 가능케 하고 간접적으로는 우리나라 항공산업의 위상을 높이며 향후 다른 기종을 개발하고 사업화하는 기반이 될 것이나 항공기 판매 및 부수수익 창출에 그 효과가 구현된다고 볼 수 있으므로 여기서는 별도로 계량화하지 않음.
- 기타(간접효과): 완제기를 개발하고 인증체계를 구축하며 미국과 BASA를 체결하는 동 중소형항공기 보급기반이 구축되면 선진국 대비 낙후된 항공기술을 선진화하고 항공산업 발전을 촉진할 뿐 아니라 국가브랜드를 높이고 전·후방 연관산업에도 생산, 고용 및 부가가치 유발효과를 발생시킬 것이 분명하지만 본 연구에서는 이러한 간접효과를 편익으로 포함시키지 않음

○ 편익 산정

- R&D 투자편익을 추정하는 산정방식은 『연구개발부문 사업의 예비타당성조사 일반지침』에 근거하면 다음과 같음

산정방식 :		Ⅰ 신규창출시장 규모
	×	Ⅱ 동 사업의 점유효과(시나리오별로 적용)
	×	Ⅲ (최종매출에 대한) R&D 기여도
	×	Ⅳ 사업화 성공률
	×	Ⅴ 부가가치율

- 신규창출시장 규모 및 동 사업의 점유효과
  - 중소형항공기 보급기반구축 사업은 20,000 파운드급 비즈니스제트기를 개발하여 Super Light Jet급 시장에 진입하는 것을 목적으로 하므로 이 영역의 시장규모를 전망하고 판매단가와 시장점유율에 대한 시나리오를 토대로 매출액을 산출해야 함
  - 시장규모와 판매대수 전망: <표 19>에 제시한 것처럼 Zenith Zet는 KABJ가 속하는

SLJ급 비즈니스제트기의 2011-2020년 중 수요량을 956대로 추정하였으며 Bombardier는 비즈니스제트기시장이 매 10년마다 40퍼센트씩 신장되는 것으로 분석하였음. 본 연구에서는 2021-30년의 시장규모를 1,400대, 2031-40년의 시장규모를 1,950대로 가정하고 KABJ는 이 시장에서 20% (비관적 시나리오Ⅰ)에서 24% (도전적 시나리오Ⅱ)의 점유율을 달성한다고 보고 연도별 시장규모 및 KABJ 판매대수를 다음과 같이 가정함

표 37 SLJ급 시장규모 및 KABJ 판매대수

년 도	SLJ시장규모[1]	KABJ 판매대수	
		시나리오Ⅰ[2]	시나리오Ⅱ[3]
Y9(2021)	140	7	10
Y10	140	20	30
Y11	140	30	35
Y12	140	30	35
Y13	140	30	35
Y14	140	30	40
Y15	140	30	40
Y16	140	30	40
Y17	140	40	40
Y18(2030)	140	40	40
Y19	195	40	45
Y20	195	40	45
Y21	195	40	45
Y22	195	40	45
Y23	195	40	45
Y24	195	40	45
Y25	195	40	45
Y26	195	40	45
Y27	195	40	45
Y28(2040)	195	40	45
계	3,350	687	795

주 1) Zenith Jet의 SLJ영역 비즈니스제트기 수요전망에 Bombardier가 제시한 매 10년간 수요증가세(40%)를 반영함
2) 시장점유율 약 20%
3) 시장점유율 약 24%

• 판매단가 가정: J.P. Morgan의 시장조사 자료에 따르면 2011년 말 경쟁기종인 Learjet 45X와 Citation XLS+의 판매가격이 각각 $13.2M 및 $12.5M인 점을 감안하여 대당 $12M 및 $12.5M 등 두 개의 가격으로 판매하는 방안을 가정하면 4개의 판매수입 시나리오가 발생함

① 시나리오 Ⅰ-1: 20년간 687대를 대당 $12M에 판매
② 시나리오 Ⅰ-2: 20년간 687대를 대당 $12.5M에 판매
③ 시나리오 Ⅱ-1: 20년간 795대를 대당 $12M에 판매
④ 시나리오 Ⅱ-2: 20년간 795대를 대당 $12.5M에 판매

• 시나리오별 항공기 예상 매출액과 현재가치

표 38 예상 매출액과 현재가치

(단위: 백만 달러)

연 도	시나리오 Ⅰ-1		시나리오 Ⅰ-2		시나리오 Ⅱ-1		시나리오 Ⅱ-2	
	매출액	현가	매출액	현가	매출액	현가	매출액	현가
Y9 (2021)	84	54.7	87.5	57.0	120.0	78.2	125.0	81.4
Y10	240	148.2	250.0	154.4	360.0	222.3	375.0	231.6
Y11	360	210.8	375.0	219.5	420.0	245.9	437.5	256.1
Y12	360	199.8	375.0	208.1	420.0	233.1	437.5	242.8
Y13	360	189.4	375.0	197.2	420.0	220.9	437.5	230.1
Y14	360	179.5	375.0	187.0	480.0	239.3	500.0	249.3
Y15	360	170.1	375.0	177.2	480.0	226.8	500.0	236.3
Y16	360	161.3	375.0	168.0	480.0	215.0	500.0	224.0
Y17	480	203.8	500.0	212.3	480.0	203.8	500.0	212.3
Y18 (2030)	480	193.2	500.0	201.2	480.0	193.2	500.0	201.2
Y19	480	183.1	500.0	190.7	540.0	206.0	562.5	214.6
Y20	480	173.6	500.0	180.8	540.0	195.3	562.5	203.4
Y21	480	164.5	500.0	171.4	540.0	185.1	562.5	192.8
Y22	480	155.9	500.0	162.4	540.0	175.4	562.5	182.7
Y23	480	147.8	500.0	154.0	540.0	166.3	562.5	173.2
Y24	480	140.1	500.0	145.9	540.0	157.6	562.5	164.2
Y25	480	132.8	500.0	138.3	540.0	149.4	562.5	155.6
Y26	480	125.9	500.0	131.1	540.0	141.6	562.5	147.5
Y27	480	119.3	500.0	124.3	540.0	134.2	562.5	139.8
Y28 (2040)	480	113.1	500.0	117.8	540.0	127.2	562.5	132.5
계	8,244.0	3,166.8	8,587.5	3,298.7	9,540.0	3,716.6	9,937.5	3,871.5

(주) 1. 할인율 5.5% 적용

• 이 표에서 보는 것처럼 시장점유율이 20%인 경우 매출액의 현재가치는 31억 67백만 달러, 시장점유율이 24%인 경우는 38억 72백만 달러에 이를 전망임

- 부대수익

• 항공기 제조업체는 완제기의 인도로 핵심적인 거래가 끝나지만 항공기 운용에 관련된 기술지원, 교육훈련지원, 운용지원 및 기체·부품의 업그레이드와 정비 등 수명주기 동안 고객을 지원하면서 발생하는 수익이 부수적으로 수반되므로 이런 편익도 고려해야 함

• 본 연구에서는 2010년도 “차세대 중형항공기 개발사업”의 예비타당성조사 사례에서 적용했던 것처럼 판매예상가의 110%를 부수수익으로 반영함

표 39 판매 예상가 이외의 부수적인 수익

증가요인	수익증가영향	산출근거	비고
초기지원 패키지	+40% (+30%×1.33)	• 항공기 매출액의 30% 규모(항고기판가 인상과도 연동)	• Initial Spare Parts • 조종사/정비사/승무원의 각종 교육/훈련 • 각종 기술문서 • 초기 엔지니어링 지원 등
수명주기 고객지원	+27% (+20%×1.33)	• 항공기 매출액의 20% 규모(항공기판가 인상과도 연동)	• Spare Parts 관리 및 공급 • 고객운영 항공기 정비 및 결함 처리 • 각종 기술문서 최신화 • 고객운영 항고기에 대한 지속적 모니터링 등
항공기 판가인상	+33%	• 항공기 매출액 자체 33% 신장(판매 10년차 upgrade 기종출시)	• upgrade 형상 출시시 찬가+20%와 격년 단위로 5% 인상율 고려
유사급 정비/개조 (MRO)	+10%	• 신규물량 23억불 창출 기대 → 본사업 항공기매출 기준시 +10%	• 2018년 민수 MRO 세계시장의 15% 점유시. 매출로 환산
총계	+110%		

자료: 한국과학기술기획평가원, 2010년도 예비타당성조사보고서, “차세대 중형항공기 개발사업”, 2010. 8

- 부수수익을 포함시키면 예상되는 총수입은 시나리오별로 다음과 같음
  ① 시나리오 Ⅰ-1: 3,166.8 × 210% = 6,650.3백만 달러
  ② 시나리오 Ⅰ-2: 3,298.7 × 210% = 6,927.3백만 달러
  ③ 시나리오 Ⅱ-1: 3,716.6 × 210% = 7,804.9백만 달러
  ④ 시나리오 Ⅱ-2: 3,871.5 × 210% = 8,130.1백만 달러

- 사업화 성공률
  - 항공기 개발의 경우처럼 오랜 개발기간과 많은 투자비가 소요되는 연구개발 사업의 사업화 성공가능성은 착수물량(Launch Order)의 확보여부에 달려 있음. 개발단계를 탐색개발과 본 개발로 나누어 시행하는 이유의 하나는 사업화 성공가능성을 염두에 둔 것으로 탐색개발 기간 중 착수물량이 확보되지 않으면 본 개발로 이어질 수 없음을 의미함.
  - 따라서 본 연구에서는 탐색개발 단계에서 사업화를 가능케 하는 착수물량이 확보되고 이를 기반으로 본 개발이 이루어지는 것을 가정하여 사업화 성공률을 100%로 가정함

- R&D기여율 및 부가가치율
  - 본 연구에서는 『예비타당성조사 일반지침』에 의거 28.1%를 적용함. 부가가치율은 항공기제조업부문의 부가가치율을 적용하는 것이 타당하나 한국은행에서 발표하는 산업연관표에는 ‘철도, 항공기 및 기타 운송장비’로 다른 업종과 함께 묶여있으므로 정확한 부가가치율을 산출하기 어려움. 즉 운송수단이라는 측면에서는 공통성이 있으나 첨단기술 활용 측면, 부가가치 창출능력, 파급효과의 범위와 심도 등 산업의 특성 면에서 큰 차이를 보이는 업종들을 묶어서 발표하기 때문에 항공기제작업의 부가가치 창출능력을 제대로 반영한다고 볼 수 없음. 따라서 본 연구에서는 2010년도에 실시한 “차세대중형항공기 개발사업”의 예비타당성조사에서 적용한 38.67%를 적용하고자 함

4. 경제성 분석

○ 개발비의 현재가치
- 개발비 총액: 861,667백만 원
- 현재가치: 691,378백만 원
- 환율 1,100원/U$ 적용시 628.5 백만 달러

○ 시나리오 별 경제성 평가: 비용-편익 비율

표 40 시나리오 별 B/C Ratio

구 분	예상수입[1)]	R&D기여도	부가가치율	개발비	B/C Ratio[2)]
시나리오Ⅰ-1	$6,650.3M	28.10%	38.67%	$628.5M	1.15
시나리오Ⅰ-2	$6,927.3M	28.10%	38.67%	$628.5M	1.20
시나리오Ⅱ-1	$7,804.9M	28.10%	38.67%	$628.5M	1.35
시나리오Ⅱ-2	$8,130.1M	28.10%	38.67%	$628.5M	1.41

주 1) 각 시나리오별 (항공기매출액 + 부수수익 110%)의 현재가치
2) 투자편익(=예상수입×R&D기여율×부가가치율)을 총사업비의 현재가치로 나눔

○ 평가
- 2040년까지 시장점유율 20% 이상을 유지하고 경쟁기종 대비 최저가격수준으로 판매할 수 있다면 B/C Ratio 1.26 이상을 기대할 수 있으므로 본 연구개발사업은 경제성이 있는 것으로 판단됨
- 여기서는 U$ 1 대 1,100원의 환율을 적용하였는데 환율이 큰 폭으로 떨어지거나 상승한다면 경제성 분석결과는 달라질 수 있음.

5. 재무성 분석

○ 분석방향
- 매출원가 계산이 어려운 부수수익 부문을 제외하고 KABJ의 개발비, MIT 표준생산비로 계산한 매출원가와 항공기 매출액 전망을 이용해서 중소형항공기 개발에 따른 약식 재무성 분석을 실시함. 시나리오별로 KABJ 매출액 전망과 MIT모델로 추정한 매출원가를 비교함으로써 인증기의 개발 및 보급을 위한 투자사업이 가치가 있는지를 투자자 관점에서 약식으로 평가함
- 비용: KABJ(중소형항공기 인증기종)의 개발비와 매출원가
- 편익: 시나리오별 KABJ 매출액

○ 항공기의 매출원가 산출
- 접근방법
  - 항공기 대당 매출원가는 ① MIT모델에서 구한 표준 제작비에 물가상승률과 인건비 차이를 감안하여 국내 제조원가를 추정하고 ② 제조원가에 개발비 상각, 금융(자본)비용, 판매관리비를 더하는 방식으로 계산함
  - 분석기간: 2013년도(1차년도)부터 2020년(8차년도)까지 항공기 개발 및 인증기반을 구축하고 2021년부터 2040년까지 20년간 발생하는 매출원가를 분석
  - 생산계획: <표 35>의 판매계획과 같다고 가정

• 이렇게 산출한 매출원가 구성내역은 다음과 같음

표 41 매출원가 추정

내 역		공허중량(lbs)	제조원가(천 달러)
제조원가[1)]	Wing	1,875	1,346.1
	Empennage	787	1,093.1
	Fuselage	2,061	1,590.8
	Landing gear	682	119.3
	Installed engines	2,504	741.5
	Systems	3,654	1,317.7
	Payloads	1,235	640.8
	Final Assembly	12,800	658.7
	Total	12,800	7,508.0[1)]
개발비 상각[2)]		-	942.5
자본/금융[3)]		-	400.6
관리비/판매비[4)]		-	580.0
계		-	10,125.7

주: 산출내역

1) 제조원가: 인건비 등의 차이로 한국에서의 제조원가는 표준생산비보다 약 20% 절감하는 것으로 가정 ('중소형항공기인증기술개발기획, 2008' 참조)
   ▸ KRJ500의 표준생산단가 21,174천 달러 → 추정된 국내양산단가 16,196천 달러
   ▸ KABJ의 표준생산단가 9,429천 달러→ 추정제조원가 7,508천 달러
2) 개발비 상각: 인증비용(780억 원)을 제외한 총 사업비(724.1백만 달러)를 20년간 연간 36.21백만 달러씩 정액 상각하며 연간 평균 40대씩 생산(=판매)하는 것으로 가정하여 대당 942.5천 달러씩 배분
3) 자본/금융비용: 인증비용을 제외한 총 사업비(653.2백만 달러)의 평잔액에 대해 5%를 자본비용으로 계상한 다음 대당 400.6천 달러씩 배분
4) 관리비/판매비: 연간 매출액의 5% 정도를 관리비/판매비로 계상. 대당 580천 달러

- 연도별 매출원가: 앞에서 가정한 생산량에 대당 매출원가를 대입한 매출원가는 다음과 같음

표 42 연도별 매출원가

(단위: 백만 달러)

연 도	시나리오 Ⅰ		시나리오 Ⅱ	
	매출원가[1)] (개발비 상각)	매출원가[2)] (개발비 제외)	매출원가[1)] (개발비 상각)	매출원가[2)] (개발비 제외)
2021 (9년차)	70.9	64.3	101.3	91.8
2022	202.5	183.7	303.8	275.5
2023	303.8	275.5	354.4	321.4
2024	303.8	275.5	354.4	321.4
2025	303.8	275.5	354.4	321.4
2026	303.8	275.5	405.0	367.3
2027	303.8	275.5	405.0	367.3
2028	303.8	275.5	405.0	367.3
2029	405.0	367.3	405.0	367.3
2030	405.0	367.3	405.0	367.3
2031(19년차)	405.0	367.3	455.7	413.2
2032	405.0	367.3	455.7	413.2
2033	405.0	367.3	455.7	413.2
2034	405.0	367.3	455.7	413.2
2035	405.0	367.3	455.7	413.2
2036	405.0	367.3	455.7	413.2
2037	405.0	367.3	455.7	413.2
2038	405.0	367.3	455.7	413.2
2039	405.0	367.3	455.7	413.2
2040	405.0	367.3	455.7	413.2
합계	6,956.4	6,308.9	8,049.9	7,300.6

주 1) 개발비 상각이 포함된 대당 매출원가 10,125.7천 달러를 적용
2) 개발비 상각을 제외한 대당 매출원가 9,183.2천 달러를 적용

• 양산이 시작된 후 20년간의 총 매출원가는 687대를 생산하는 시나리오Ⅰ의 경우 약 69억, 795대를 생산하는 시나리오Ⅱ의 경우 약 80억 달러에 이를 것으로 전망

- 총비용의 현재가치

• 개발비와 매출원가를 포함한 총비용의 연도별 현재가치를 계산하면 다음과 같음

표 43 총비용의 현재가치

(단위: 백만 달러)[1]

연 도	시나리오 Ⅰ		시나리오 Ⅱ	
	총비용[2]	현재가치[4]	총비용[3]	현재가치[4]
2013 (1년차)	6.8	6.8	6.8	6.8
2014	11.4	10.8	11.4	10.8
2015	109.3	98.2	109.3	98.2
2016	152.5	129.8	152.5	129.8
2017	184.8	149.1	184.8	149.1
2018	134.8	103.1	134.8	103.1
2019	112.2	81.4	112.2	81.4
2020	71.6	49.2	71.6	49.2
개발비 계	783.3	628.5	783.3	628.5
2021 (9년차)	64.3	41.9	91.8	59.8
2022	183.7	113.4	275.5	170.2
2023	275.5	161.3	321.4	188.2
2024	275.5	152.9	321.4	178.4
2025	275.5	144.9	321.4	169.1
2026	275.5	137.4	367.3	183.1
2027	275.5	130.2	367.3	173.6
2028	275.5	123.4	367.3	164.5
2029	367.3	156.0	367.3	156.0
2030	367.3	147.8	367.3	147.8
2031(19년차)	367.3	140.1	413.2	157.6
2032	367.3	132.8	413.2	149.4
2033	367.3	125.9	413.2	141.6
2034	367.3	119.3	413.2	134.2
2035	367.3	113.1	413.2	127.2
2036	367.3	107.2	413.2	120.6
2037	367.3	101.6	413.2	114.3
2038	367.3	96.3	413.2	108.4
2039	367.3	91.3	413.2	102.7
2040	367.3	86.5	413.2	97.4
매출원가합계	6,308.9	2,423.2	7,300.6	2,844.0
총비용	7,092.2	3,051.7	8,083.9	3,472.5

주: 1) U$ 1 : 1,100원의 환율 적용(매출원가는 대당)
2) 총비용($표시)=개발비+매출원가(시나리오Ⅰ). 대당 매출원가는 9,183.2천 달러
3) 총비용($표시)=개발비+매출원가(시나리오Ⅱ). 대당 매출원가는 9,183.2천원
4) 할인율 5.5% 적용

• 개발비와 매출원가를 포함한 총비용의 현재가치는 687대를 생산하는 경우 약 30억 달러, 795대를 생산하는 경우 약 35억 달러에 이를 전망

○ 순편익 분석

- 분석기간 동안 순편익은 곧 연도별 순편익의 합인데 연도별 순편익은 연도별 편익의 현재가치에서 비용의 현재가치를 차감해서 구할 수 있음
- 연도별 편익의 현재가치는 앞의 <표 36>에서 제시한 항공기매출액의 현재가치와 같고 연도별 비용의 현재가치는 <표 41>에 제시되어 있음.
- 이 자료를 이용해서 구한 시나리오 별 연도별 순 편익은 아래와 같음
  - 네 개의 시나리오 모두 순편익이 발생하므로 시장점유율이 20%이상, 판매단가 12백만 달러 이상이면 사업성이 있는 것으로 판단함

표 44 연도별 순 편익

(단위: 백만 달러)

연 도	시나리오 Ⅰ-1	시나리오 Ⅰ-2	시나리오 Ⅱ-1	시나리오 Ⅱ-2
2013(1차년)	-6.8	-6.8	-6.8	-6.8
2014	-10.8	-10.8	-10.8	-10.8
2015	-98.2	-98.2	-98.2	-98.2
2016	-129.8	-129.8	-129.8	-129.8
2017	-149.1	-149.1	-149.1	-149.1
2018	-103.1	-103.1	-103.1	-103.1
2019	-81.4	-81.4	-81.4	-81.4
2020	-49.2	-49.2	-49.2	-49.2
2021(9차년)	12.8	15.1	18.4	21.6
2022	34.8	41.0	52.1	61.4
2023	49.5	58.2	57.7	67.9
2024	46.9	55.2	54.7	64.4
2025	44.5	52.3	51.8	61.0
2026	42.1	49.6	56.2	66.2
2027	39.9	47.0	53.2	62.7
2028	37.9	44.6	50.5	59.5
2029	47.8	56.3	47.8	56.3
2030	45.4	53.4	45.4	53.4
2031	43.0	50.6	48.4	57.0
2032	40.8	48.0	45.9	54.0
2033	38.6	45.5	43.5	51.2
2034	36.6	43.1	41.2	48.5
2035	34.7	40.9	39.1	46.0
2036	32.9	38.7	37.0	43.6
2037	31.2	36.7	35.1	41.3
2038	29.6	34.8	33.2	39.1
2039	28.0	33.0	31.5	37.1
2040	26.6	31.3	29.8	35.1
합계	115.2	246.9	244.1	398.9

○ B/C Ratio 분석

- 항공기 개발에 따른 부수수익을 제외하고 항공기의 생산 및 판매만을 분석대상으로 한 약식 재무성분석에서도 네 시나리오 모두 사업을 추진할 가치가 있음을 보여줌

표 45 시나리오별 재무성분석 결과

시나리오 Ⅰ-1 시장점유율 = 20%(687대) 판매단가 = $12M	비용(C)의 순 현가	3,051.7백만 달러
	편익(B)의 순 현가	3,166.8백만 달러
	프로젝트의 순 현가	115.2백만 달러
	B/C Ratio	1.04
시나리오 Ⅰ-2 시장점유율 = 20%(687대) 판매단가 = $12.5M	비용(C)의 순 현가	3,051.7백만 달러
	편익(B)의 순 현가	3,298.7백만 달러
	프로젝트의 순 현가	246.9백만달러
	B/C Ratio	1.08
시나리오 Ⅱ-1 시장점유율 = 24%(795대) 판매단가 = $12M	비용(C)의 순 현가	3,472.5백만 달러
	편익(B)의 순 현가	3,716.6백만 달러
	프로젝트의 순 현가	244.1백만 달러
	B/C Ratio	1.07
시나리오 Ⅱ-2 시장점유율 = 24%(795대) 판매단가 = $12.5M	비용(C)의 순 현가	3,472.5백만 달러
	편익(B)의 순 현가	3,871.5백만 달러
	프로젝트의 순 현가	398.9백만 달러
	B/C Ratio	1.11

○ 투자수익률과 손익분기점 분석

- 네 개의 시나리오는 사업화 이후 11년 내지 16년이 경과하면 투자비를 회수할 수 있는 것으로 나타났고 시나리오 Ⅱ-2의 경우에는 투자수익률이 3.2%에 육박하므로 수익성이 양호함

표 46 시나리오별 수익성 분석

(단위: 천 달러)

<table>
<tr><td rowspan="2">시나리오
Ⅰ-1
수익성</td><td>제조원가</td><td>개발비</td><td>자본/관리</td><td>이 익</td><td>판매가격</td></tr>
<tr><td>7,508.0
(62.6%)</td><td>942.5
(7.8%)</td><td>981.0
(8.2%)</td><td>2,568.5
(21.4%)</td><td>12,000
(100.0%)</td></tr>
<tr><td></td><td colspan="5">▸ 투자수익률(ROI): 0.9% (현재가치 기준)
▸ 투자비회수: 2036년경</td></tr>
<tr><td rowspan="2">시나리오
Ⅰ-2
수익성</td><td>제조원가</td><td>개발비</td><td>자본/관리</td><td>이 익</td><td>판매가격</td></tr>
<tr><td>7,508.0
(60.1%)</td><td>942.5
(7.5%)</td><td>981.0
(7.9%)</td><td>3,068.5
(24.5%)</td><td>12,500</td></tr>
<tr><td></td><td colspan="5">▸ 투자수익률(ROI): 2.0% (현재가치 기준)
▸ 투자비회수: 2034년경</td></tr>
<tr><td rowspan="2">시나리오
Ⅱ-1
수익성</td><td>제조원가</td><td>개발비</td><td>자본/관리</td><td>이 익</td><td>판매가격</td></tr>
<tr><td>7,508.0
(62.6%)</td><td>942.5
(7.8%)</td><td>981.0
(8.2%)</td><td>2,568.5
(21.4%)</td><td>12,000</td></tr>
<tr><td></td><td colspan="5">▸ 투자수익률(ROI): 1.9% (현재가치 기준)
▸ 투자비회수: 2034년경</td></tr>
<tr><td rowspan="2">시나리오
Ⅱ-2
수익성</td><td>제조원가</td><td>개발비</td><td>자본/관리</td><td>이 익</td><td>판매가격</td></tr>
<tr><td>7,508.0
(60.1%)</td><td>942.5
(7.5%)</td><td>981.0
(7.9%)</td><td>3,068.5
(24.5%)</td><td>12,500</td></tr>
<tr><td></td><td colspan="5">▸ 투자수익률(ROI): 3.2% (현재가치 기준)
▸ 투자비회수: 2031년경</td></tr>
</table>

○ 민간주도의 개발이 곤란한 이유

- 위 손익분석 결과는 공공사업에 적용하는 할인율 5.5%를 적용하여 산출한 것인데 민간기업의 경우에는 이보다 높은 10%이상의 할인율을 적용하고 매출액과 매출원가 추정, 분석기간 설정 등에 있어서도 훨씬 보수적으로 접근하므로 순편익과 B/C Ratio 등의 수치가 훨씬 나쁘게 나올 것임
- 따라서 여러 투자대안을 고려하는 민간기업 입장에서는 국가적 육성 필요성에도 불구하고 상대적으로 투자가치가 낮게 평가되는 항공기제작 분야에 투자하려 들지 않을 것이므로 정부의 항공선진화 목표를 달성하기 위해서는 정부주도의 개발 및 자금지원이 불가피함

6절. 종합평가 및 결론

○ 본 연구에서는 ‘중소형항공기(Part25급) 국산화 보급기반 구축기획’의 경제성을 분석하였는바 국산화대상으로 검토될 수 있는 여러 기종들에 대해 진입장벽, 수익성 등을 검토한 결과 Super Light Jet 영역의 비즈니스제트기(KABJ 모델)가 인증기로서 적합한 것으로 나타났으며

○ 경제성분석을 위해 두 개의 판매량 가정과 두 개의 판매단가를 조합한 총 4개의 시나리오를 가정한 다음 정부의 R&D사업 예비타당성조사 지침에 따라 탐색개발 착수로부터 28년간의 순편익과 B/C Ratio를 분석한 결과 모두 경제성이 있는 것으로 나타났음

구 분	예상수입[1)]	R&D기여도	부가가치율	개발비	B/C Ratio[2)]
시나리오Ⅰ-1	$6,650.3M	28.10%	38.67%	$628.5M	1.15
시나리오Ⅰ-2	$6,927.3M	28.10%	38.67%	$628.5M	1.20
시나리오Ⅱ-1	$7,804.9M	28.10%	38.67%	$628.5M	1.35
시나리오Ⅱ-2	$8,130.1M	28.10%	38.67%	$628.5M	1.41

○ 개발비와 매출원가를 비용으로 하고 항공기 매출액만을 편익으로 하는 약식 재무성분석의 결과도 네 시나리오 모두 경제성이 있는 것으로 나타났음

구 분	순현재가치	B/C Ratio	ROI	투자비회수
시나리오 Ⅰ-1	$115.2백만	1.04	0.9%	2036년경
시나리오 Ⅰ-2	$246.9백만	1.08	2.0%	2034년경
시나리오 Ⅱ-1	$244.1백만	1.07	1.9%	2034년경
시나리오 Ⅱ-2	$398.9백만	1.11	3.2%	2031년경

○ 이 결과는 정부의 공공투자사업 및 R&D사업에서 적용하는 할인율 5.5% 및 판매량에 대한 적정한 가정을 기초로 한 것으로서 할인율과 판매량, 분석기간 등에 있어서 훨씬 보수적으로 접근하는 민간기업의 관점에서는 투자하기 어려운 사업으로 간주될 수 있으므로 정부주도의 사업추진이 불가피함

○ 탐색개발이 착수되어 구체적인 개발계획이 수립되고 보다 정밀한 경제성분석이 수행되면 이상의 분석결과는 수정되어야 하지만 Part25급 인증기를 개발하고 미국과 BASA체결을 통해 상업화를 추진하는 항공선진화 정책을 추진하는데 유용한 기초자료가 될 것으로 판단함

2장. 특허동향 분석

1절. 서론

1. 기술개요

가. 기술 정의

○ 중소형 항공기(Part25급) 국산화 보급기반 구축 기획’ 과제를 통해 중소형 항공기(Part 25급) 개발을 위한 제작/시험/인증기술 인프라를 선진화/국산화하고, 중소형 항공기(Part 25급) 수출 기반 확대 추진을 위한 미국과 항공안전협정(BASA) 추진방안 수립

○ 연구목표

연구목표	주요연구내용
■ 중소형항공기(Part25급) 시장조사	▪ 국내/외 중소형 항공기 개발현황 분석 ▪ 경쟁기종 시장동향 및 기술동향 분석 ▪ 중소형 항공기(Part25급)특허동향 분석

○ 민항기의 기종별 분류는 크기 (승객수)와 용도별 (상용, 일반)로 구분
- 크기로는 100석급 이상 대형상용기(Large Commercial Aircraft)와 70석～50석급 중형기(Regional), 30석급의 커뮤터기, 20석～10석급의 비즈니스기(소형기)로 구분
- 용도로는 상용기, 일반항공(General Aviation)등으로 구분

○ 미연방항공국 (FAA)의 Part23/25분류기준
- 제트기 :승객수 9인 /이륙중량 12,500lbs(FAR 23)
- 프로펠러기 :승객수 19인 /이륙중량 19,000lbs(FAR 23)
- 상기기준을 초과하는 항공기는 FAR 25로 규정

나. 기술 동향

○ 중형여객기는 2005년을 거점으로 항공 운송사들의 구조조정과 글로벌 전략적 제휴 등으로 인해 산업의 경쟁구조가 급격하게 변화되었음.

○ 주요 메이저 운송사들은 노선조정을 통해 수익성확보를 추구하였으며 이는 바로 중형 항공기 생산에도영향을 미치게 되었고, 1993년부터 2002년까지 과거10년 동안 3,982대 중형항공기가 생산되었는데, 이중51～75인승 급의 항공기가 주류를 이뤄왔음.

○ 2005년 이후 항공수요의 증가와 지역항공사들의 등장으로 인해 50인 승급의 항공기로는 수요에 충분히 대응하지 못하게 되어, 51~75인승 급이 주류를 이루는 가운데 76~130인 승급의 항공기가 그 영역을 점차 확대해 나갈 것으로 예견되고 있음

표 47 Class별 중형항공기 생산전망(2003-2012)

Class (인승)	생산대수 (대)	생산대수 대비 비율(%)	생산금액 (억 달러)	생산금액 대비 비율(%)
- 19	273	6.6	6.7	0.7
20-30	81	2.0	3.25	0.4
31-50	682	16.6	103.6	11.8
51-75	2,168	52.7	484.1	54.9
76-130	908	22.1	284.3	32.2
총계	4,112	100.0	882	100

출처 : Forecast international 2003.10

○ 2002년부터 2003년까지 지난 2년간 비즈니스기 시장은 감소세를 보였으나, 2004년부터 약하지만 증가세로 돌아서고 있음

○ Forecast International社의 전망 자료에서도 이러한 증가세를 나타내고 있는데, 향후 10년간은 증가세가 지속될 것으로 보이며, Adam Aircraft와 Eclipse Aviation 등에서 생산하는 VLJ(Very Light Jet)로 알려진 새로운 개인용 항공기가 소개되면서 증가세를 가속시키고 있음

○ 비즈니스기는 Cessna CJ 시리즈, Sino Swearingen의 SJ30-2 등의 초급용부터 Bombardier社의 Global5000, Gulfstream社의 G450등의 장거리용에 이르기까지 다양하며. 비즈니스기 시장은 Bombardier, Cessna, Dassault, Gulfstream, Raytheon 이 5개 메이저 업체에 의해 주도되고 있음

○ 항공기 생산대수측면에서 살펴보면 Cessna가 시장의 28%를 점할 것으로 보여 선두 자리를 지키고 있으며 Bombardier가 그 뒤를 그리고 VLJ의 수적인 공세로 Eclipse가 3위를 그리고 Gulfstream과 Raytheon이 그 뒤를 이을 것으로 보임

○ 2014년까지 년간 총 11,030여대의 비즈니스 제트기가 생산될 계획이며 이는 1995년 ~2004년간 생산된 5,494대와 비교하여 보면 100%가 넘는 성장세이임

(1) 중형기 기술동향

- 30석 이 하급
  • 19석이하 커뮤터기는 북미/유럽 시장포화로 수요감소추세

(해당기종 :Y-12, L410/420, PC-12, M-28, Beech1900D)

- 20~30석급 기종의 생산종료 임박
  (해당기종 :AN-38, C-212, Do328, EMB-110/120등)
- 중형기 시장 중 최소규모 ('04기준 7% 점유)

- 30석급~60석급 Regional기
  - ATR-42, Q100/200/300, ERJ-135/140등의 기종으로 구성
  - Turboprop수요가 Jet화로 전환추세
  - 신규개발 기종 없는 Nichemarket
  - 동 시장 중 대수기준 ('04년 27% 점유)

- 60~100석급 Regional기
  - ATR-72,Q400,CRJ-100/200/700/900,ERJ-145/170/190 등의 기종으로 구성
  - 기존/신규업체간 신형기 개발 활발
  - 최근 수요급증,일부구간 대형민항기 노선 대체
  - 중형기 시장 중 최소규모 ('04기준 7% 점유)

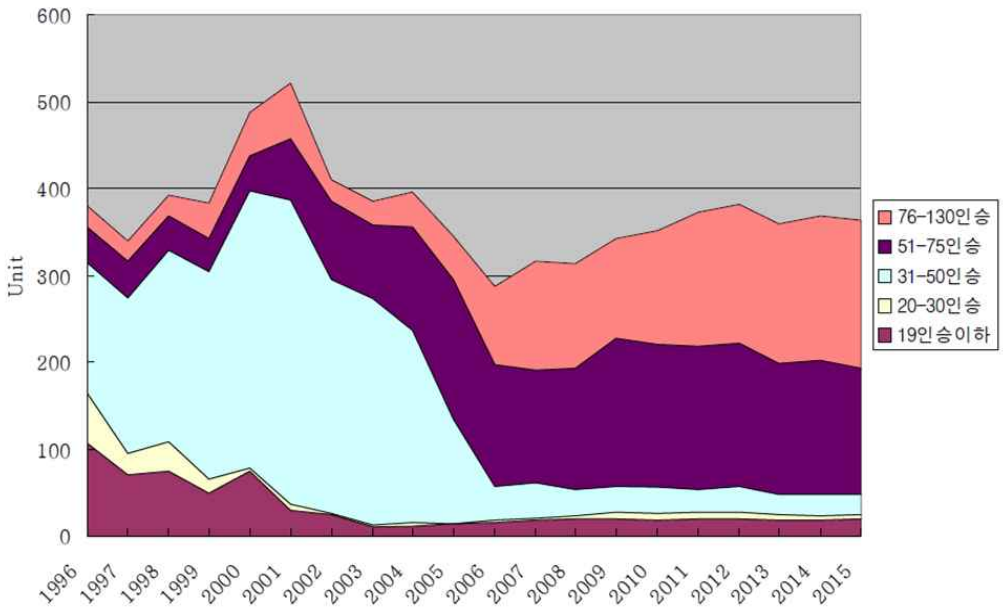


그림 12. 탑승인원별 생산대수

○ 리저널기의 Full Lineup을 가지고 있는 캐나다의 Bombarider와 브라질의 Embraer가 시장 분할구도 지속

○ 2005년 중국의 ARJ21과 러시아의 Superjet가 개발완료 단계에, 일본의 MRJ가 개발 착수단계에 있으나 성공가능성 측면에선 아직 속단하기 이른 상황으로 판단

○ 경쟁기종 대비 우위요소를 반영한 항공기에 대해 즉각적 반응

○ 이는 대형항공사에 비해 지역항공사들이 고유가 및 탑승인원 증가에 따른 수요를 신규 발주에 반영한 것으로 판단

○ 기존 중형기 제작업체외 일본 미쓰비시중공업이 제작한 MJR은 2012년 초도비행 예정



그림 13. MRJ(Mitsubishi RJ)

표 48 MRJ개발사업 특징

개발업체	일본 미쓰비시중공업
▪ Varian	- MRJ70(70석) - MRJ90(90석)
▪ 항속거리	- 3,910NM
▪ 대당단가	- 2,000~2,500만 불 예상
▪ 사업현황	- 07.공식 개발착수 - 12초도비행 예정 - 총개발비 10.3억불 추정
▪ 향후전망	- 국내수요 흡수 및 수출물량 확보 필요 - 향후 20년간 350~600대 - 복합재 다량 적용 등 고효율 항공기 설계

○ 좌석별로는 현재까지는 50석급 Jet기가 주력이나,Erj-170계열 및 새로 등장하는 기종들의 대형화 추세로 70석급 이상 Jet기종으로 변화 전망

○ 향후,Bombardier의 C-Series 등은 110석급을 목표로 하고 있어 Airbus나 Boeing의 Entryfleet과 중복현상 발생 전망

(2) 소형기 기술동향

○ VLJ급 (VeryLightJet)-FAR23급
- 5~7인 승급 소형으로서 최대이륙중량이 10,000lbs급으로 초소형 터보팬 엔진을 장착한 항공기
- 터보프롭기와 저가형 비즈니스 시장 개척
- VLJ초창기엔 AirTaxi등 기업용은 쌍발엔진으로 출시되었으나 최근 개인용은 단발엔진 버전으로 분리되어 출시 (해당기종 :Eclipse500, Spectrum 40, Phenom 100등)
- 동 시장 중 대수기준 약 25% 점유하고 있으나 장기적으론 35% 이상을 점유할 것으로 전망

○ 경량 비즈니스기 -FAR 23급
- 통상 이륙중량 12,500lbs이하인 항공기 (해당기종: Citation Bravo, Learjet40등)
- 향후 VLJ급과 경계가 희미하게 될 것으로 전망
- 동 시장 중 10%가량을 점유



그림 14. 비즈니스기 분류도

출처 : Rolls Royce, Market Outlook, 2006

○ 중형 비즈니스기 -FAR 25급
- 통상 이륙중량 40,000lbs이하의 항공기
- 규모 상에서 비즈니스기의 가장 전형적이며 포화상태임 (해당기종: Gulfstream, Falcon, Challenger 등)
- 동 시장 중 대수기준 40% 점유

○ 대형 비즈니스기 -FAR 25급

- 통상 이륙중량 40,000lbs 이상으로 기존 100석급 대형 민항기에 인테리어를 꾸며 보다 쾌적한 비즈니스기 (해당기종: A319CJ, BBJ1/2등)
- 최고급 고객층 대상 시장성장 전망, 초음속 비즈니스젯 (SSBJ)출시예정
- 동 시장 중 대수기준 20% 점유

○ VLJ에서만 향후 10년간 5,800여대,95억불 수요 전망

- 현재 업계선두인 Eclipse가 절반가까이를 차지할 것으로 전망, 연간 생산량 또한 250여대 이상 예상



그림 15. Ecilipse 500

표 49 Eclipse 500개발사업 특징

개발업체	미국 EclipseAviation
▪ 성 능	- 쌍발엔진,6인승 - 이륙중량 2,558kg
▪ 항속거리	- 2,371Km
▪ 대당단가	- 2,000~2,500만 불 예상
▪ 사업현황	- 00년 개발착수, 02년 초도비행 - 06 인증획득 - 총개발비 4.5억불
▪ 향후전망	- 업계 선두주자, 최저가격 항공기 - 수주규모 2,500대(생산능력 대비 10년 치 일감 확보)

○ Eclipse의 성공요인은 크게 엔진선택, 생산방식, 전자장비 혁신, 성능, 시장상황, 자금 등 6개 부문으로 정리 (Eclipse사의 사례)

○ 엔진: 순항미사일에 사용된 검증된 소형엔진의 채택 (PW610/615등)

- NASA의 일반항공추진기관(GAP)수행의 일환

○ 생산방식: 마찰교반용접(FSW)등 견고하면서도 효율적인 생산공법 채택

○ 전자장비: 자동차에서 사용된 통제방식 채택 등 타산업 유입으로 원가절감

○ 성능: 유닛 축소 및 실시간 통합정보 시현 등 조종사의 부담 경감

○ 시장: Fractional Ownership의 증가 및 대중화 (AirTaxi)활성화

○ 자금: 사업진행내 유력 투자자의 투자금 유치로 안정적 기반 구축

2. 분석목적

○ 중소형 항공기 기술개발과제

- 중소형 항공기(Part25급) 국산화 보급기반 구축 기획' 과제를 통해 중소형 항공기(Part 25급) 개발을 위한 제작/시험/인증기술 인프라를 선진화/국산화하고, 중소형 항공기 (Part 25급) 수출 기반 확대 추진을 위한 미국과 항공안전협정(BASA) 추진방안 수립

○ 특허분석 목적

- 상기와 같이 중소형 항공기에 대한 기술과제 개발을 위해, 본 보고서에서는 최근 연구되고 있는 중소형 항공기 개발 체계와 관련하여 조사 분석하였으며, 선진기업들의 중소형 항공기 제조기술에 대해서 분석함으로써, 중소형 항공기 국산화에 유용한 기초자료를 제공하고자 함



2절. 특허동향분석

1. 분석개요

가. 분석방법 개요

○ 중소형 항공기 시스템 체계와 관련된 특허자료를 조사 분석하여 참고 자료로 활용하고자 함.

○ 본 특허분석에서는 중소형 항공기의 시스템 체계를 핵심내용으로, 엔진분야, 기계보기, 전기/전자보기 및 기체/소재로 크게 나누어 양적인 통계를 의미하는 정량분석을 통해 특허동향을 파악하며 분석보고서를 작성함.

나. 분석범위

○ 본 분석에서는 WIPS DATABASE를 기준으로, 2012년 9월 검색일 한국, 일본, 미국, 유럽 특허를 분석대상으로 함.

○ 검색범위
- 검색 DB: WIPS, WINTELIPS
- 검색범위: 한국, 일본(PAJ), 미국, 유럽

표 50 국가별 특허검색 연도범위

구분		기간
한국	공개/등록특허	1979.07.12 ~ 2012.09.21
일본	공개/등록특허	1976.10.01 ~ 2012.09.20
미국	공개/등록특허	1976.01.06 ~ 2012.09.20
유럽	공개/등록특허	1978.12.20 ~ 2012.09.12

○ 중소형 항공기 기술과 관련하여 하기 검색키워드로 검색을 실시함.

- 검색키워드는 “항공기 엔진, 항공기 기계, 항공기 전장, 항공기 기체” 관련 핵심 키워드로 조합하였으며, 전반적인 중소형 항공기 시스템 개발체계 및 출원인을 보완하여 현재 트렌드(trend)이자, 관심분야의 특허가 누락되지 않도록 추출함.

표 51 검색키워드

구분	대분류	중분류	검색식
항공기 시스템	엔진	압축시스템	((항공* 경항공* 중항공* 항체* 비행* 비상체 비승체 경비행* 중비행* 여객기 이착륙기 이착류기 에어크* 애어크* 회전익기 고정익기 쌍발기 plane* aircraft* airship* airplane* aeroplane* flying* ((air* aero* flight* aerial* fly*) near (vehicle* machin* plane* craft*))) near2 (엔진 앤진* 기관* 동력* 연소기관* 연소-기관* 내연기관* 내연-기관* ((연소 내연) adj (기관)) engine*)).ti,ab,cl. and (콤푸레* 컴푸레* 콤프레* 컴프레* 콤퓨레* 컴퓨레* 압축* compress*).ti,ab,cl. and (압력* 압* 가압* 고압* 내압* 동압* 저압* 팬* 펜* 휀* 송풍* 통풍* 환풍* 환기* 풍량* 선풍* 팩* 패키* 케이* 캐이* 외장* 프레임* 하우징* 박스* 빡스* 상자* 외장* pressure* fan* packag* case* housing*).ti,ab,cl.
		연소시스템	((항공* 경항공* 중항공* 항체* 비행* 비상체 비승체 경비행* 중비행* 여객기 이착륙기 이착류기 에어크* 애어크* 회전익기 고정익기 쌍발기 plane* aircraft* airship* airplane* aeroplane* flying* ((air* aero* flight* aerial* fly*) near (vehicle* machin* plane* craft*))) near2 (엔진 앤진* 기관* 동력* 내연기관* 내연-기관* ((내연) adj (기관)) engine*)).ti,ab,cl. and (연소* burn* combust*).ti,ab,cl. and (토출* 노즐* 노오즐* 노즈루* 취구* 분출구* 분화구* 관대* 분사* 분무* 연무* 분주* 물보라* 스프레이* 스프래이* 스프레어* 스포레이* 분출* 회수* 수집* 포집* 저장* 격납* 수납* 탱크* 용기* 공급* 부여* 수여* nozzl* spray* storage* tank*).ti,ab,cl.
		터빈시스템	((항공* 경항공* 중항공* 항체* 비행* 비상체 비승체 경비행* 중비행* 여객기 이착륙기 이착류기 에어크* 애어크* 회전익기 고정익기 쌍발기 plane* aircraft* airship* airplane* aeroplane* flying* ((air* aero* flight* aerial* fly*) near (vehicle* machin* plane* craft*))) near2 (엔진 앤진* 기관* 동력* 내연기관* 내연-기관* ((내연) adj (기관)) engine*)).ti,ab,cl. and (터빈* 터이빈* 터어빈* 터바인* turbin*).ti,ab,cl. and (압력* 압* 가압* 고압* 내압* 동압* 저압* 토출* 노즐* 노오즐* 노즈루* 취구* 분출구* 분화구* 관대* 분사* 분무* 연무* 분주* 물보라* 스프레이* 스프래이* 스프레어* 스포레이* 분출* 배출* 배기* 출기* nozzl* spray* exhaust* ventilation*).ti,ab,cl.
항공기	기계	환경	(((항공* 경항공* 중항공* 항체* 비행* 비상체 비승체 경

시스템	보기	관리 시스템	비행* 중비행* 여객기 이착륙기 이착류기 에어크* 애어크* 회전익기 고정익기 쌍발기 plane* aircraft* airship* airplane* aeroplane* flying* ((air* aero* flight* aerial* fly*) near (vehicle* machin* plane* craft*))) near2 (공조* 에어컨* 에어콘* 에아컨* 에아콘* 에어-컨* 에어-콘* 에아-컨* 에아-콘* 냉난방* 냉-난방* 냉방* 공기조화* 공기조절* 공기-조화* 공기-조절* ((공기) adj (조화* 조절*)) aircon* air-con* (air adj con*) 여압* 양압* 강압* 감압* 압력* 기압* 저압* pressure* decompress)) near2 (제어* 관제* 조절* 조정* 관리* 통제* 단속* 컨트롤* 콘트롤* control* rule* reign*)).ti,ab,cl.
		항공기 내장 시스템	(((항공* 경항공* 중항공* 항체* 비행* 비상체 비승체 경비행* 중비행* 여객기 이착륙기 이착류기 에어크* 애어크* 회전익기 고정익기 쌍발기 plane* aircraft* airship* airplane* aeroplane* flying* ((air* aero* flight* aerial* fly*) near (vehicle* machin* plane* craft*)))near2 (내장* 인테리* 인태리* interior* inside* inner* internal*)).ti,ab,cl and (벽* 마감재* 장식재* 판넬* 패널* 보드* 패널* 판넬* 판낼* 보오드* 방열재* 벽체* panel* wall* board* panel* 비상* 위급* 긴급* emergen*).ti,ab,cl.
		비행 조종 시스템	(((항공* 경항공* 중항공* 항체* 비행* 비상체 비승체 경비행* 중비행* 여객기 이착륙기 이착류기 에어크* 애어크* 회전익기 고정익기 쌍발기 plane* aircraft* airship* airplane* aeroplane* flying* ((air* aero* flight* aerial* fly*) near (vehicle* machin* plane* craft*))) near2 (조종* 주조종* 부조종* 보조조종* 제어* control*)) near2 (타면* 계면* 표면* 외면* 겉면* 외피* 서피* 써피* 서페이* 써페이* 서패이* surfac*)).ti,ab,cl.
		유압 시스템	(항공*경항공*중항공*항체*비행*비상체비승체경비행*중비행*여객기이착륙기이착류기에어크*애어크*회전익기고정익기쌍발기plane*aircraft*airship*airplane*aeroplane*flying*((air*aero*flight*aerial*fly*)near(vehicle*machin*plane*craft*))).ti,ab,cl.and ((유압* hydraulic* (0il adj pressure)) near2 (펌프* 펌푸* 폼프* 폼푸* 뽐프* 뽐푸* 양수* 모터* 모타* 모우타* 모다* 전동* 회수* 수집* 포집* 저장* 격납* 수납* 탱크* 용기* 공급* 부여* 수여* pump* motor* moter* storage* tank*)).ti,ab,cl.
		이착륙 시스템	(항공*경항공*중항공*항체*비행*비상체비승체경비행*중비행*여객기이착륙기이착류기에어크*애어크*회전익기고정익기쌍발기plane*aircraft*airship*airplane*aeroplane*fly

			ing*((air*aero*flight*aerial*fly*)near(vehicle*machin*plane*craft*))).ti,ab,cl. and ((이륙* 착륙* 랜딩* 렌딩* 테이크오* 태이크오* land* takeoff* take-off* (take adj off*)) near2 (주 메인* 매인* 보조* 어시스트* 어씨스트* 서포트* 써포트* main assistance aid aids support help)).ti,ab,cl.
		연료시스템	(항공*경항공*중항공*항체*비행*비상체비승체경비행*중비행*여객기이착륙기이착류기에어크*애어크*회전익기고정익기쌍발기plane*aircraft*airship*airplane*aeroplane*flying*((air*aero*flight*aerial*fly*)near(vehicle*machin*plane*craft*))).ti,ab,cl.and((연료에너지퓨얼퓨어기름energyfuel) near2 (펌프* 펌푸* 폼프* 폼푸* 뿜프* 뿜푸* 양수* pump* 저수* 수조* 탱크* 텡크* 탱커* 텡커* 받이* 수통* 저조* 저장조* tank* reservoir* 밸브* 발부* 발브* 밸부* valv*)).ti,ab,cl.
항공기 시스템	전기 전자 보기	비행 자동화 시스템	(((항공*경항공*중항공*항체*비행*비상체비승체경비행*중비행*여객기이착륙기이착류기에어크*애어크*회전익기고정익기쌍발기plane*aircraft*airship*airplane*aeroplane*flying*((air*aero*flight*aerial*fly*)near(vehicle*machin*plane*craft*)))near2 (공조* 에어컨* 에어콘* 에아컨* 에아콘* 에어-컨* 에어-콘* 에아-컨* 에아-콘* 냉난방* 냉-난방* 냉방* 공기조화* 공기조절* 공기-조화* 공기-조절* ((공기) adj (조화* 조절*)) aircon* air-con* (air adj con*) 여압* 양압* 강압 * 감압* 압력* 기압* 저압* pressure* decompress)) near2 (제어* 관제* 조절* 조정* 관리* 통제* 단속* 컨트롤* 콘트롤* control* rule* reign*)).ti,ab,cl.
		항공 통신 시스템	((항공*경항공*중항공*항체*비행*비상체비승체경비행*중비행*여객기이착륙기이착류기에어크*애어크*회전익기고정익기쌍발기plane*aircraft*airship*airplane*aeroplane*flying*((air*aero*flight*aerial*fly*)near(vehicle*machin*plane*craft*)))near2 (내장* 인테리* 인태리* interior* inside* inner* internal*)).ti,ab,cl. and (벽* 마감재* 장식재* 판넬* 패널* 보드* 패널* 판넬* 판넬* 보오드* 방열재* 벽체* panel* wall* board* panel* 비상* 위급* 긴급* emergen*).ti,ab,cl.
		비행 조종 시스템	(((항공* 경항공* 중항공* 항체* 비행* 비상체 비승체 경비행* 중비행* 여객기 이착륙기 이착류기 에어크* 애어크* 회전익기 고정익기 쌍발기 plane* aircraft* airship* airplane* aeroplane* flying* ((air* aero* flight*

			aerial* fly*) near (vehicle* machin* plane* craft*))) near2 (조종* 주조종* 부조종* 보조조종* 제어* control*)) near2 (타면* 계면* 표면* 외면* 겉면* 외피* 서피* 써피* 서페이* 써페이* 서패이* surfac*)).ti,ab,cl.
		전원 시스템	(항공*경항공*중항공*항체*비행*비상체비승체경비행*중비행*여객기이착륙기이착류기에어크*애어크*회전익기고정익기쌍발기plane*aircraft*airship*airplane*aeroplane*flying*((air*aero*flight*aerial*fly*)near(vehicle*machin*plane*craft*))).ti,ab,cl.and ((유압* hydraulic* (0il adj pressure)) near2 (펌프* 펌푸* 폼프* 폼푸* 뿜프* 뿜푸* 양수* 모터* 모타* 모우타* 모다* 전동* 회수* 수집* 포집* 저장* 격납* 수납* 탱크* 용기* 공급* 부여* 수여* pump* motor* moter* storage* tank*)).ti,ab,cl.
		항법 시스템	(항공*경항공*중항공*항체*비행*비상체비승체경비행*중비행*여객기이착륙기이착류기에어크*애어크*회전익기고정익기쌍발기plane*aircraft*airship*airplane*aeroplane*flying*((air*aero*flight*aerial*fly*)near(vehicle*machin*plane*craft*))).ti,ab,cl. and ((이륙* 착륙* 랜딩* 렌딩* 테이크오* 태이크오* land* takeoff* take-off* (take adj off*)) near2 (주 메인* 매인* 보조* 어시스트* 어씨스트* 서포트* 써포트* main assistance aid aids support help)).ti,ab,cl.
항공기 시스템	기체 소재	기체	(항공* 비행* 에어크* airplane* aircraft* aeroplane* ((fly* air) adj (machin* plane* craft*))).ti,ab,cl. and ((동체* 날개* 도어* 창문* 샤시* 섀시* 윈도우* 몸체* 바디* 트러스* truss* structure* wing* door* gate* body*) near3 (제조* 제작* 조립* 어셈* 어센* 제법* 성형* 가공* produc* manufactur*)) and (B64*).ipc.
		소재	(항공*비행*에어크*airplane*aircraft*aeroplane*((fly*air) adj(machin*plane*craft*))).ti,ab,cl. and (동체* 날개* 도어* 창문* 샤시* 섀시* 윈도우* 몸체* 바디* 트러스* truss* structure* wing* door* gate* body*).ti,ab,cl. and(합금* 함금* 얼로이* 알로이* (복합 adj 금속*) 복합금속* alloy* 고온* 호열* 내열* thermophilic* thermotolerant* 경량* 휴대* 콤팩트* compact*).ti,ab,cl.

○ 검색결과 및 노이즈 제거 기준

- 검색된 특허들을 대상으로 특허원문을 참조하여 기술분류 및 노이즈를 제거 한 결과, 6,708건의 노이즈와 6,052건의 분석대상 특허가 선정됨

표 52 검색결과

구분	대분류	중분류	결과				합계주)	대상 특허
			한국	일본	미국	EP		
항공기 시스템	엔진	압축시스템	64	131	362	86	643	269
		연소시스템	36	77	171	36	320	95
		터빈시스템	34	141	274	72	521	336
	기계 보기	환경관리시스템	71	81	319	167	638	157
		항공기내장시스템	10	20	1730	411	2171	342
		비행조종시스템	9	18	576	181	784	475
		유압시스템	62	77	1006	279	1424	274
		이착륙시스템	19	24	337	115	495	286
		연료시스템	112	200	1582	429	2323	1004
	전기 전자 보기	비행자동화시스템	43	75	443	139	700	380
		항공통신시스템	57	64	432	119	672	305
		전원시스템	97	218	828	183	1326	545
		항법시스템	75	149	577	155	956	652
	기체 소재	기체	48	111	243	74	359	350
		소재	151	184	366	94	699	582
총합			754	1221	8439	2346	12547	6052

주) 검색건수: 공개 후 등록건, 중복 공개건에 대하여 중복제거한 건수

- 노이즈 제거기준
  - 자동차 관련 기술인 경우
  - 항공기에 적용되지 않는 기술인 경우
  - 항공기 관련기술이 아닌 비행체 제조기술인 경우

다. 분석기준

○ 분석 대상 건은 중소형 항공기 기술과 관련내용을 중심으로, 엔진분야, 기계분야, 전기・전자분야 및 기체・소재의 대분류 단위로, 중분류 단위에서 압축시스템, 연소시스템, 터빈시스템, 환경관리시스템, 항공기내장시스템, 비행조종시스템, 유압시스템, 이착륙시스템, 연료시스템, 비행자동화시스템, 항공통신시스템, 전원시스템, 항법시스템, 기체, 소재로 나누어 분류를 실시하였으며, 하기와 같이 중분류 체계까지 기술 분류를 적용하여 분석을 실시함

○ 중소형 항공기 기술의 기술 분류 체계는 대분류(항공기시스템 요소기술), 중분류(대분류의 세부요소기술)로 나누었으며, 대분류와 중분류에 해당하는 기술 분류에 대하여 대분류 4가지(엔진분야, 기계분야, 전기・전자분야 및 기체・소재)와 중분류(압축시스템, 연소시스템, 터빈시스템, 환경관리시스템, 항공기내장시스템, 비행조종시스템, 유압시스템, 이착륙시스템, 연료시스템, 비행자동화시스템, 항공통신시스템, 전원시스템, 항법시스템, 기체, 소재)에 대하여 각각 분류하여 분석을 실시함

표 53 분석대상 기술분류기준

구분	대분류	중분류	검색개요(기술범위)
항공기 시스템	엔진	압축 시스템	항공기 엔진의 압축 시스템과 관련하여 팬, 저압압축기, 중간케이싱, 고압압축기를 특징으로 하는 항공기 엔진 기술
		연소 시스템	항공기 엔진의 압축 시스템과 관련하여 연료통, 연료노즐, 연소기를 특징으로 하는 항공기 엔진 기술
		터빈 시스템	항공기 엔진의 압축 시스템과 관련하여 고압터빈, 저압터빈, 배기노즐을 특징으로 하는 항공기 엔진 기술
	기계 보기	환경관리 시스템	항공기 내부의 공조 관리, 공기조화장치를 포함하며, 항공기 내부의 압력을 관리하는 시스템 및 공압시스템을 포함하는 항공기 환경관리시스템
		항공기 내장 시스템	항공기 내부의 인테리어, 산소공급장치를 포함하는 기술
		비행조종 시스템	주조종면, 부조종면, 보조조종면 및 조종면을 제어하는 서보모터를 특징으로 하는 비행조종시스템
		유압 시스템	항공기 유압시스템을 구성하는 유압펌프, 유압작동기, 유압모터, 저장기를 특징으로 하는 항공기 유압시스템
		이착륙 시스템	주착륙장치, 보조 착륙장치를 특징으로 하는 항공기 이략륙 시스템
		연료 시스템	항공기 연료 시스템을 구성하는 연료탱크, 연료펌프, 연료여과기, 연료밸브를 특징으로 하는 연료시스템
	전기 전자 보기	비행 자동화 시스템	자동비행조종장치를 포함하는 항공기 비행자동화시스템
		항공통신 시스템	항공통신망, HF, VHF, 위성통신, 기내통신을 특징으로 하는 항공기 통신 시스템
		전원 시스템	발전기, 발전구동기, 전원분배기, 외부전원을 특징으로 하는 항공기 전원시스템
		항법 시스템	관성항법, 위성항법, 착륙유도시스템을 특징으로 하는 항공기 항법 시스템
	기체 소재	기체	동체, 날개, 도어, 창문, 나셀, 파일런, 안정판의 항공기 기체 제작과 관련된 기술
		소재	항공기 기체를 제작하는 초내열합금, 경량합금, 복합소재를 특징으로 하는 항공기 기체소재

라. 분석방법

○ 정량분석방법
- 특허를 출원연도별, 국가별, 기술별, 출원인별로 분류하여 각 부문별 특허건수, 점유율 및 지수 등으로 구분하여 분석을 수행함.
  • 이를 통해 세계의 특허동향과 우리의 수준을 비교하고, 기술개발 분야에서 세부 기술 분야별 연구개발 현황과 주요 기업을 살펴봄으로써 기술의 과거부터 현재까지의 흐름을 파악하고 경쟁 업체에 대한 모니터링용 자료를 제시함.

○ 사극특허(Tetradic Patent Index, TPI)
- 최근 OECD가 특허통계분석 방법으로 제시하고 있는 지표에서 삼극특허에 대한 분석방법을 통하여 다양한 분야의 특허들을 평가하는 방법을 제시하고 있음.[1)]
- OECD는 기술혁신 및 특허의 권리확보 차원에서 삼극특허에 대한 분석의 기초작업을 진행하고 있으며 이러한 분석의 기준은 다음과 같은 3가지 관점으로 설정하고 있음.
  • 정의1: 일본특허청(JPO), 미국특허청(USPTO), 유럽특허청(EPO)에 모두 출원된 특허출원
  • 정의2: 일본특허청(JPO), 미국특허청(USPTO)에 출원되어 있고 유럽지역에 대해서는 유럽특허청(EPO)에 출원되었거나 프랑스, 독일, 영국의 3개국 특허청에 모두 출원된 특허출원
  • 정의3: 일본특허청(JPO), 미국특허청(USPTO)에 출원되어 있고 유럽특허청(EPO), 프랑스, 독일, 영국 특허청 중 어느 한 국가에 출원된 특허출원
- OECD는 상기 3가지의 정의가 개념적으로 내포하는 장단점을 비교하고 정의1에 평가가 향후 삼극특허의 지역적 기준으로 사용하는 것으로 결론내리고 있음.
- 특허분석에서는 삼극특허 분석기준에서 지역적 기준을 한국특허청에 출원된 특허들로 확대하여 사극특허(Tetradic Patent)에 대한 특허지표분석을 적용하였으며 해당기술과 관련된 특허들이 지역적 권리확보 정도를 평가하는 지표로 사용함.

2. 특허동향

○ 상기 분석범위 및 기준으로 선정된 ‘중소형 항공기’ 관련특허를 정리한 결과, 한국특허 494건, 미국특허 3583건, 일본특허 1,130건, 유럽특허 845건으로, 총 6,052건의 정량분석 대상 건을 추출하였음.
○ 연도별 동향에 있어서는 특허 출원 후 공개시점까지의 공백 기간을 감안하여 2010년～2012년에는 특허동향이 감소할 수 있다는 점에 유의

가. 연도별 특허동향

○ “중소형 항공기“ 대상특허 6,052건 전체에 대한 연도별 동향은 [그림 Ⅱ-2]에서

1) H. Dernis and M. Khan(2004), Triadic Patent Families Methodology, STI Working Paper, 2004/2, OECD.

나타나듯이 약간의 특허출원이 증가, 감소를 반복하는 추세를 보이나, 전반적으로 꾸준히 증가하고 있는 추이를 보임.

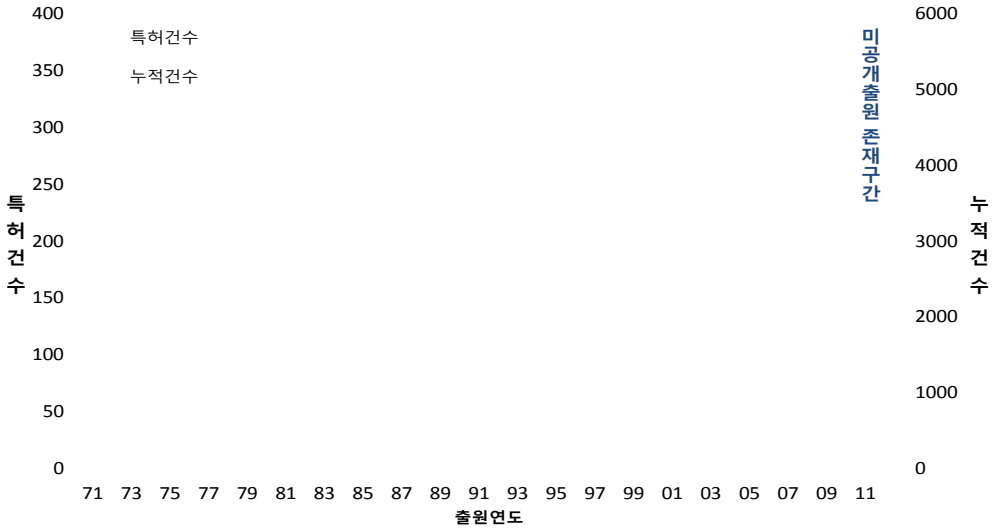


그림 16. 중소형 항공기 연도별 특허동향

○ “중소형 항공기“ 특허는 1971년 미국특허 출원을 거점으로 현재까지 꾸준한 출원이 이루어지고 있으며, 2000년도에 특허출원이 감소하는 경향이 있음.

- 2000년 초반 금융위기로 불거진 불경기와 불확실성에서 기인한 국제 유가의 변동은 세계 항공기 시장에도 심각한 영향을 끼쳤고, 1990년 후반 잇따른 항공기 추락사고와 2001년 미국 항공기 테러 등의 사건, 미-이라크전 발발과 같은 이벤트성 영향으로 2000년 초반 출원이 감소한 것으로 판단됨.

나. 국가별 특허동향

표 54 중소형 항공기 연도별 국가특허건수

출원일	KR	JP	US	EP	총합계
1971	-	-	2	-	2
1972	-	-	4	-	4
1973	-	-	5	-	5
1974	-	-	49	-	49
1975	-	-	74	-	74
1976	-	-	45	-	45
1977	-	-	64	-	64
1978	-	-	57	-	57
1979	-	-	55	1	56
1980	-	-	70	10	80
1981	2	-	87	9	98
1982	1	2	58	4	65
1983	-	1	55	14	70
1984	3	1	63	12	79

1985	3	-	43	16	62
1986	-	3	59	26	88
1987	4	4	55	22	85
1988	7	7	81	21	116
1989	2	6	85	16	109
1990	2	13	87	30	132
1991	1	39	68	24	132
1992	7	55	72	12	146
1993	4	60	69	24	157
1994	9	42	66	33	150
1995	16	54	86	29	185
1996	19	42	83	29	173
1997	27	45	87	42	201
1998	13	51	87	37	188
1999	23	69	78	31	201
2000	20	49	70	27	166
2001	26	49	91	19	185
2002	25	56	155	16	252
2003	35	50	140	33	258
2004	25	39	166	33	263
2005	44	59	204	48	355
2006	28	62	172	54	316
2007	24	87	206	47	364
2008	35	61	163	39	298
2009	34	74	177	32	317
2010	44	42	144	21	251
2011	10	7	88	28	133
2012	1	1	13	6	21
총합계	494	1,130	3,583	845	6,052

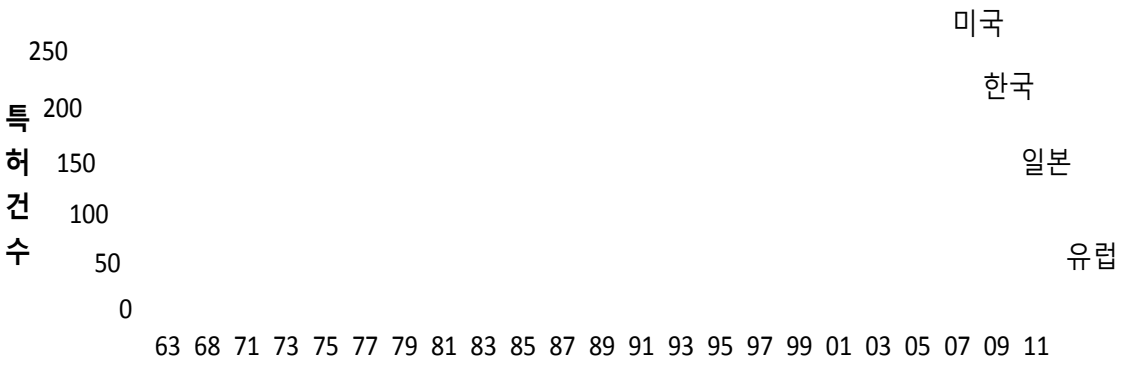


그림 17.각 국가의 연도별 특허동향

○ “중소형 항공기“ 대상특허 6,052건 전체에 대한 각 국가의 연도별 동향에서, 가장 많은 특허를 보유하고 있는 미국 특허의 경우, 1971년 2건을 시작으로, 1973년까지 10건 미만의 특허출원을 보였으나, 1974년 이후 전반적으로 꾸준히 증가한 후 연평균 약 85건의 출원으로 가장 많은 특허 출원을 함.

- 한국특허의 경우, 1981년 특허건수 2건을 시작으로 1994년까지 10건 이하의 낮은 출원건수를 기록하였으나, 1995년부터 꾸준한 출원을 보이며 최근 특허출원이 급증하는 특징을 보이고 있음.
- 일본특허의 경우, 1982년 특허건수 2건을 시작으로 1989년까지 10건 이하의 낮은 출원건수를 기록하였으나, 1990년부터 꾸준한 출원을 보이며 최근 특허출원이 급증하는 특징을 보이고 있음.
- 유럽특허의 경우, 1979년 특허건수 1건을 시작으로 연평균 18건의 꾸준한 출원을 보이고 있으며, 약간의 특허출원이 증가, 감소를 반복하는 추세를 보이나, 전반적으로 꾸준히 증가하고 있는 추이를 보임.

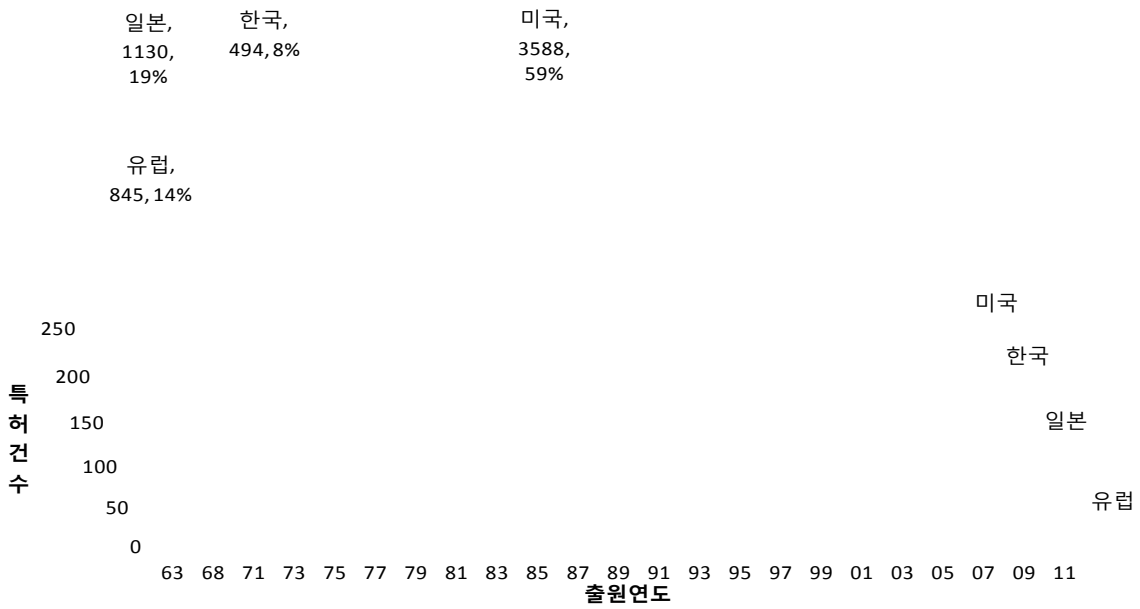


그림 18. 각 국가의 연도별 특허동향

○ 국가별 점유율을 살펴보면, 미국은 3,588건으로 59%를 차지하여, 분석대상 국가에서 가장 높은 점유율을 나타내고 있으며, 그 다음으로 일본이 1130건으로 19%, 유럽이 845건으로 14%의 점유율을 기록함.

○ 한국은 494건의 특허출원으로 일본, 미국, 유럽중 가장 낮은 점유율을 나타냄.

- 국내 항공우주산업은 80년대 이후 기체부품생산에서 2000년대 첨단기종 개발수준으로 발전
- 주요 생산품목의 경우 국방수요 조달을 위한 완제기 및 생산에 필요한 엔진 및 기체 품목이 그 뒤를 잇고 있으며 최근엔 민수분야 확충을 위한 민항기 국제공동개발 등으로 인해 기체구조물이 증가하고 있는 상황

- 항공우주산업은 기본적으로 국방계획과 맞물려 발전되는 성격을 가지고 있으며 기술진입장벽이 매우 높고 개발 노하우 등 기술습득이 중요한 역할을 차지하는 기술적 특성으로 항공우주산업은 국가의 산업고도화에 전략적 기반을 제공하기 위해 필수적인 산업이라고 판단됨.

다. 출원인 특허동향

○ 출원인별 동향에 있어서 하나의 특허출원에 복수의 주체가 존재하는 경우, 대표출원인 또는 제1(First-named)출원인을 기준으로 분석을 실시하였으며, 미국과 같이 출원인이 명확하지 않는 특허는 제1발명인을 기준으로 분석을 실시하였음.

○ 대표적으로 “The Boeing Company”, “더 보잉 캄파니”는 “BOEING”으로, “Airbus France”, “Airbus Deutschland GmbH”, “Airbus UK Limited”와 같이 다국적 출원인은 “AIRBUS”로 대표명화 함
- 그 외에 한글, 일본, 영어로 작성된 다국적 출원인은 영어로 대표명화를 실시하였음.

○ “중소형 항공기“를 다출원한 출원인을 살펴보면, <표 Ⅱ-5> 출원인/연도별 특허건수에 나타난 것처럼, 미국출원인이 강세를 나타내고 있음

○ 관련특허보유 상위 10위 출원인의 보유건수는
1. BOEING(미국) 571건
2. AIRBUS(유럽) 341건
3. HONEYWELL(미국) 218건
4. UNITED TECHNOLOGIES(미국) 149건
5. MITSUBISHI (일본) 134건
6. GENERAL ELECTRIC(미국) 110건
7. S.N.E.C.M.A(유럽) 113건
8. ROCKWELL(미국) 63건
9. LOCKHEED MARTIN(미국) 61건
10. THALES(유럽) 61건을 기록함

- 구체적으로는, 미국 기업으로 BOEING, HONEYWELL 및 UNTIED TECH 등에 의한 특허 활동이 활발한 것으로 분석되고, 유럽 기업으로는 AIRBUS, 일본 기업으로는 MITSUBISHI의 특허 활동이 활발한 것으로 파악됨.

표 55 출원인/연도별 특허건수

출원일	BOEING	AIRBUS	HONEYWELL	UNITED TECHNOLOGIES	MITSUBISHI	GENERAL ELECTRIC	S.N.E.C.M.A	ROCKWELL	LOCKHEED MARTIN	THALES
1971	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1972	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1973	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1974	7	-	-	-	-	-	-	-	1	-
1975	14	-	-	1	-	4	2	-	1	-
1976	5	-	-	3	-	1	-	2	-	-
1977	11	-	-	1	-	1	1	1	-	-
1978	2	-	-	1	-	-	1	1	1	-
1979	8	-	-	2	-	1	3	2	1	-
1980	15	-	-	4	-	-	1	2	2	-
1981	8	-	2	15	-	3	3	3	4	-
1982	17	-	-	2	-	-	1	3	2	-
1983	14	-	1	4	-	1	3	-	2	-
1984	12	-	-	4	-	1	1	-	1	-
1985	13	1	1	1	-	-	-	-	-	-
1986	9	-	4	4	-	1	-	2	-	-
1987	4	-	2	2	-	2	4	1	1	-
1988	7	-	-	9	-	3	3	3	-	-
1989	18	-	4	3	-	2	1	-	-	-
1990	15	-	4	3	-	12	4	2	1	-
1991	7	-	4	10	8	10	2	3	-	-
1992	6	-	4	8	11	6	4	5	1	-
1993	3	-	4	4	15	5	3	2	1	-
1994	4	-	2	10	6	3	3	1	2	-
1995	21	-	4	5	6	1	4	1	4	-
1996	19	1	4	3	13	5	4	-	1	1
1997	13	5	4	5	5	3	2	2	1	1
1998	12	3	1	4	8	1	1	-	4	1
1999	10	2	3	4	12	1	2	2	-	1
2000	8	1	6	-	6	1	1	-	3	1
2001	15	10	3	-	10	2	1	1	2	-
2002	28	1	13	1	11	5	1	2	5	1
2003	25	14	16	1	2	3	-	2	2	3
2004	29	20	6	7	-	3	1	3	1	4
2005	29	45	23	5	1	6	2	1	2	6
2006	41	37	23	4	1	5	-	1	2	6
2007	48	57	22	10	4	6	2	8	2	8
2008	28	35	20	7	1	4	1	4	5	9
2009	17	48	17	1	6	2	3	3	4	8
2010	15	32	15	1	4	3	-	-	2	7
2011	13	25	6	-	2	2	-	-	-	3
2012	1	4	-	-	2	1	-	-	-	1
총합계	571	341	218	149	134	110	65	63	61	61

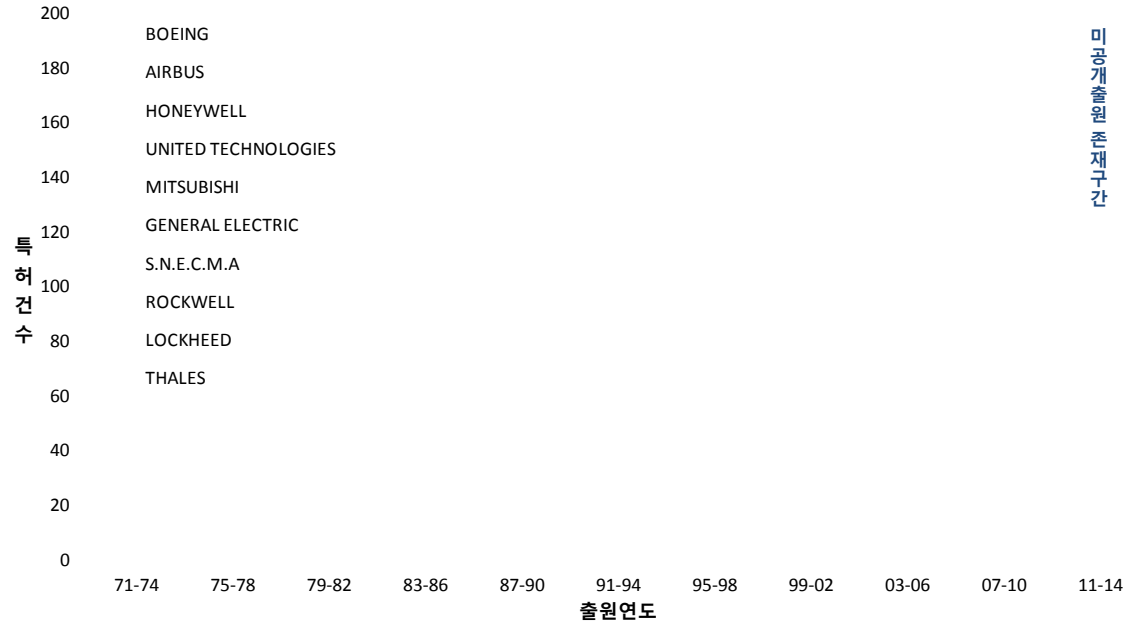


그림 19. 중소형 항공기 다출원인 구간별 특허동향

○ “중소형 항공기“를 다출원한 출원인의 구간별 특허동향을 살펴보면, 1, 2위를 기록한 BOEING, AIRBUS가 구간에 따라 순위가 바뀌고 있음.

○ BOEING의 경우 1971년부터 꾸준히 증가하는 출원을 유지하다, 1991 ~1994년에 출원이 급격하게 감소한 이후, 1995년부터 꾸준한 출원을 보여, 1971년부터 연평균 약 14건의 출원을 하여 “중소형 항공기“분야에서 최다 출원을 기록함.

○ AIRBUS의 경우 1999년 이전에는 연평균 3건이 출원으로 다른 출원인 보다 상대적으로 미미한 출원율을 보이고 있으나, 2000년도부터 연평균 25건의 출원을 실시하여2006년도부터 BOEING보다 더 많은 출원을 실시하고 있는 것으로 나타남.

○ 상위 출원인 중 유일하게 아시아 기업에 속하는 MITSUBISHI는 1991년도에 8건의 특허출원을 시작으로 연평균 6건의 특허출원을 하고 있으며, 1991년부터 2002년까지 연평균 10건 이상의 특허출원을 실시하였으나, 2003년을 기점으로 출원이 급격하게 감소하고 있는 추세임.

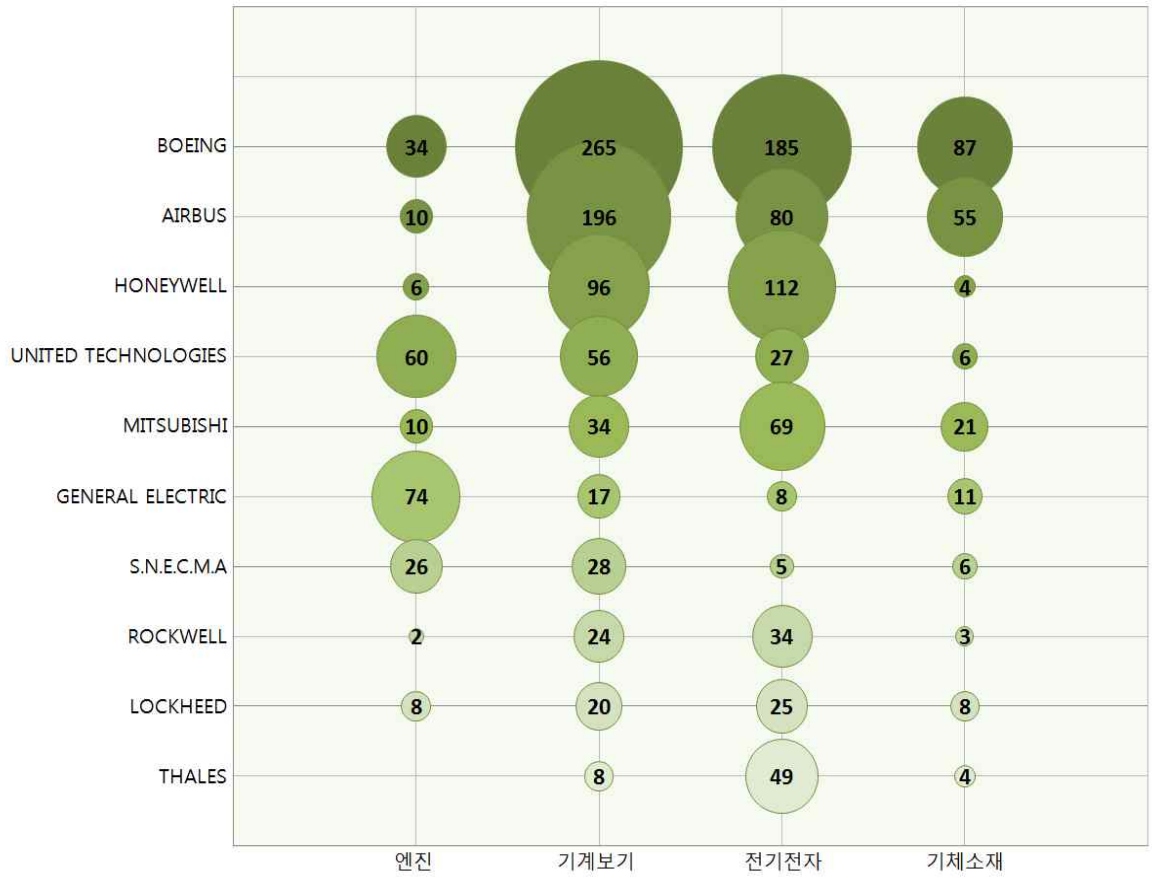


그림 20. 주요출원인의 기술별(대분류)특허동향

○ “중소형 항공기“의 주요출원인의 기술 분류 중 대분류별 특허보유에 대한 동향

- 상위 10개 다출원 기업 모두 중소형 항공기의 기계구조에 대한 특허 보유도가 높으며, 미국의 BOEING, 유럽의 AIRBUS, 일본의 MITSUBISHI가 중소형 항공기의 엔진분야, 기계분야, 전장분야, 기체분야의 4가지 기술 분야에 에 모두에 고른 특허 출원을 하는 것으로 나타남.
- 대분류별 다출원을 살펴보면 미국의 BOEING이 중소형 항공기의 기계분야, 전장분야, 기체분야에 가장 많은 출원을 한 것으로 나타나고, 미국의 GENERAL ELECTRIC이 중소형 항공기의 엔진분야에 가장 많은 출원을 한 것으로 나타남.

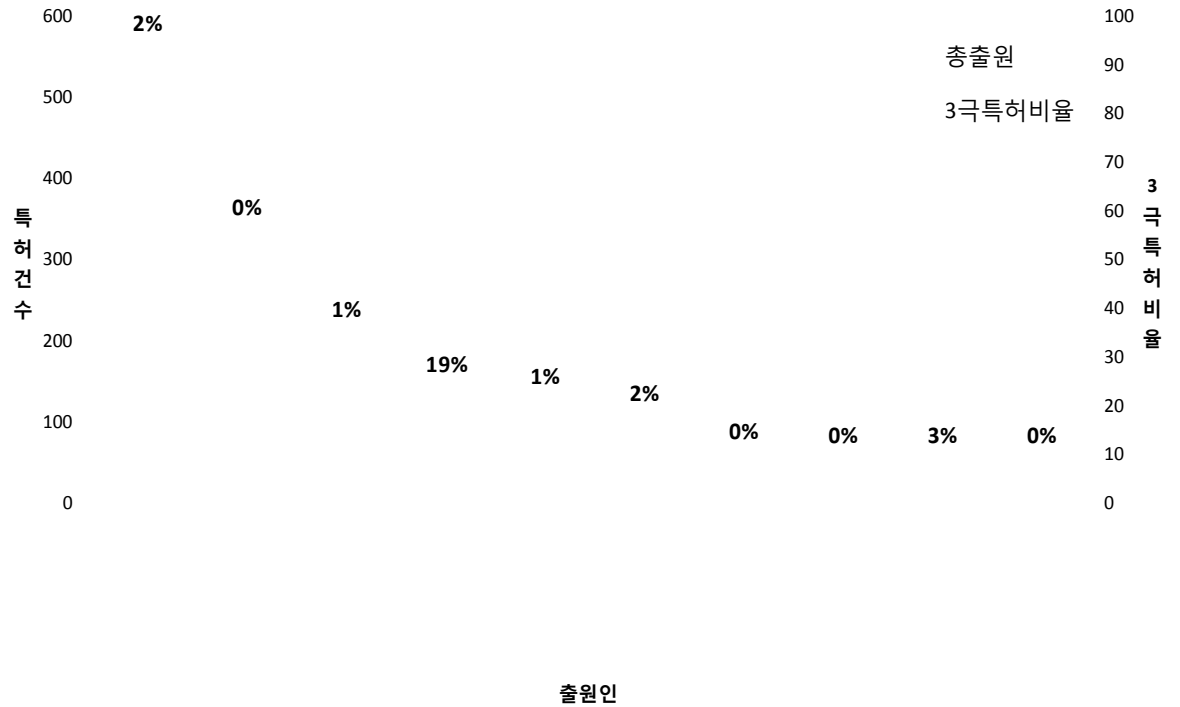


그림 21. 주요출원인의 3극특허 비율

○ “중소형 항공기“의 주요출원인의 특허들 중 패밀리특허로서, 미국, 유럽, 일본특허를 모두 포함하고 있는 3극 특허비율을 살펴보면, 전체특허건수에 대비하여 가장 높은 비율을 나타내고 있는 출원인으로는 미국의 UNITED TECHNOLOGIES로 나타나며 관련분야의 특허출원 중 약 19%가 3개국에 패밀리 출원한 것으로 나타나고 있음.

- 전반적인 중소형 항공기의 삼극특허출원 비율은 상위출원인의 출원건수에 비해 미미한 것으로 나타남.
- 항공기산업이 미국과 유럽에 주요시장을 형성하고 있고, 몇몇의 거대기업에 의해 항공기 산업이 주도되고 있는 현실을 반영한 것이라고 판단됨.
- 유럽출원인인 AIRBUS, S.N.E.C.M.A, THALES, 미국출원인인 ROCK WELL의 경우에는 삼극특허 출원건이 없는 것으로 나타남.

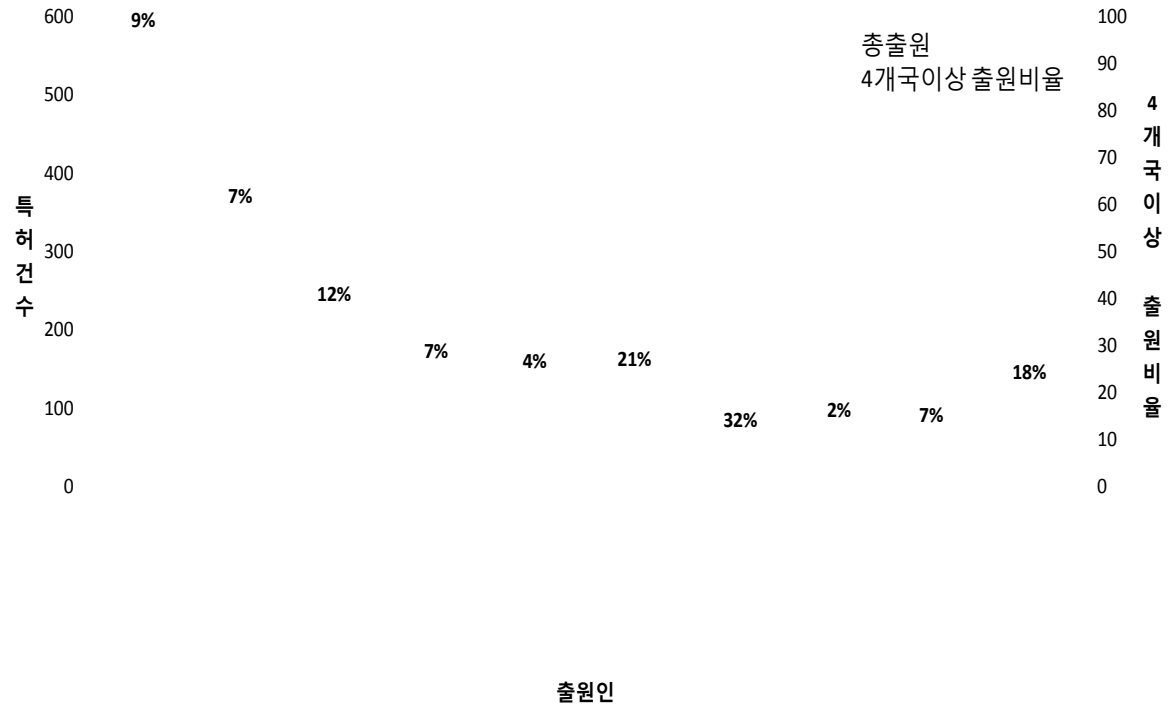


그림 22. 주요출원인의 4개국이상 출원비율

○ 3극특허는 미국, 유럽, 일본의 패밀리 특허를 기준으로 3극특허를 살펴보았으나, 출원건대비 3극특허가 차지하는 비율이 상대적으로 낮음.

○ 상위출원인 중 4개국 이상 패밀리특허 출원을 보유한 특허비율을 살펴봄으로서 상위출원인의 시장확보력을 예상함.

- 상위출원인 중 유럽의 S.N.E.C.M.A가 출원의 32%를 4개국이상 출원하여 가장 높은 출원건수 대비 다국적 출원을 보유한 것으로 나타남.
- 미국의 GENERAL ELECTRIC 또한 출원의 21%를 4개국이상 출원하여 다양한 국가에 진입하려는 것을 예상할 수 있음.
- 상위출원인 중 최다출원인 BOEING과, AIRBUS는 4개국이상 출원비율이 10%이하로 나타났으며, 다국적 출원이 주로 미국과 유럽에 집중하는 것으로 보아, 미국 및 유럽시장에 집중하는 것을 예상할 수 있음.

3. 국가별 주요출원인 특허동향

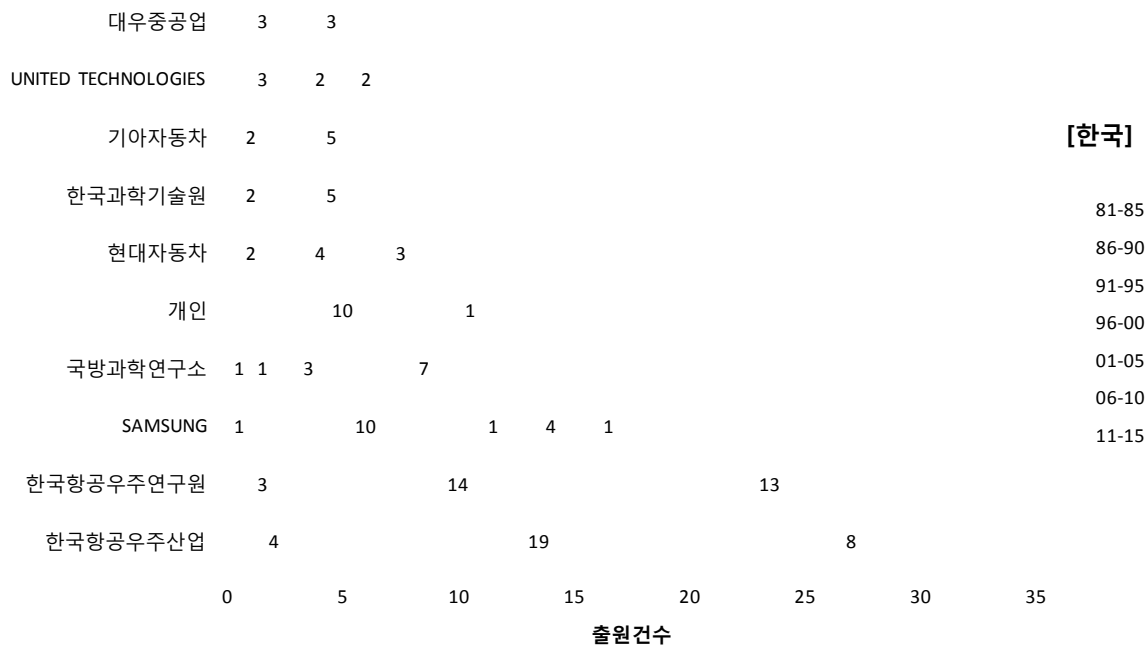


그림 23. 한국특허의 주요출원인 현황

○ 한국 특허에서의 주요출원인 현황으로, 한국 상위 출원인을 정리한 것으로, 한국국적과 미국국적의 출원인으로 이루어진 것으로 나타남.

- 한국의 한국항공우주산업이 최다 출원을 하였으며, 한국항공우주연구원, 삼성 및 국방과학연구소가 그 뒤를 잇고 있는 것으로 나타남.
- 출원구간별 동향을 살펴보면 한국항공우주산업, 한국항공우주연구원을 제외한 대부분의 출원인은 최근 특허출원활동이 활발하지 않은 것으로 나타남.
- 한국기업에 의한 특허출원은 1981년 대우중공업의 특허출원 이후부터 중소형 항공기의 특허출원이 시작되었으나, 2000년을 기점으로 최근까지 출원하고 있는 출원인은 한국항공우주산업, 한국항공우주연구원으로 나타남.
- 한국의 중소형 항공기 산업은 국가기관의 주도로 발전하고 있는 것으로 판단됨.

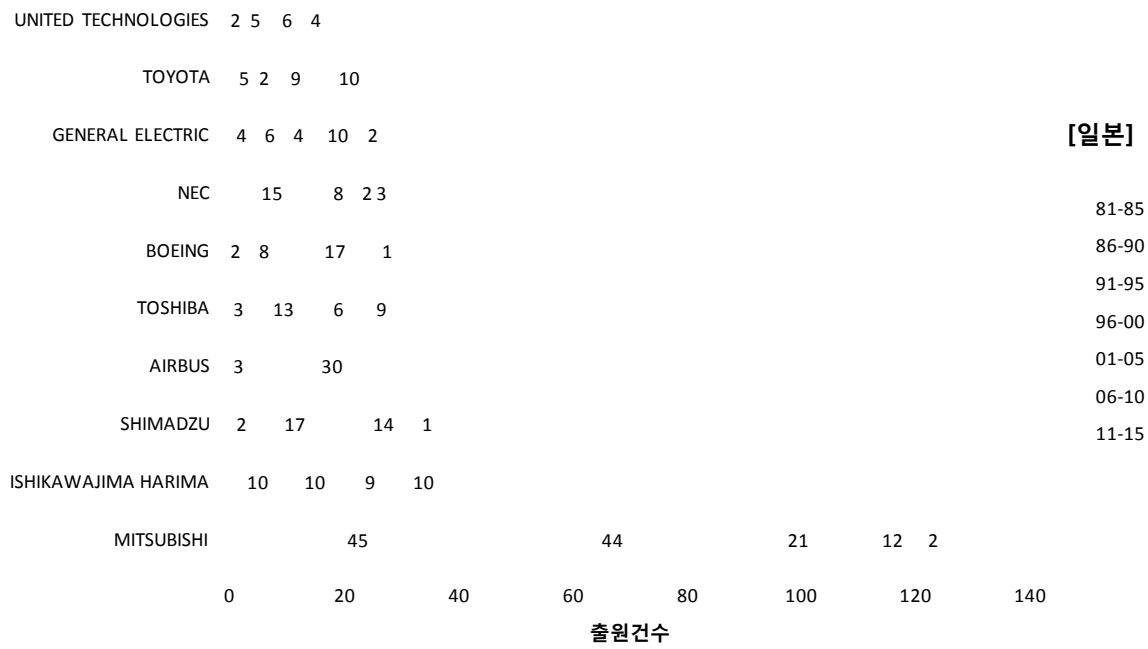


그림 24. 일본특허의 주요출원인 현황

○ 일본 특허에서의 주요출원인 현황으로, 일본 상위 출원인을 정리한 것으로, 일본국적과 미국국적 및 유럽국적의 출원인으로 이루어진 것으로 나타남.

- 일본 특허는 일본국적의 MITSUBISHI가 중소형 항공기분야에 상대적으로 많은 출원을 실시하여 최다 출원으로 나타났고, 1990년부터 2000년까지 활발한 출원활동을 하다 2006년부터 출원활동이 줄어든 것을 확인할 수 있음.
- 일본 기업인 ISHIKAWAJIMA HARIMA, SHIMADZU, TOSHIBA, NEC, TOYOTA는 전구간 대비 2000년 이후 특허출원 활동이 활발한 것으로 나타남.
- 일본기업 외, 미국국적의 BOEING, UNITED TECHNOLOGIES, GENERAL ELECTRIC, 유럽국적의 AIRBUS도 일본에 특허 출원을 실시한 것으로 나타남.

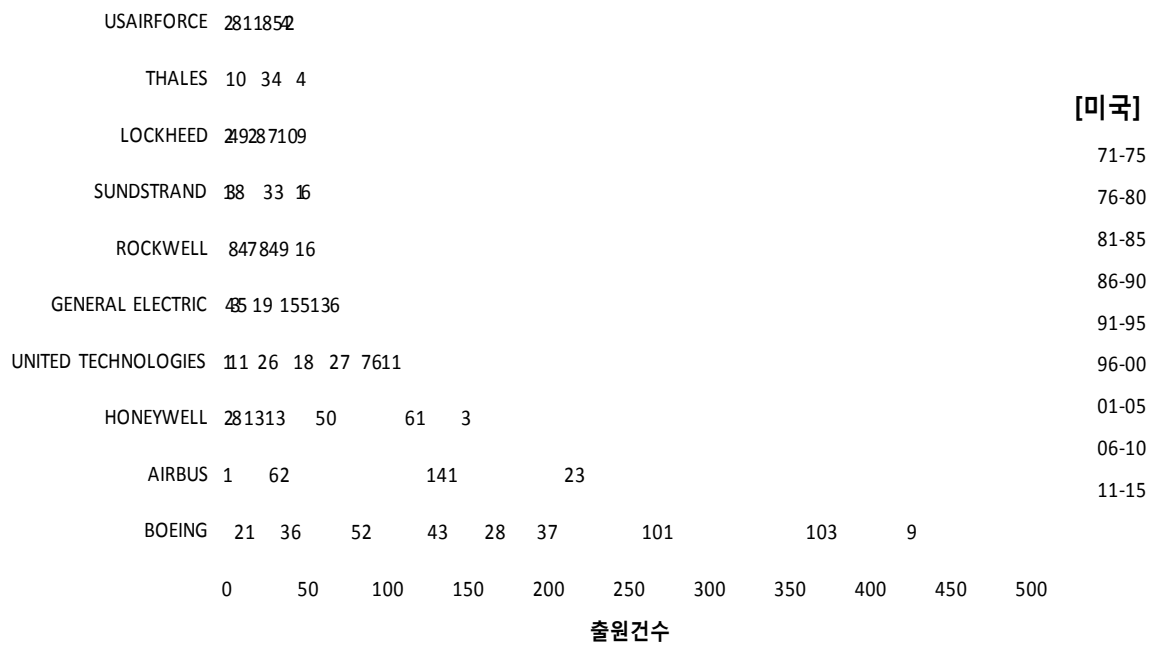


그림 25. 미국특허의 주요출원인 현황

○ 미국 특허에서의 주요출원인 현황으로, 미국 상위 출원인을 정리한 것으로, 미국국적. 과 유럽국적의 출원인으로 이루어진 것으로 나타남.

- 미국 출원 중에서는 미국국적의 BOEING과 유럽국적의 AIRBUS가 각각 430건, 227건을 출원하여 압도적인 출원활동을 보이고 있음.
- 미국 상위 출원인 중 미국공군도 포함되고 있는 것으로 보아, 미국은 민간항공분야 및 군수항공분야 모두 활발한 출원활동을 하고 있는 것으로 나타남.
- 미국국적의 BOEING은 1971년부터 출원을 시작하여 현재까지 꾸준한 출원활동을 하고 있으나, 유럽국적의 AIRBUS는 2000년도 이후부터 공격적으로 출원을 시작하여 2006년부터는 BOEING보다 활발한 출원활동을 하고 있는 것으로 나타남.

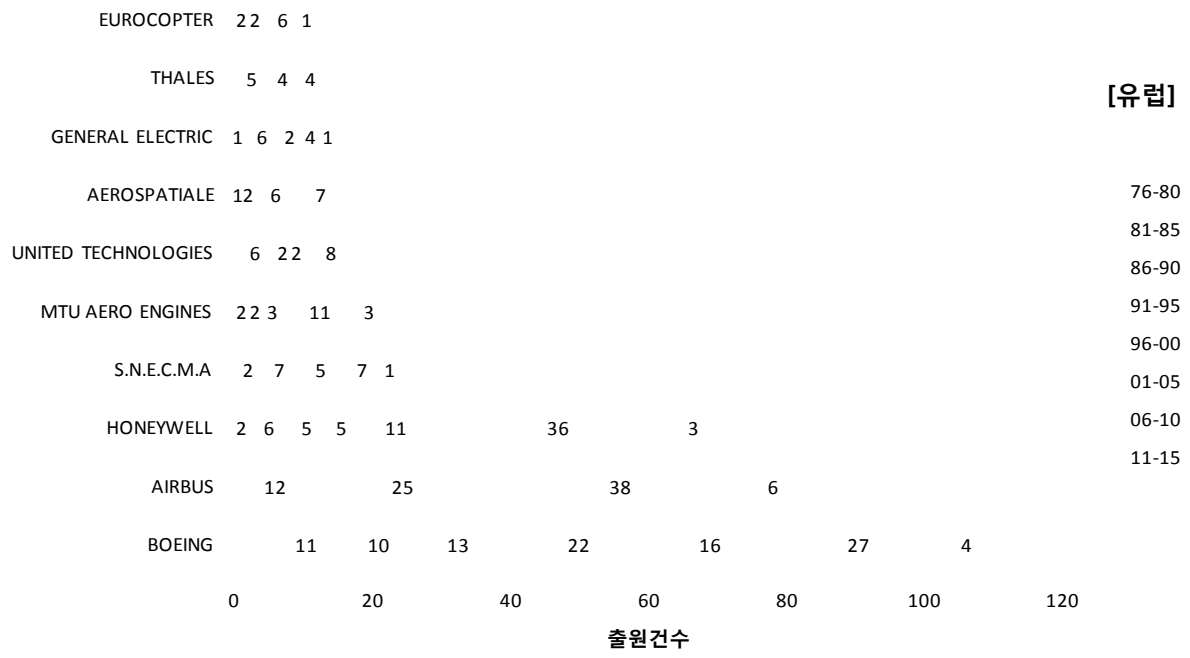


그림 26. 유럽특허의 주요출원인 현황

○ 유럽 특허에서의 주요출원인 현황으로, 유럽 상위 출원인을 정리한 것으로, 미국국적과 유럽국적의 출원인으로 이루어진 것으로 나타남.

- 유럽 출원 중에서는 미국국적의 BOEING과 유럽국적의 AIRBUS가 각각 108건, 81건을 출원하여 규모만 다를 뿐 미국과 유사한 출원활동을 보이고 있음.
- HONEYWELL은 2006년부터 2010년까지 미국국적의 BOEING이 27건의 출원을 실시한 것에 비해 36건을 출원하여 최근 급격한 출원활동을 나타내고 있음.
- MTU AERO ENGINES은 유럽국적으로 21건을 출원하여, 유럽에서 활발한 출원활동을 하고 있는 것으로 나타남.

가. 기술별 주요출원인 특허동향

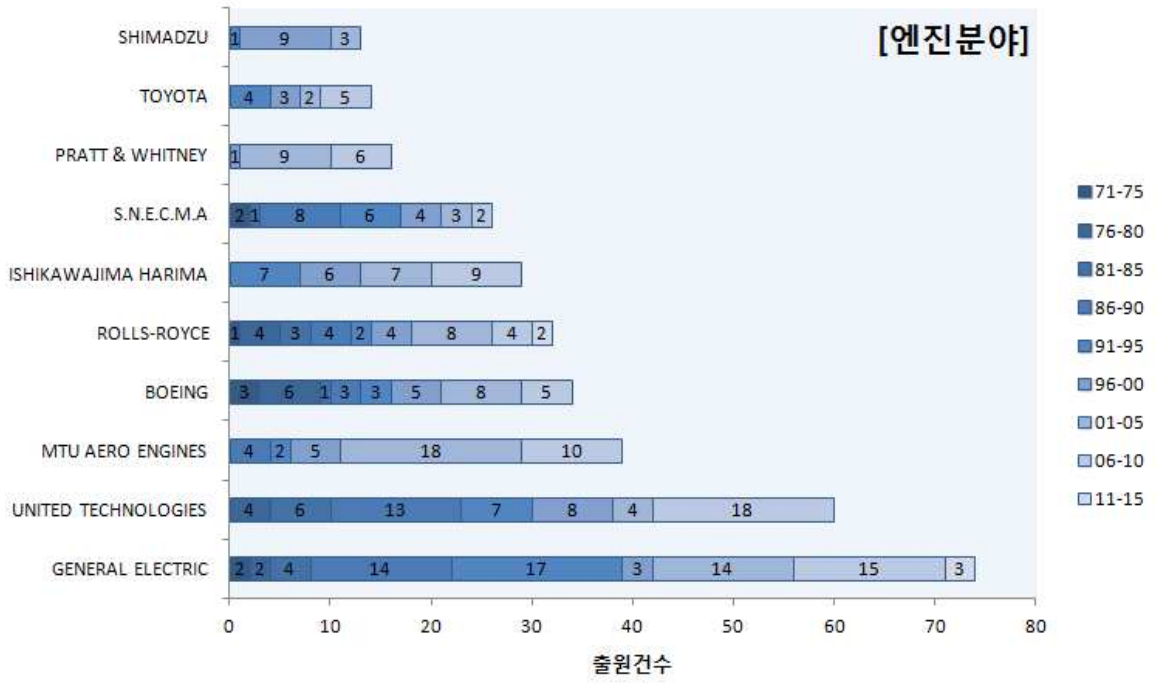


그림 27. 엔진분야 관련특허의 주요출원인 현황

○ “중소형 항공기“ 관련 특허 중 엔진분야 관련특허에 해당하는 다출원인의 구간별 특허동향

- 10위까지는 전체특허의 10위까지에 해당하는 출원인과 전체특허의 10위까지 순위에는 해당하지 않지만 항공기 엔진분야에 두각을 나타내는 MTU AERO ENGINE, ROLLS-ROYCE, ISHIKAWAJIMA HARIMA, PRATT & WHITNEY, TOYOTA, SHIMADZU 출원인이 나타남.
- 중소형 항공기 엔진분야의 다출원을 기록한 10개 출원인은 1990년부터 현재까지 까지 엔진분야에 꾸준한 출원을 하고 있는 걸로 보아, 중소형 항공기 엔진분야에 지속적인 기술투자를 하고 있는 것으로 판단됨.
- GENERAL ELECTRIC은 전체 출원의 상위 10위에 포함된 출원인이며, 엔진분야에서도 가장 많은 출원을 하여 중소형 항공기의 엔진분야에 집중하고 있는 것으로 나타남.

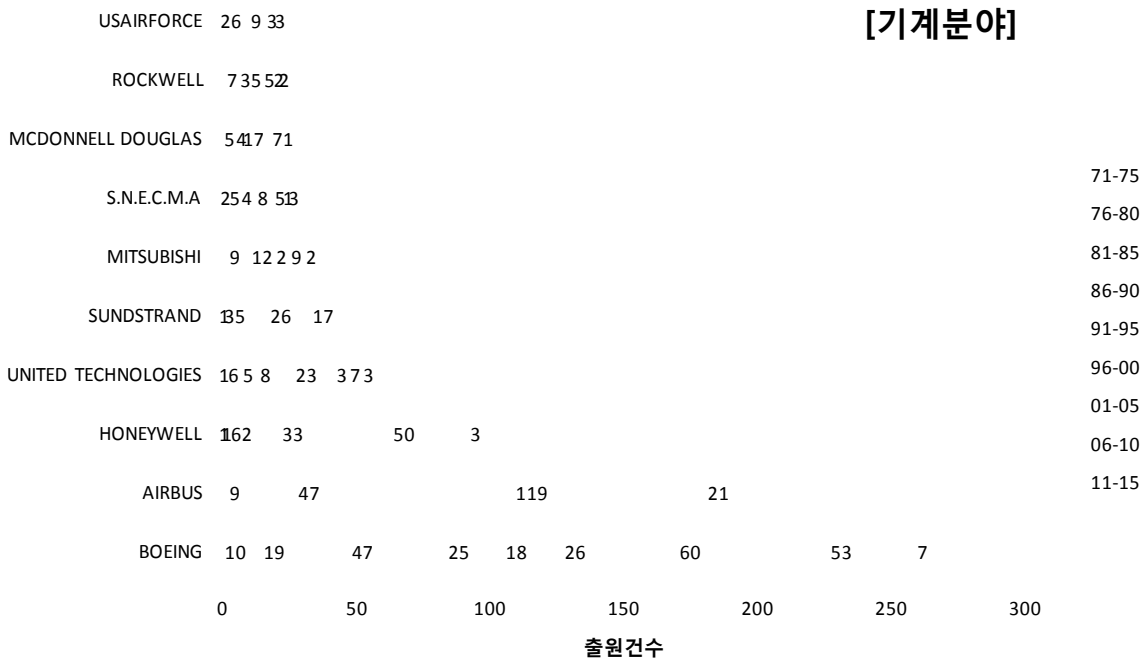


그림 28. 기계분야 관련특허의 주요출원인 현황

○ “중소형 항공기“ 관련 특허 중 기계분야 관련특허에 해당하는 다출원인의 구간별 특허동향

- 기계분야 관련특허 출원인은 전체 다출원 상위 10위에 포함되지 않은 출원인이 3개 있으며, SUNDSTRAND, MCDONNELL DOUGLAS, USAIRFORCE로 나타났음.
- SUNDSTRAND는 1971년부터 2000년까지 중소형 항공기 기계분야에 연평균 7건을 출원하여 총 43건을 출원하는 활발한 출원인 이었으나, 1999년 UNITED TECHNOLOGIES에 합병된 후 SUNDSTRAND 출원인으로 출원을 하지 않는 상황임.
- MCDONNELL DOUGLAS는 1976년부터 2001년까지 연평균 4건을 출원하여, 총25건을 출원하였으나, 1997년 BOEING에 인수합병 된 후 2001년 1건의 특허출원을 마지막으로 출원활동을 하고 있지 않는 것으로 나타남.

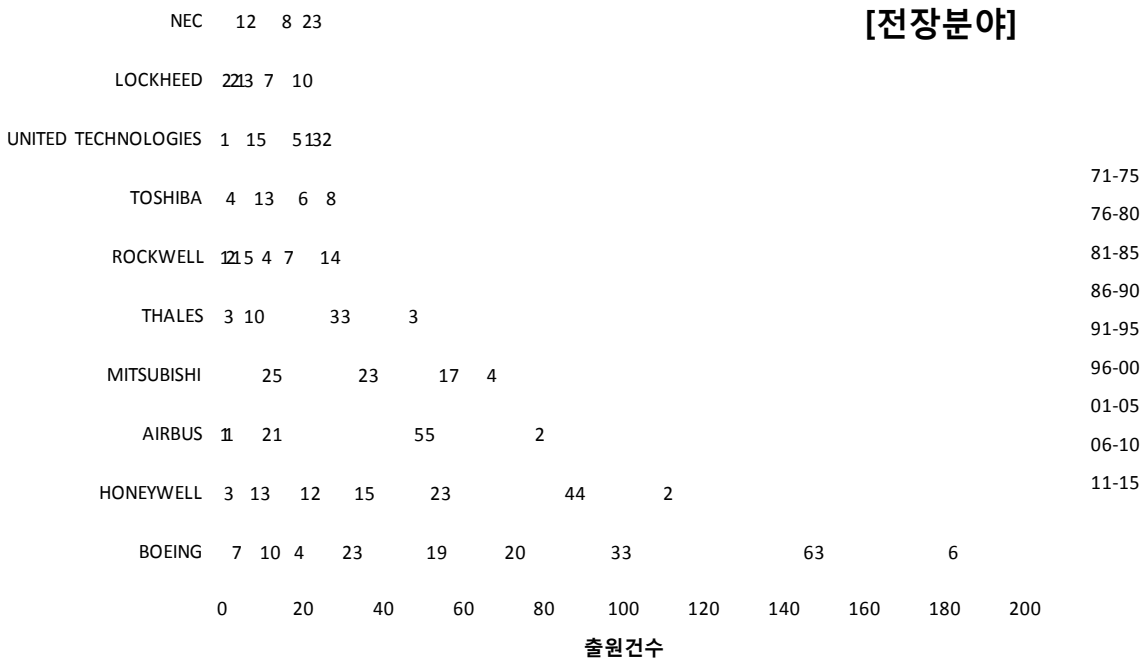


그림 29. 전장분야 관련특허의 주요출원인 현황

○ “중소형 항공기“ 관련 특허 중 전장분야 관련특허에 해당하는 다출원인의 구간별 특허동향.

- 전장분야 관련특허 출원인은 전체 다출원 상위 10위에 포함되지 않은 출원인이 2개 있으며, TOSHIBA, NEC의 일본 국적의 출원인이 나타남.
- TOSHIBA는 1992년부터 2008년 까지 중소형 항공기 전장분야에 연평균 2건의 출원을 하고 있으며, 총 31건의 출원을 진행.
- TOSHIBA의 중소형 항공기 전장분야의 출원현황을 살펴보면 항법시스템 및 항공통신 시스템 위주의 출원을 실시하고 있고, TOSHIBA는 일본공군에 신호정보수집장치를 납품하는 실적이 있는 것으로 보아, 중소형 항공기 전장분야에 꾸준한 기술투자가 이루어지고 있다고 판단됨.
- NEC는 1991년부터 2010년까지 중소형 항공기 전장분야에 총25건의 출원을 실시 하였으며, TOSHIBA와 같이 항법시스템 및 항공통신시스템 위주의 출원이 나타남.

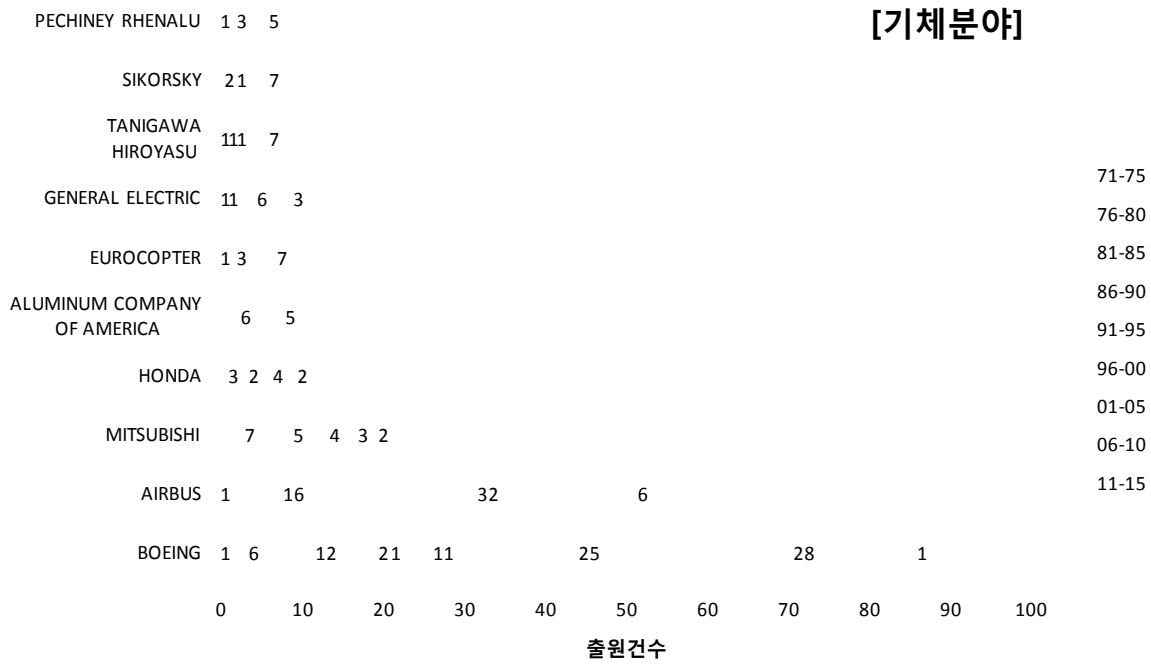


그림 30. 기체분야 관련특허의 주요출원인 현황

○ “중소형 항공기“ 관련 특허 중 기체분야 관련특허에 해당하는 다출원인의 구간별 특허동향

- 기체관련 분야의 상위 10개 다출원인 중 전체특허의 상위 10개 다출원인에 포함되는 기업은 미국의 BOEING, GENERAL ELECTRIC, 유럽의 AIRBUS, 일본의 MITSUBISHI에 불과하며, 일본국적의 HONDA, 개인, 미국국적의 ALUMINUM COMPANY OF AMERICA, SIKORSKY, 유럽국적의 EUROCOPTER, PECHINEY RHENALU과 같이 다양한 출원 경향을 보임.
- 엔진분야, 기계분야, 전장분야는 미국 및 유럽 출원위주인 반면, 기체분야는 일본, 미국, 유럽국적의 다양한 출원인이 나타났음.
- 상기출원인 중 BOEING, AIRBUS, MITSUBISHI, HONDA, EUROCOPTER, SIKORSKY는 2006년 이후에도 중소형 항공기 기체분야에 출원을 지속적으로 하고 있어, 지속적인 기술투자를 하고 있는 것으로 판단됨.

나. 기술별 특허동향

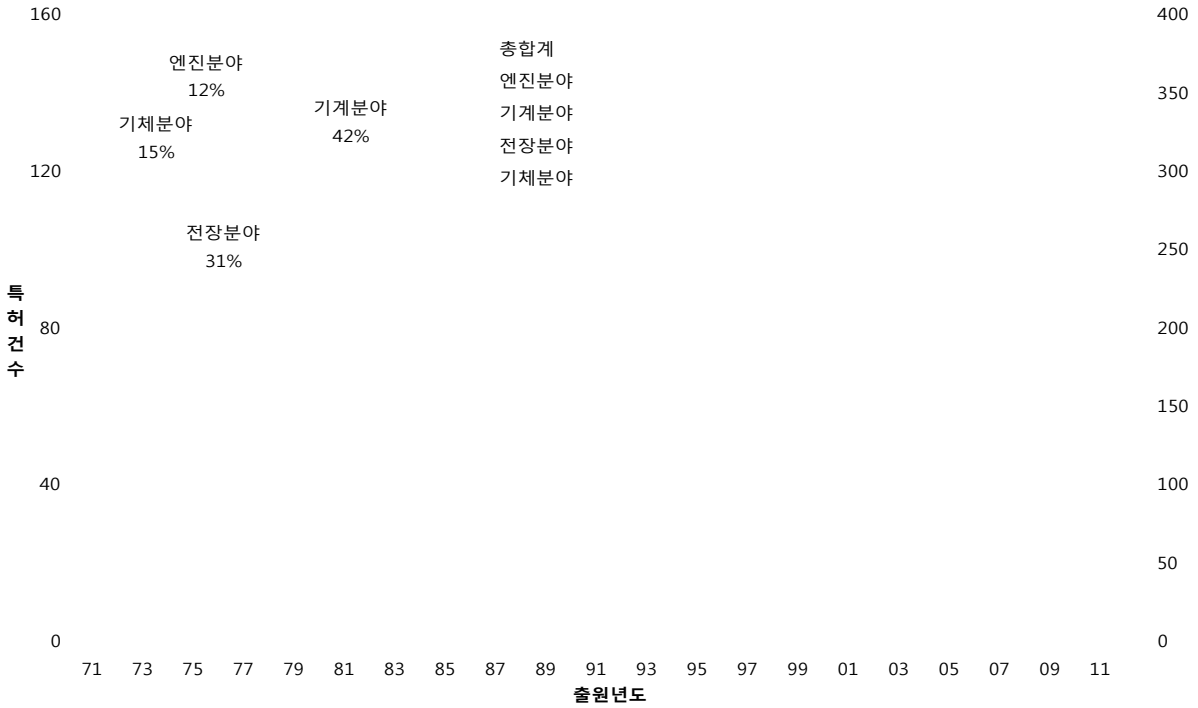


그림 31. 각 기술(대분류)의 연도별 특허동향

○ 기술 분류는 대분류를 엔진분야, 기계분야, 전장분야, 기체분야로 나누어 4가지 대분류의 비교분석과 각각의 기술에 대한 분석을 실시.

○ “중소형 항공기“와 관련된 분류별 특허비율에서는 기계분야의 특허건수가 2,538건, 42%로 가장 높은 비율을 차지하며, 그 다음으로 전장분야가 31%(1882건), 기체분야가 15%(932건), 엔진분야 12.0%(700건)의 순으로 나타남.

- 연도별 특허동향에 있어서는 증가, 감소를 반복하고 있으나, 엔진분야, 기계분야, 전장분야, 기체분야가 전반적으로 증가하는 추이를 보이고 있으나, 엔진분야와 기체분야는 상대적으로 저조한 증가 추세를 보이고 있음.
- 전장분야 관련특허는 2000년 전까지 완만한 성장세를 보이다가 2000년 이후에는 갑자기 상승하는 것을 볼 수 있으며, 최근까지 지속적인 증가추세를 보이고 있는 것으로 보아, 전장분야가 연구개발이 매우 활발한 것으로 보임.

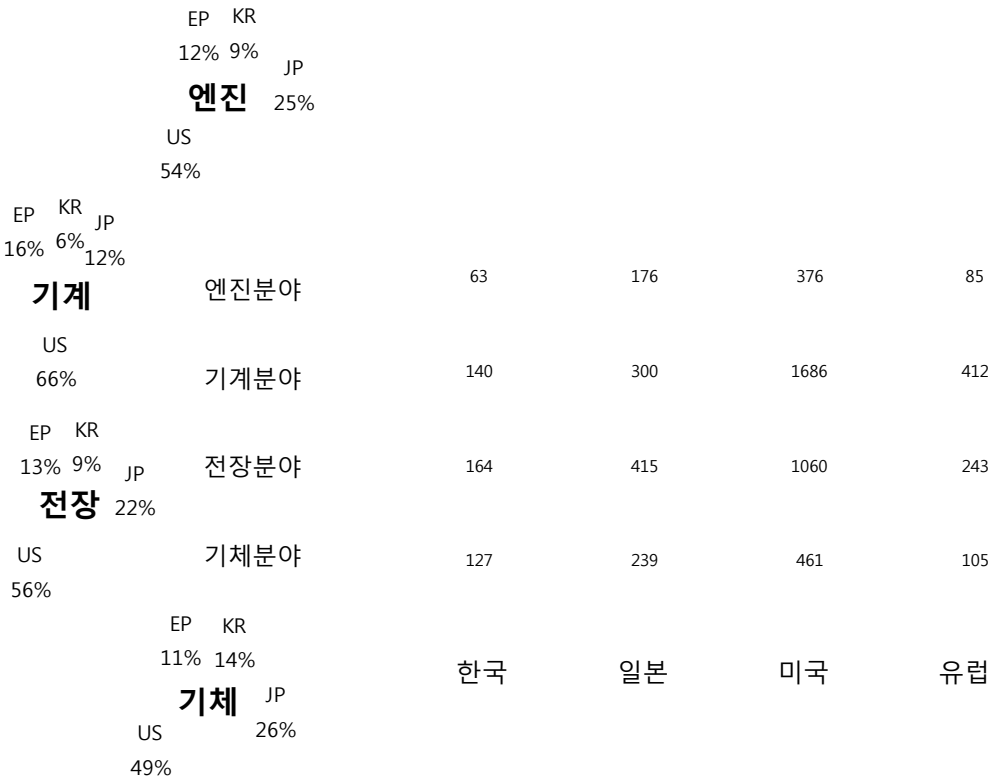


그림 32. 각 기술(대분류)의 국가별 특허비율

○ “중소형 항공기“ 관련 특허의 각 기술의 국가별 특허비율과 건수를 살펴보면, 4가지 분류 모두 미국에 의한 특허비율이 49% 이상으로 나타나고 있으며, 특히 기계분야 관련특허는 66%를 차지하고 있음.

- 한국, 미국, 일본, 유럽의 관련 특허는 기계분야에 관한 특허가 가장 많은 것으로 나타났으며, 다음으로 전장분야, 기체분야, 엔진분야 순으로 나타남.
- 분류별로 모두 미국 특허가 가장 많은 비중을 차지하고 있고, 그 중 기계분야 관련특허가 전체의 약 66%를 차지함.

(1) 엔진분야 특허비교분석

○ ‘중소형 항공기’의 관련 특허 전체 6,052건 중 700건을 가지는 엔진분야 관련특허에 대한 특허동향을 살펴봄.

표 56 엔진분야 관련특허의 연도별 특허건수

출원년도	EP	JP	KR	US	합계
1972	-	-	-	2	2
1973	-	-	-	2	2
1974	-	-	-	3	3
1975	-	-	-	13	13
1976	-	-	-	6	6
1977	-	-	-	8	8
1978	-	-	-	8	8
1979	-	-	-	4	4
1980	1	-	-	6	7
1981	1	-	-	7	8
1982	-	-	-	7	7
1983	2	-	-	8	10
1984	1	-	-	10	11
1985	-	-	-	2	2
1986	1	1	-	8	10
1987	2	-	2	11	15
1988	2	-	2	13	17
1989	4	4	-	9	17
1990	4	3	-	16	23
1991	4	8	-	11	23
1992	1	6	2	12	21
1993	3	6	2	8	19
1994	3	8	2	7	20
1995	1	11	5	11	28
1996	3	5	3	14	25
1997	6	8	5	11	30
1998	3	6	4	7	20
1999	3	15	3	10	31
2000	2	9	-	3	14
2001	1	3	3	8	15
2002	-	12	4	11	27
2003	2	6	5	15	28
2004	10	6	3	14	33
2005	6	11	2	19	38
2006	5	4	4	14	27
2007	3	11	3	16	33
2008	7	5	3	15	30
2009	1	13	2	13	29
2010	1	13	4	11	29
2011	1	2	-	3	6
2012	1	-	-	-	1
총합계	85	176	63	376	700

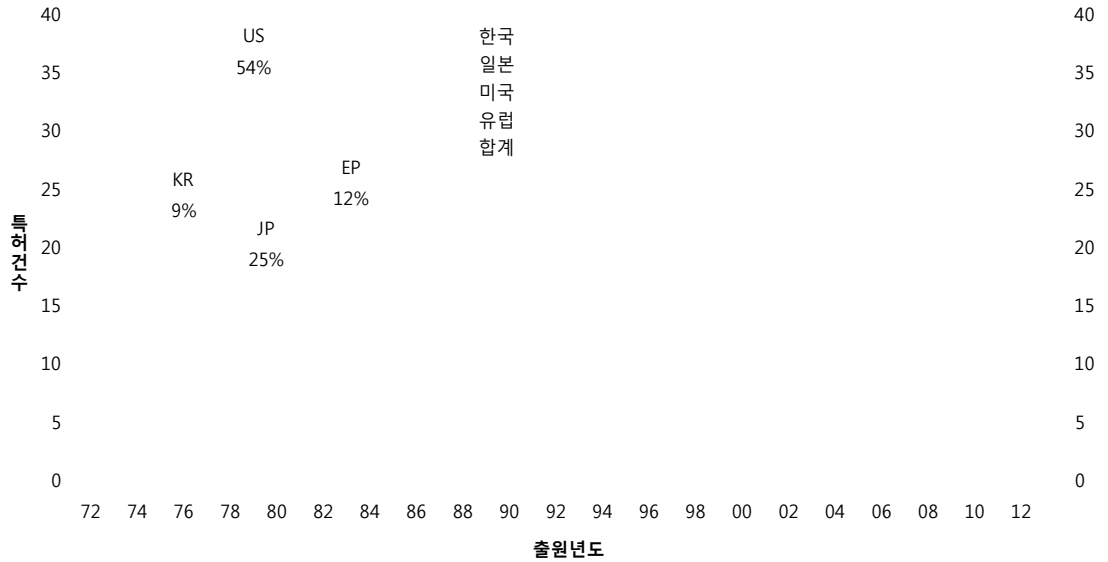


그림 33. 엔진분야 관련특허의 연도별 특허동향

○ 엔진분야 관련특허에 대한 700건 중에서, 국가별 비중에서는 미국이 376건으로 54%, 일본이 176건으로 25%, 유럽이 85건으로 12%, 한국이 63건으로 9%의 특허비율을 나타내고 있음.

- 표 108은 엔진분야 관련특허의 연도별 특허건수에서 나타난 것처럼, 미국 이외의 국가들은 주로 1988년 이후로 출원을 활발하게 나타남.
- 연도별 특허동향에서는 2002년에 특허건수가 줄어든 것을 제외하고 1972년을 기점으로 증가 감소를 반복하였으나 전반적으로 증가추세를 나타냄.

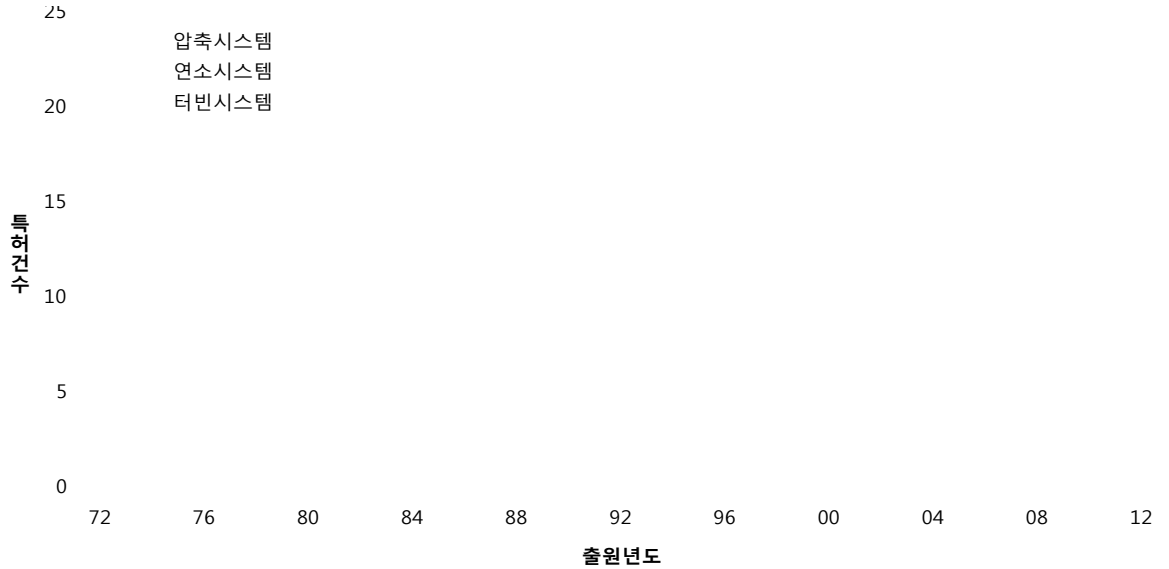


그림 34. 엔진분야 관련특허의 연도별 특허동향

○ 엔진분야 관련특허의 중분류에 따른 구간별 특허동향으로, 압축시스템과 연소시스템은 증가 감소 추세를 보이면서 지속적으로 증가하고 있으나, 터빈시스템은 저조한 특허출원건수를 보이는 것으로 나타남.

표 57 엔진분야 관련특허의 중분류의 각 기술별/연도별 특허건수

출원년도	압축시스템	연소시스템	터빈시스템	합계
1972	-	1	1	2
1973	-	-	2	2
1974	1	-	2	3
1975	3	3	7	13
1976	1	1	4	6
1977	4	-	4	8
1978	1	-	7	8
1979	2	-	2	4
1980	-	2	5	7
1981	4	-	4	8
1982	4	-	3	7
1983	5	-	5	10
1984	7	-	4	11
1985	-	1	1	2
1986	5	-	5	10
1987	4	2	9	15
1988	8	2	7	17
1989	6	4	7	17
1990	7	8	8	23
1991	7	2	14	23
1992	6	4	11	21
1993	8	5	6	19
1994	10	4	6	20
1995	10	5	13	28
1996	10	5	10	25
1997	13	3	14	30
1998	7	2	11	20
1999	11	4	16	31
2000	6	4	4	14
2001	7	3	5	15
2002	6	3	18	27
2003	9	3	16	28
2004	17	5	11	33
2005	23	1	14	38
2006	10	4	13	27
2007	11	2	20	33
2008	11	2	17	30
2009	13	4	12	29
2010	10	5	14	29
2011	1	1	4	6
2012	1	-	-	1
총합계	269	95	336	700

○ 엔진분야 관련특허 700건을 기준으로 중분류인 압축시스템, 연소시스템, 터빈시스템에 대한 각각의 포트폴리오 모델과 IPC분류를 통해 기술 분포를 분석함.

① 압축시스템의 기술분포

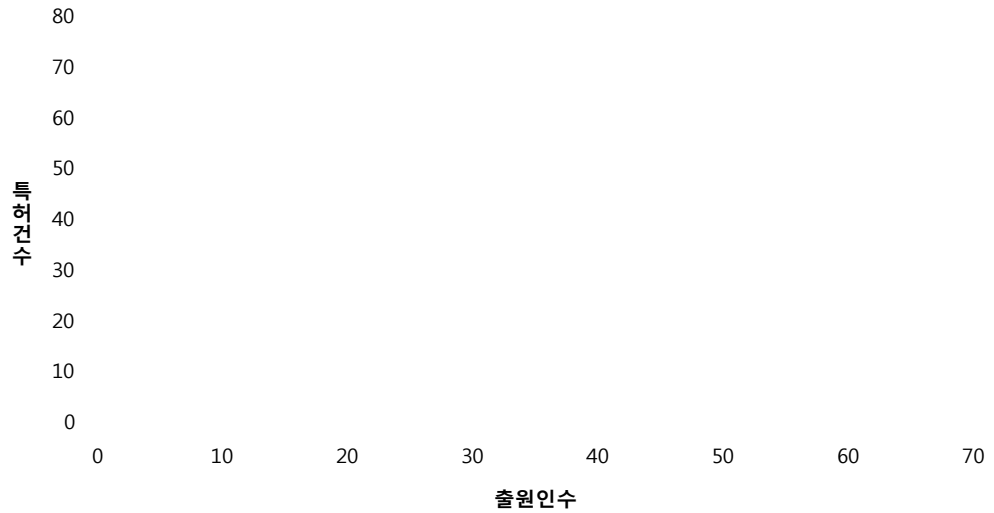


그림 35. 압축시스템 관련특허의 포트폴리오 모델

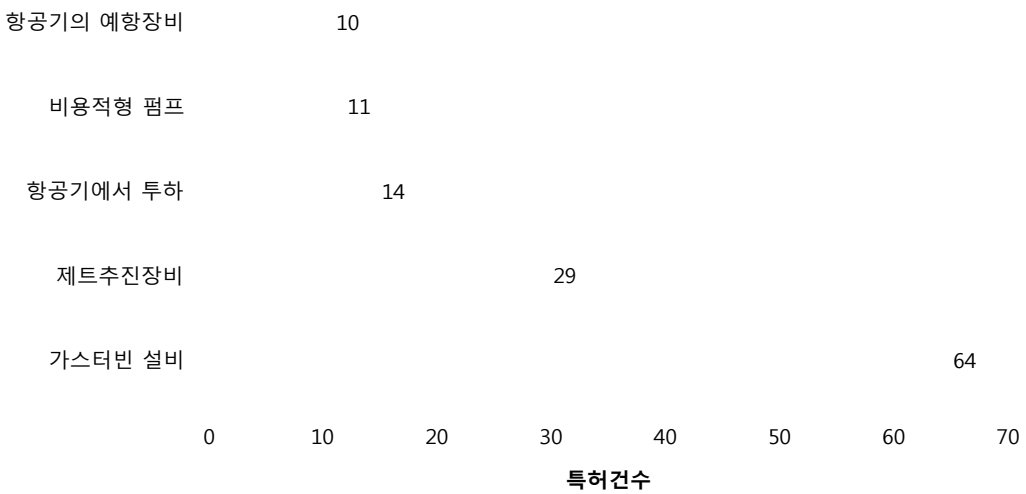


그림 36. 압축시스템 관련특허의 IPC분포

○ 압축시스템의 포트폴리오에 따르면 압축시스템 분야의 기술적 위치는 출원인과 출원건수가 같이 상승하고 있는 발전기로 나타났으며 2구간(1976～1980년)에서 5구간(1991～1995년)사이에 출원이 활발하게 일어나고 5구간(1991～1995년)이후에는 일정하게 증가하는 것을 확인할 수 있음.

○ 압축시스템의 관련특허 중 IPC분포는 가스터빈 설비가 64건으로 가장 많았으며, 제트추진장비 29건, 항공기에서 투하 28건, 비용적형 램프 26건의 순으로 나타남.

② 연소시스템의 기술분포

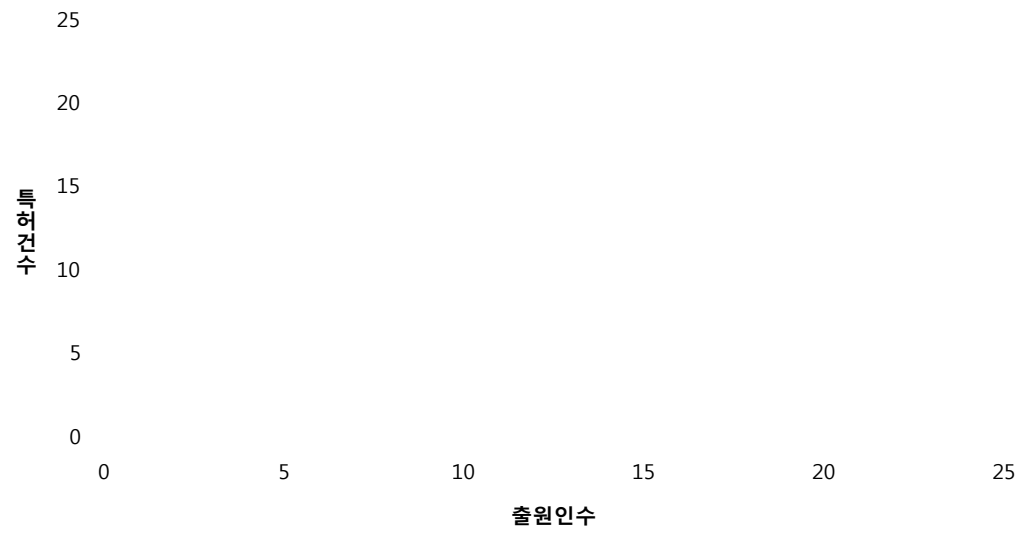


그림 37. 압축시스템 관련특허의 포트폴리오 모델

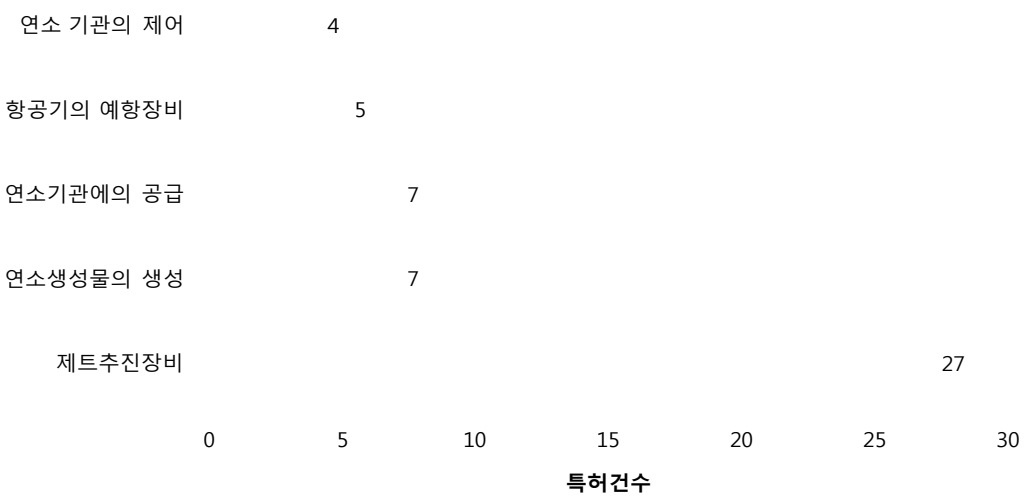


그림 38. 압축시스템 관련특허의 IPC분포

○ 연소시스템의 포트폴리오에 따르면 연소시스템 분야의 기술적 위치는 출원인과 출원건수가 같이 상승하고 있는 발전기로 나타났으며 3구간(1981～1985년)에 4구간(1986～1990년)사이에 출원이 가장 활발하게 일어난 것을 확인할 수 있음.

○ 연소시스템의 관련특허 중 IPC분포는 제트추진장비가 27건으로 가장 많았으며, 연소생성물의 생성 9건, 연소기관에의 공급 7건, 항공기의 예항장비가 5건의 순으로 나타남.

③ 터빈시스템의 기술분포

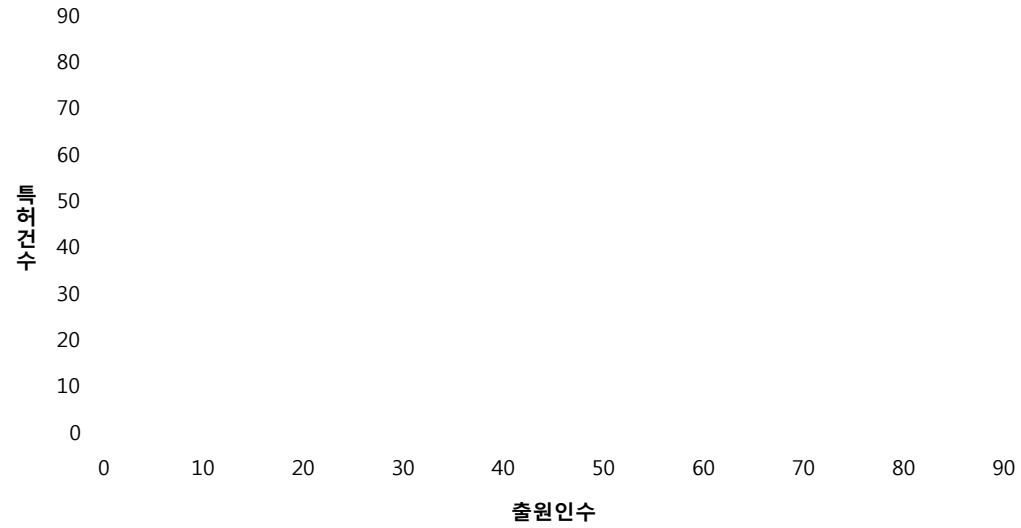


그림 39. 터빈시스템 관련특허의 포트폴리오 모델

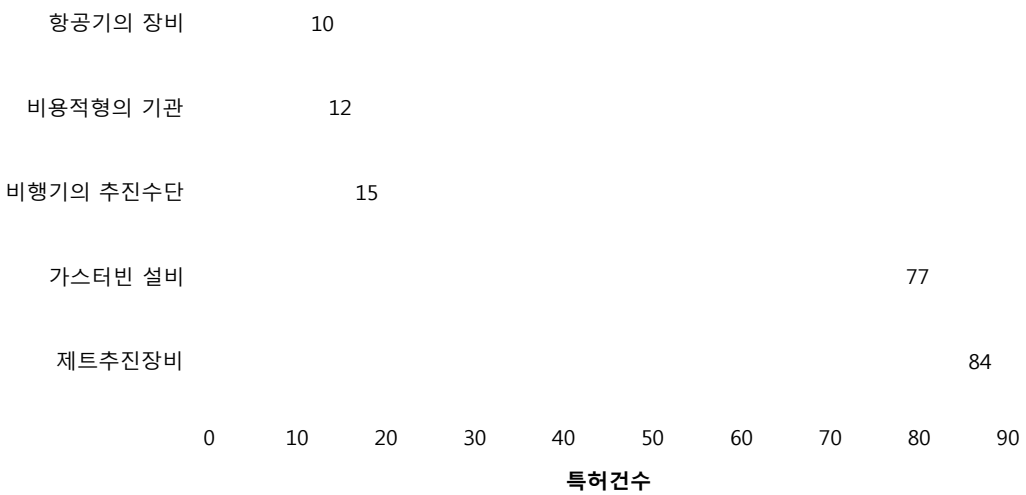


그림 40. 터빈시스템 관련특허의 IPC분포

○ 터빈시스템의 포트폴리오에 따르면 터빈시스템 분야의 기술적 위치는 출원인과 출원건수가 같이 상승하고 있는 발전기로 나타났으며 전 구간에서 일정하게 출원이 일어나고 있음.

○ 터빈시스템의 관련특허 중 IPC분포는 제트추진장비가 84건으로 가장 많았으며, 가스터빈 설비 77건, 비행기의 추진수단 15건, 비용적형의 기관 12건의 순으로 나타남.

④ 엔진분야의 주요특허 리스트

○ 중소형 항공기의 엔진분야와 관련된 특허 중 법적인 관점(권리화지수, 권리존속지수, 사극특허), 상업적인 관점(특허확장지수), 기술적인 관점(기술신뢰성지수)과 같은 관점에서 우선순위를 설정하여 핵심특허를 선정함.

○ 상기 기준으로 선정된 중소형 항공기의 엔진분야의 중요 특허리스트는 다음과 같음.

○ 엔진분야의 중요 특허의 요지리스트는 본 보고서의 4장 “요지리스트”에 첨부함.

표 58 엔진분야 주요특허 리스트

순번	국가	구분	출원번호	출원인	발명의 명칭
1	미국	공개 특허	1975-644915	BOEING	Nacelle assembly and mounting structures for a turbofan jet propulsion engine
2	미국	공개 특허	1996-625356	ROLLS-ROYCE	Mounting for coupling a turbofan gas turbine engine to an aircraft structure
3	미국	등록 특허	2003-383462	MARIUS A. PAUL	Integrated bypass turbojet engines for air craft and other vehicles
4	미국	공개 특허	1976-710036	US ENVIRONMENT	Independent power generator
5	미국	공개 특허	1992-982167	GENERAL ELECTRIC	Variable specific thrust turbofan engine
6	미국	등록 특허	1999-456251	ALLIED SIGNAL	Detachable integral aircraft tailcone and power assembly
7	미국	공개 특허	1996-719080	ROHR	Variable fan exhaust area nozzle for aircraft gas turbine engine with thrust reverser
8	미국	공개 특허	1989-372051	NORDAM	Jet engine noise suppression system
9	미국	공개 특허	1997-812042	ROLLS-ROYCE	Gas turbine engine system
10	미국	공개 특허	1976-728742	BOEING	Engine out control system for STOL aircraft
11	미국	공개 특허	1991-738985	GENERAL ELECTRIC	Gas turbine engine powered aircraft environmental control system and boundary layer bleed
12	미국	공개 특허	1984-667707	UNITED TECHNOLOGIES	Exhaust nozzle coupled with reverser exhaust door
13	미국	공개 특허	1991-662693	GENERAL ELECTRIC	Apparatus for preloading an airfoil blade in a gas turbine engine
14	미국	공개 특허	1981-325156	GENERAL ELECTRIC	Convertible aircraft engine

순번	국가	구분	출원번호	출원인	발명의 명칭
15	미국	공개 특허	1992-951025	GENERAL ELECTRIC	Combustor liner with circumferentially angled film cooling holes
16	미국	공개 특허	1995-486975	LEMELSON; JEROME H.	Synthetic diamond overlays for gas turbine engine parts having thermal barrier coatings
17	미국	등록 특허	2001-020363	PRATT & WHITNEY	Passive cooling system for auxiliary power unit installation
18	미국	공개 특허	1984-584699	LOCKHEED	Energy efficient ECS powered by a variable voltage/variable frequency power system
19	미국	공개 특허	1982-382491	LOCKHEED	Energy efficient ECS powered by a variable voltage/variable frequency power system
20	미국	공개 특허	1997-927751	LEMELSON; JEROME H.	Synthetic diamond overlays for gas turbine engine parts having thermal barrier coatings

(2) 기계분야 특허비교분석

○ ‘중소형 항공기’ 관련 특허 전체 6,052건 중 가장 많은 2,538건을 가지는 기계분야 관련특허에 대한 특허동향.

표 59 기계분야 관련특허의 연도별 특허건수

출원년도	EP	JP	KR	US	합계
1972	-	-	-	1	1
1973	-	-	-	1	1
1974	-	-	-	28	28
1975	-	-	-	37	37
1976	-	-	-	23	23
1977	-	-	-	34	34
1978	-	-	-	33	33
1979	1	-	-	34	35
1980	4	-	-	28	32
1981	5	-	1	40	46
1982	3	-	-	33	36
1983	7	-	-	32	39
1984	7	-	2	34	43
1985	10	-	-	19	29
1986	15	2	-	37	54
1987	11	4	2	30	47
1988	12	4	3	51	70
1989	10	1	1	41	53
1990	11	6	1	42	60
1991	11	11	-	30	52
1992	5	13	1	38	57
1993	14	13	1	35	63
1994	17	12	5	33	67
1995	11	14	4	36	65
1996	15	12	7	29	63
1997	17	9	9	46	81
1998	18	17	6	47	88
1999	13	19	7	35	74
2000	15	17	7	35	74
2001	11	13	11	42	77
2002	8	10	6	67	91
2003	16	15	10	53	94
2004	11	14	7	73	105
2005	24	12	9	97	142
2006	33	19	10	70	132
2007	19	23	6	83	131
2008	11	15	9	67	102
2009	15	20	8	72	115
2010	9	4	7	67	87
2011	20	1	-	43	64
2012	3	-	-	10	13
총합계	412	300	140	1,686	2,538

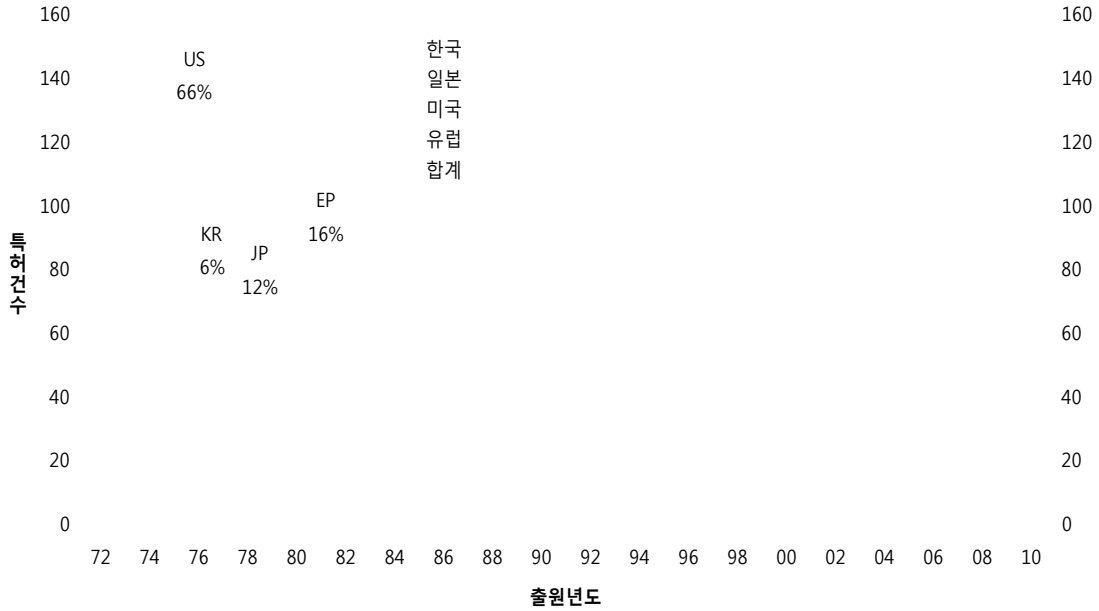


그림 41. 기계분야 관련특허의 연도별 특허동향

○ 기계분야 관련특허에 대한 2538건 중에서, 국가별 비중에서는 미국이 1,633건으로 66%, 유럽이 389건으로 16%, 일본이 299건으로 12%, 한국이 140건으로 6%의 특허비율을 나타내고 있음

- 연도별 특허동향에서는 1974년 이후로 미국에서 출원이 많아지고 증가 감소를 반복하였으나 전반적으로 증가추세를 나타냄.
- 표 87은 기계분야 관련특허의 연도별 특허건수에서 나타난 것처럼, 미국이 반 이상의 출원 비율을 차지하고 있으며 다른 국가들은 주로 1980년 이후로 출원이 시작되고 있음.

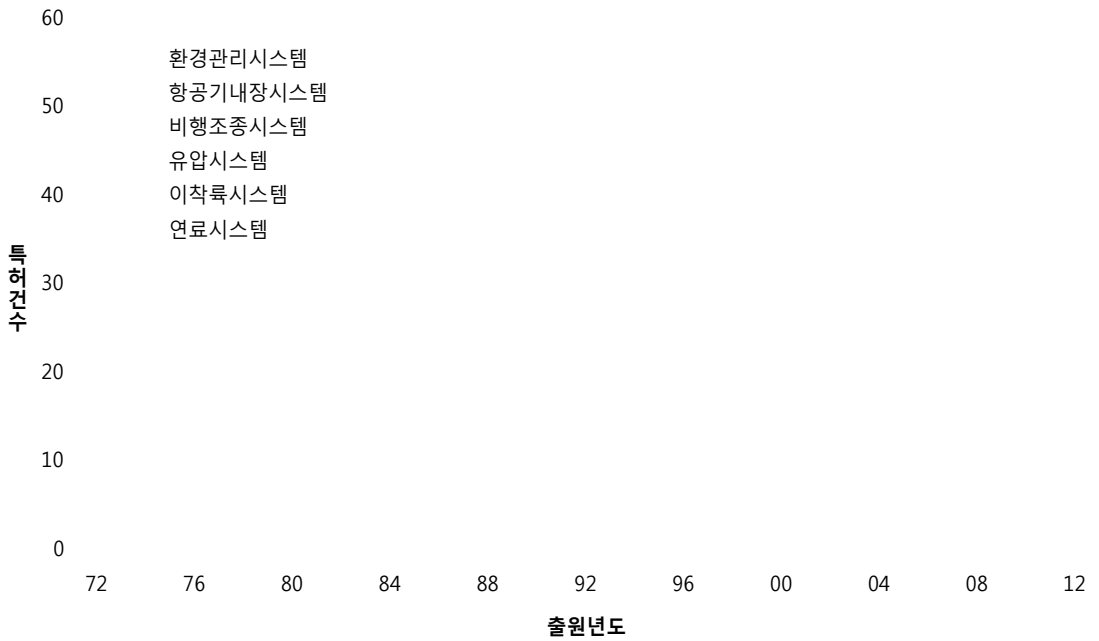


그림 42. 기계분야 관련특허의 중분류에 따른 구간별 특허동향

○ 기계분야 관련특허의 중분류에 따른 구간별 특허동향으로, 중분류 중에서 연료시스템은 가장 높은 비율과 특허건수를 보이고 있으며, 나머지 중분류는 증가 감소 추세를 보이면서 소폭으로 증가하는 것으로 보임.

표 60 기계분야 관련특허의 중분류의 각 기술별/연도별 특허건수

출원년도	환경관리 시스템	항공기 내장 시스템	비행조종 시스템	유압 시스템	이착륙 시스템	연료 시스템	합계
1972	-	-	-	-	-	1	1
1973	-	-	1	-	-	-	1
1974	2	1	4	3	3	15	28
1975	-	4	10	3	6	14	37
1976	-	3	6	3	-	11	23
1977	5	2	12	3	2	10	34
1978	-	1	8	4	4	16	33
1979	2	2	5	2	7	17	35
1980	-	1	7	3	10	11	32
1981	1	7	8	7	8	15	46
1982	-	5	15	5	3	8	36
1983	-	7	9	2	3	18	39
1984	3	2	5	7	6	20	43
1985	-	3	6	5	6	9	29
1986	1	8	11	9	3	22	54
1987	1	6	15	8	5	12	47
1988	-	8	11	14	8	29	70
1989	1	7	7	8	5	25	53
1990	3	7	7	11	6	26	60
1991	2	10	7	7	4	22	52
1992	2	3	13	10	8	21	57
1993	-	10	16	7	14	16	63
1994	4	9	12	5	6	31	67
1995	1	7	14	5	11	27	65
1996	3	7	10	7	8	28	63
1997	3	13	12	11	12	30	81
1998	2	14	13	9	12	38	88
1999	10	9	11	8	7	29	74
2000	5	6	13	7	7	36	74
2001	6	13	12	9	5	32	77
2002	8	12	13	12	8	38	91
2003	11	7	17	7	13	39	94
2004	8	23	10	10	9	45	105
2005	13	25	27	7	18	52	142
2006	13	24	31	5	14	45	132
2007	17	23	22	7	8	54	131
2008	12	15	21	11	10	33	102
2009	11	12	18	13	18	43	115
2010	5	8	19	12	6	37	87
2011	2	17	13	8	3	21	64
2012	-	1	4	-	-	8	13
총합계	157	342	475	274	286	1004	2538

○ 기계분야 관련특허 2,538건을 기준으로 중분류인 환경관리시스템, 항공기내장시스템, 비행조종시스템, 유압시스템, 이착륙시스템, 연료시스템에 대한 각각의 포트폴리오 모델과 IPC분류를 통해 기술분포를 분석함.

① 환경관리시스템의 기술분포

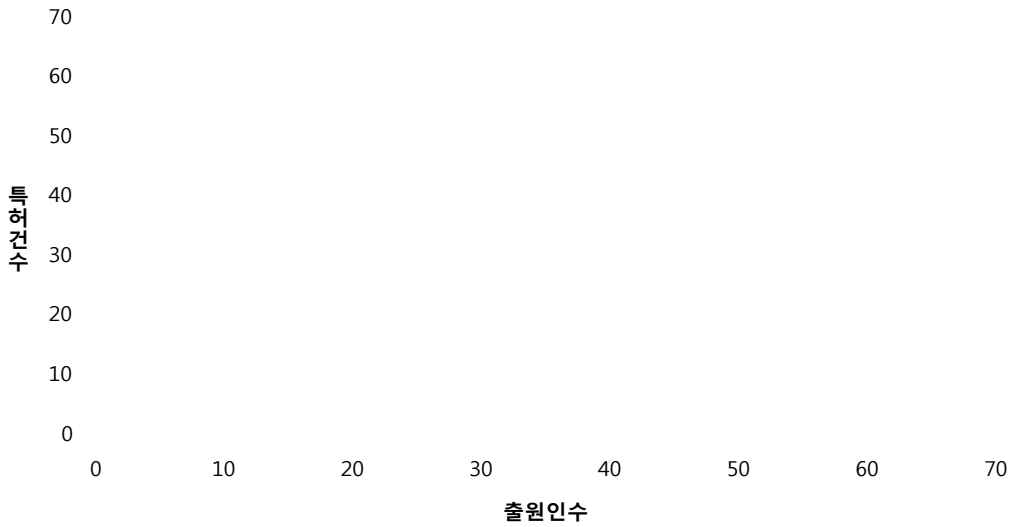


그림 43. 환경관리시스템 관련특허의 포트폴리오 모델

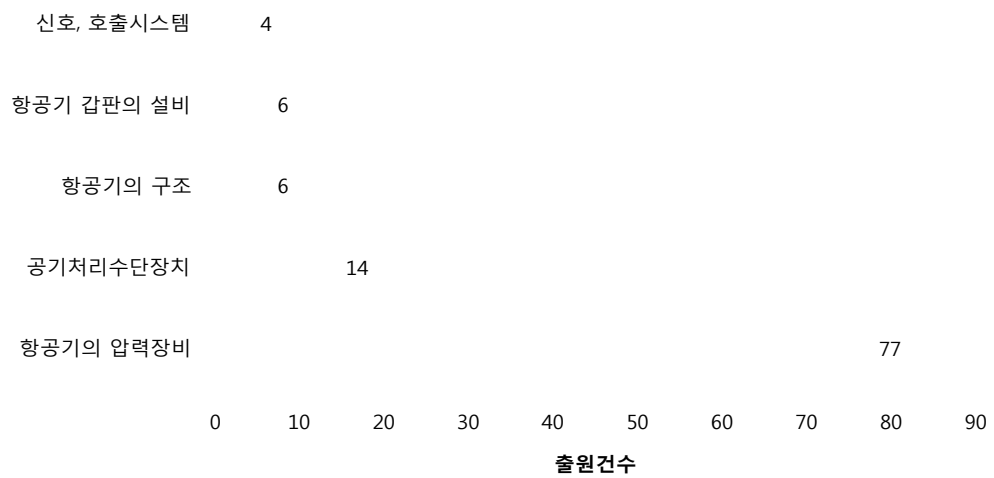


그림 44. 환경관리시스템 관련특허의 IPC분포

○ 환경관리시스템의 포트폴리오에 따르면 환경관리시스템 분야의 기술적 위치는 출원인과 출원건수가 같이 상승하고 있는 발전기로 나타났으며 5구간 (1991～1995년)부터 7구간(2001～2005년)사이에 출원이 활발하게 일어난 것을 확인할 수 있음.

○ 환경관리시스템의 관련특허 중 IPC분포는 항공기의 압력장비가 77건으로 가장 많았으며, 공기처리수단장치 14건, 항공기의 구조 6건, 항공기의 갑판의 설비 6건의 순으로 나타남.

② 항공기내장시스템의 기술분포

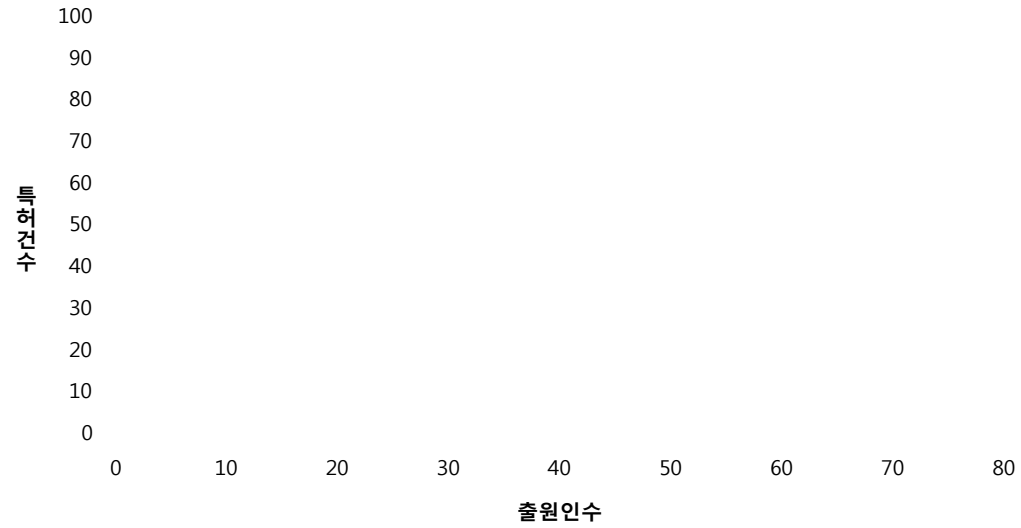


그림 45. 항공기내장시스템 관련특허의 포트폴리오 모델

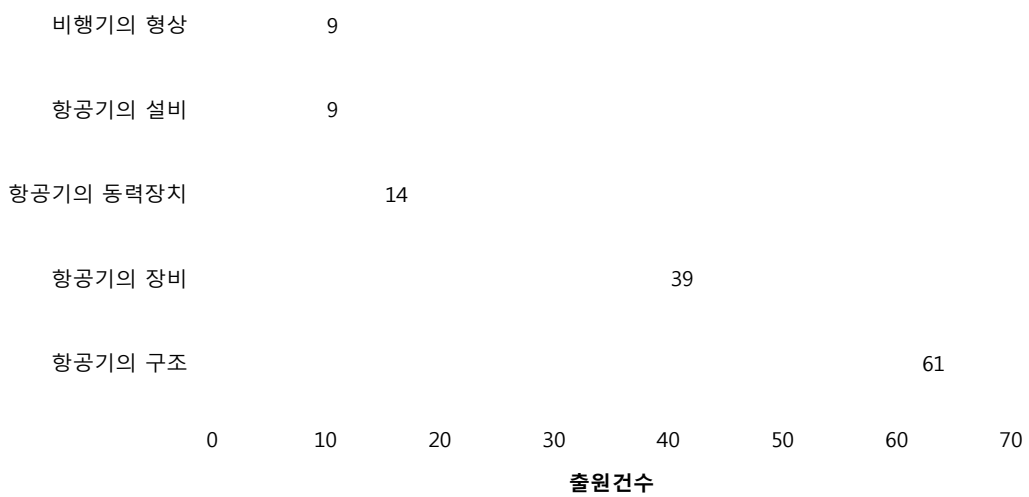


그림 46. 항공기내장시스템 관련특허의 IPC분포

○ 항공기내장시스템의 포트폴리오에 따르면 항공기내장시스템 분야의 기술적 위치는 출원인과 출원건수가 같이 상승하고 있는 발전기로 나타났으며 6구간(1996～2000년)부터 7구간(2001～2005년)사이에 출원이 활발하게 일어난 것을 확인할 수 있음.

○ 항공기내장시스템의 관련특허 중 IPC분포는 항공기의 구조가 61건으로 가장 많았으며, 항공기의 장비 39건, 항공기의 동력장치 14건, 항공기의 설비 9건의 순으로 나타남.

③ 비행조종시스템의 기술분포

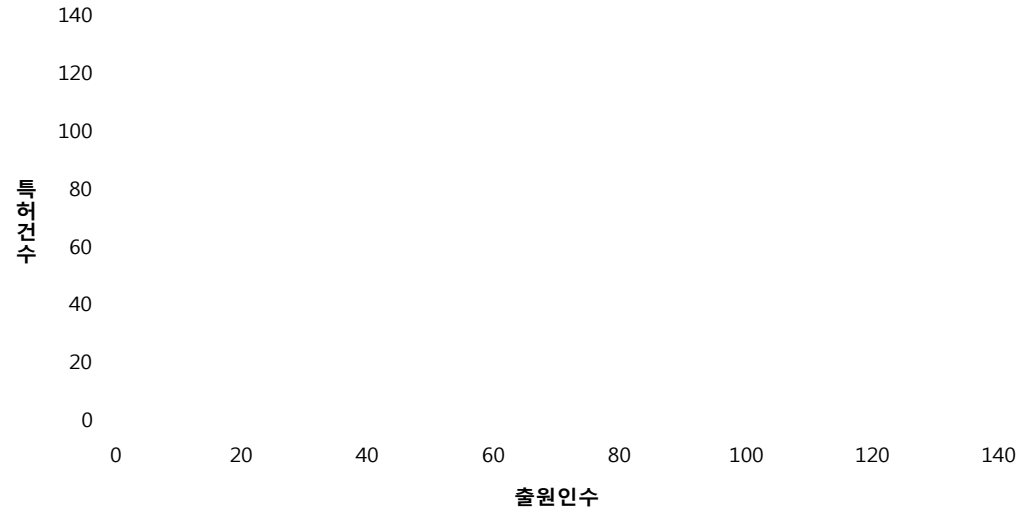


그림 47. 비행조종시스템 관련특허의 포트폴리오 모델

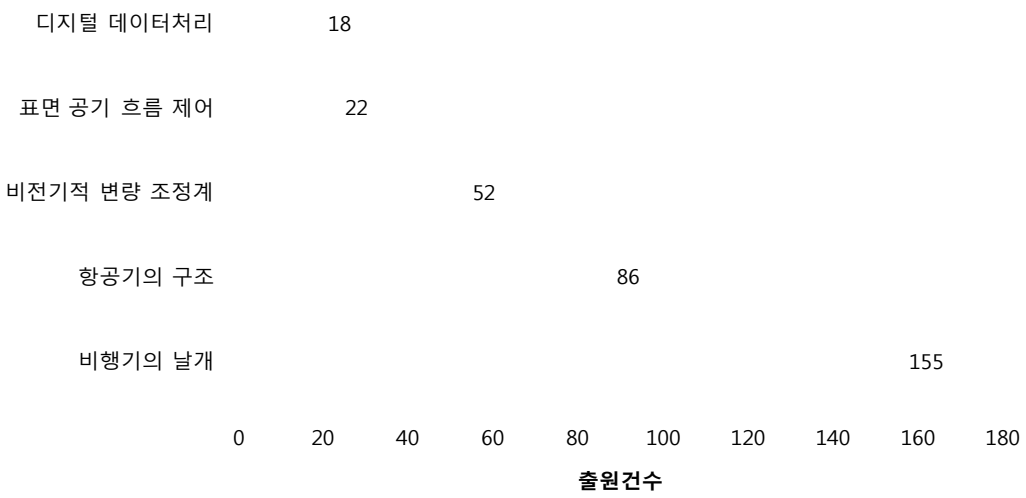


그림 48. 비행조종시스템 관련특허의 IPC분포

○ 비행조종시스템의 포트폴리오에 따르면 비행조종시스템 분야의 기술적 위치는 출원인과 출원건수가 같이 상승하고 있는 발전기로 나타났으며 7구간(2001~2005년)부터 8구간(2005~2010년)사이에 출원이 활발하게 일어나는 것을 확인할 수 있으므로 최근까지 계속해서 발전하고 있는 것으로 풀이됨.

○ 비행조종시스템의 관련특허 중 IPC분포는 비행기의 날개가 155건으로 가장 많았으며, 항공기의 구조 86건, 비전기적 변량 조정계 52건, 표면 공기 흐름 제어 22건의 순으로 나타남.

④ 유압시스템의 기술분포

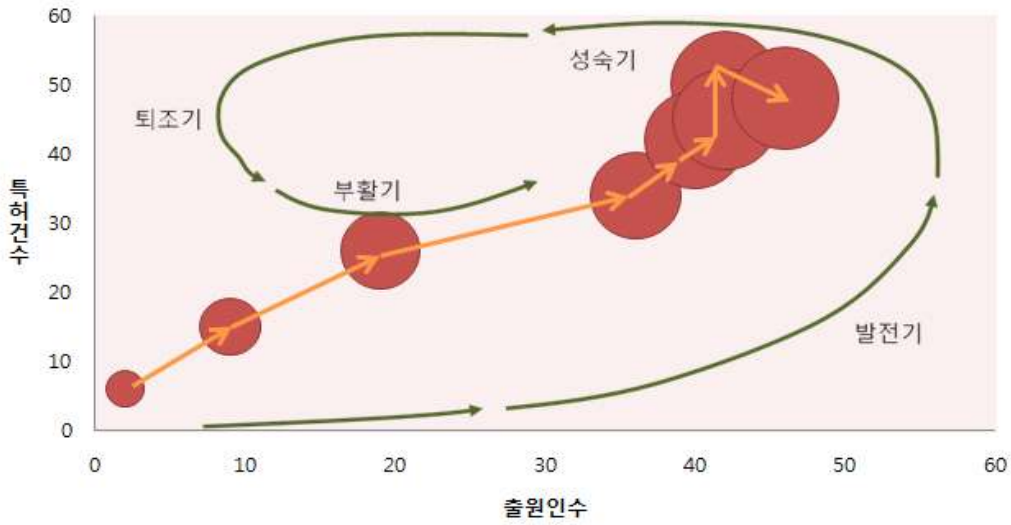


그림 49. 유압시스템 관련특허의 포트폴리오 모델

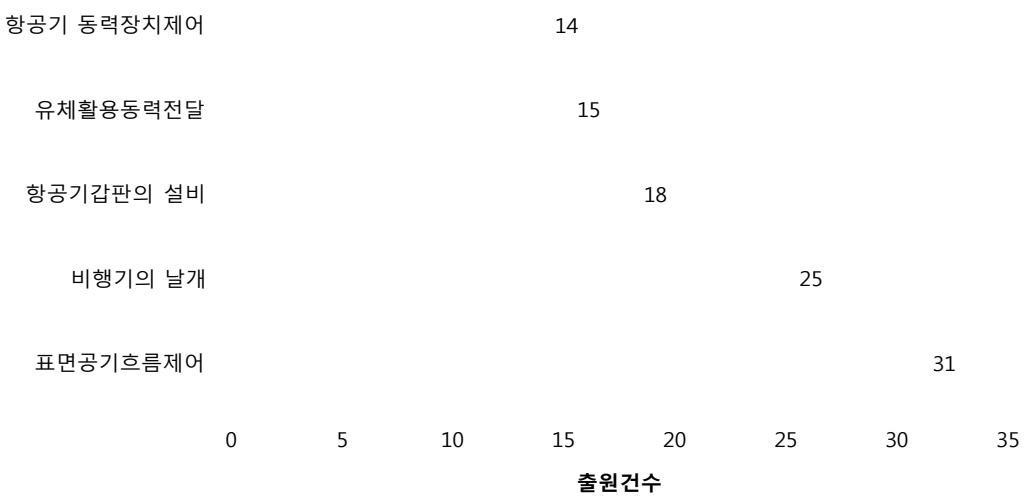


그림 50. 유압시스템 관련특허의 IPC분포

○ 유압시스템의 포트폴리오에 따르면 유압시스템 분야의 기술적 위치는 출원인과 출원건수가 유지되고 있기 때문에 성숙기로 나타났으며 4구간(1986～1990년)부터 8구간(2005～2010년)사이에 출원인과 출원건수가 유지되고 있는 것을 확인할 수 있음.

○ 유압시스템의 관련특허 중 IPC분포는 표면 66건으로 가장 많았으며, 항공기의 장비 37건, 항공기, 운반용 갑판의 설비 18건, 회전운동의 전달 장비 17건의 순으로 나타남.

⑤ 이착륙시스템의 기술분포

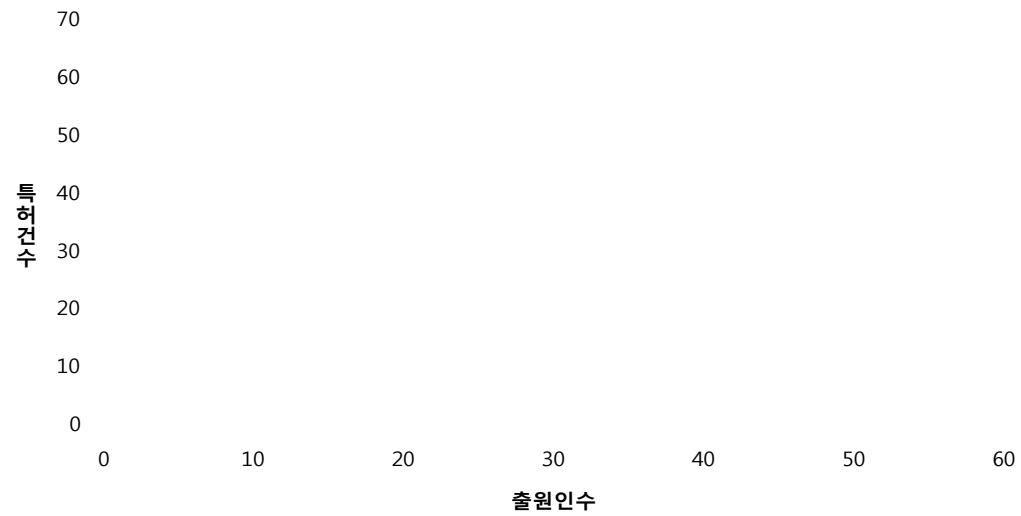


그림 51. 이착륙시스템 관련특허의 포트폴리오 모델

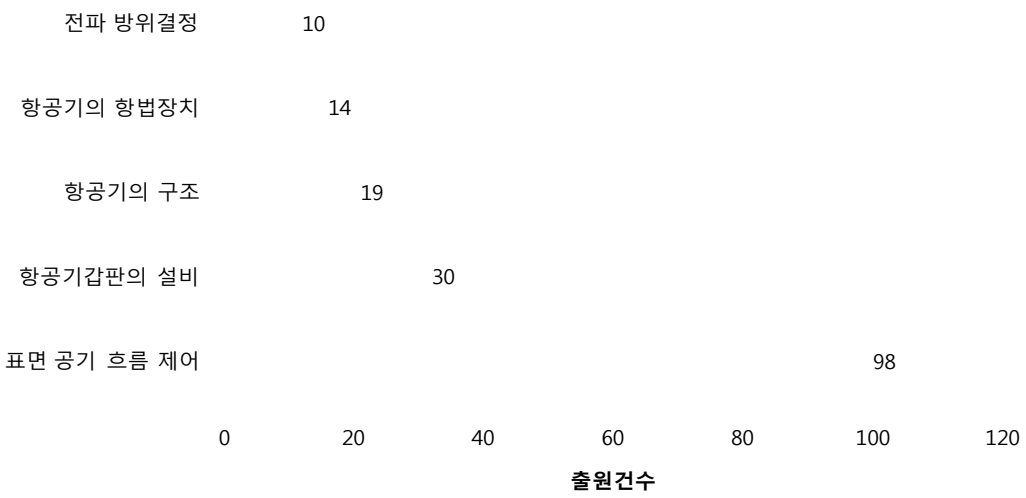


그림 52. 이착륙시스템 관련특허의 IPC분포

○ 이착륙시스템의 포트폴리오에 따르면 이착륙시스템 분야의 기술적 위치는 출원인과 출원건수가 같이 상승하고 있는 발전기로 나타났으며 5구간(1991～1996년)부터 7구간(2001～2005년)사이에 출원인과 출원이 유지되었으며 8구간(2005～2010년)에 다시 상승하는 것을 확인할 수 있음.

○ 이착륙시스템의 관련특허 중 IPC분포는 표면 공기 흐름 제어가 98건으로 가장 많았으며, 항공기 갑판의 설비 30건, 항공기의 구조 19건, 항공기의 항법장치 14건의 순으로 나타남.

⑥ 연료시스템의 기술분포

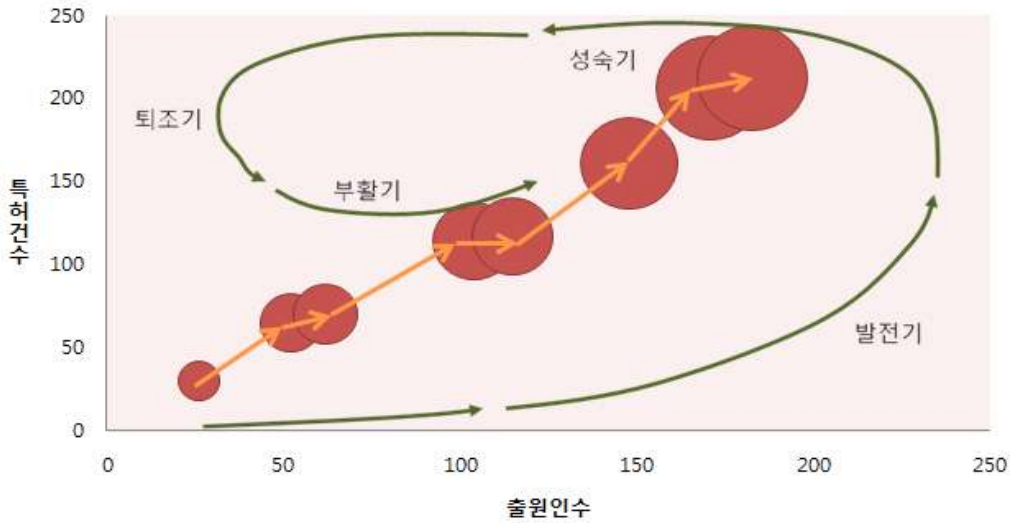


그림 53. 연료시스템 관련특허의 포트폴리오 모델

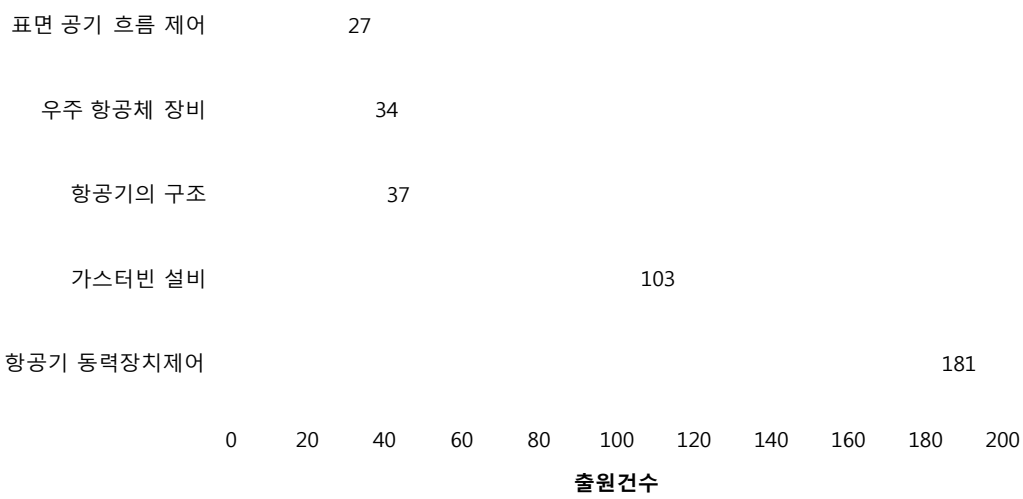


그림 54. 연료시스템 관련특허의 IPC분포

○ 연료시스템의 포트폴리오에 따르면 연료시스템 분야의 기술적 위치는 출원인과 출원건수가 같이 상승하고 있는 발전기로 나타났으며 전 구간에 걸쳐 일정한 상승을 확인할 수 있음.

○ 연료시스템의 관련특허 중 IPC분포는 항공기의 동력장치제어가 181건으로 가장 많았으며, 가스터빈 설비 103건, 항공기의 구조 37건, 우주항공체장비 34건의 순으로 나타남.

⑦ 기계분야의 주요특허 리스트

○ 중소형 항공기의 기계분야와 관련된 특허 중 법적인 관점(권리화지수, 권리존속지수, 사극특허), 상업적인 관점(특허확장지수), 기술적인 관점(기술신뢰성지수)과 같은 관점에서 우선순위를 설정하여 핵심특허를 선정함.

○ 상기 기준으로 선정된 중소형 항공기의 기계분야의 중요 특허리스트는 다음과 같음.

○ 기계분야의 중요 특허의 요지리스트는 본 보고서의 4장 “요지리스트”에 첨부함.

표 61 기계분야 주요특허 리스트

순번	국가	구분	출원번호	출원인	발명의 명칭
1	미국	공개특허	1982-449922	USAIRFORCE	Biodynamic resistant control stick
2	미국	공개특허	1992-970320	HONEYWELL	Differential GPS landing assistance system
3	미국	공개특허	1995-524081	PILLEY; HAROLD R.	Method and system for the control and management of a three dimensional space envelope
4	미국	공개특허	1981-306381	BOEING	Fly-by-wire lateral control system
5	미국	공개특허	1995-404540	HIBBS; BART D.	Aircraft
6	미국	공개특허	1997-882368	WOODLAND; RICHARD L. K.	Sonotube compatible unmanned aerial vehicle and system
7	미국	공개특허	1994-347808	AIRSEP	Apparatus and method for supplying oxygen to passengers on board aircraft
8	미국	공개특허	1992-893339	BOEING	Multiaxis redundant fly-by-wire primary flight control system
9	미국	공개특허	1982-340423	UNITED TECHNOLOGIES	Multi-axis force stick, self-trimmed aircraft flight control system
10	미국	공개특허	1990-496069	BOEING	Load-adaptive hybrid actuator system and method for actuating control surfaces
11	미국	공개특허	1995-394415	CESSNA AIRCRAFT COMPANY	Fuel blending system method and apparatus
12	미국	공개특허	1991-684213	S.N.E.C.M.A	Pod for a turbofan aero engine of the forward contrafan type having a very high bypass ratio
13	미국	등록특허	2002-288902	GOODRICH	Aircraft flight surface control system
14	미국	공개특허	1980-169140	BOEING	Combustibly inert air supply system and method

순번	국가	구분	출원번호	출원인	발명의 명칭
15	미국	공개 특허	1989-448258	SUNDSTRAND	Fully integrated inert gas and oxidizer replenishment system
16	미국	공개 특허	1990-509521	LTV AEROSPACE AND DEFENSE COMPANY	Variable control aircraft control surface
17	미국	공개 특허	1989-407606	BOEING	Stowage bin and support panel system for convertible aircraft and method of installation
18	미국	공개 특허	1982-392356	MCDONNELL DOUGLAS	High lift surface actuation system
19	미국	공개 특허	1977-776448	SMITHS	Control systems
20	미국	공개 특허	1983-469346	BOEING	Integral lightning protection system for composite aircraft skins

(3) 전장분야 특허비교분석

○ ‘중소형 항공기’ 관련 특허 전체 6,052건 중 1,882건을 가지는 전장분야 관련특허에 대한 특허동향을 살펴봄

표 62 전장분야 관련특허의 연도별 특허건수

출원년도	EP	JP	KR	US	합계
1971	-	-	-	2	2
1972	-	-	-	1	1
1973	-	-	-	2	2
1974	-	-	-	10	10
1975	-	-	-	19	19
1976	-	-	-	12	12
1977	-	-	-	19	19
1978	-	-	-	10	10
1979	-	-	-	12	12
1980	3	-	-	30	33
1981	2	-	-	31	33
1982	-	2	1	9	12
1983	3	1	-	9	13
1984	3	1	-	9	13
1985	4	-	1	15	20
1986	6	-	-	9	15
1987	7	-	-	8	15
1988	6	1	1	12	20
1989	1	-	-	25	26
1990	13	2	1	21	37
1991	4	13	-	15	32
1992	4	23	3	16	46
1993	3	31	-	18	52
1994	9	19	-	19	47
1995	12	20	1	22	55
1996	7	19	3	25	54
1997	10	16	2	19	47
1998	8	24	3	26	61
1999	15	21	4	23	63
2000	7	15	5	24	51
2001	2	26	6	28	62
2002	5	19	11	48	83
2003	13	14	12	47	86
2004	8	12	11	49	80
2005	14	23	17	60	114
2006	12	18	8	67	105
2007	16	35	11	72	134
2008	19	16	10	67	112
2009	11	28	20	68	127
2010	9	14	23	52	98
2011	5	2	9	27	43
2012	2	-	1	3	6
총합계	243	415	164	1060	1882

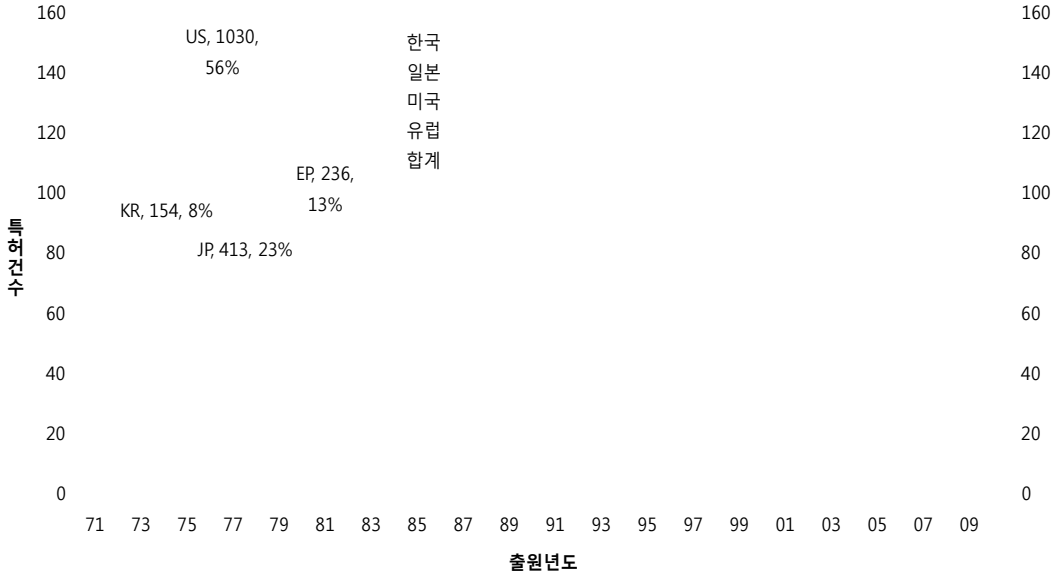


그림 55. 전장분야 관련특허의 연도별 특허동향

○ 전장분야 관련특허에 대한 1,882건 중에서, 국가별 비중에서는 미국이 1,030건으로 56%, 일본이 413건으로 23%, 유럽이 236건으로 13%, 한국이 154건으로 8%의 특허비율을 나타내고 있음.

- 연도별 특허동향에서는 1982년에 특허건수가 줄어든 것을 제외하고 1971년을 기점으로 증가 감소를 반복하였으나 전반적으로 증가추세를 나타냄.
- 표 90은 전장분야 관련특허의 연도별 특허건수에서 나타난 것처럼, 모든 국가들이 주로 1990년 이후로 출원이 활발하게 진행되고 있음.

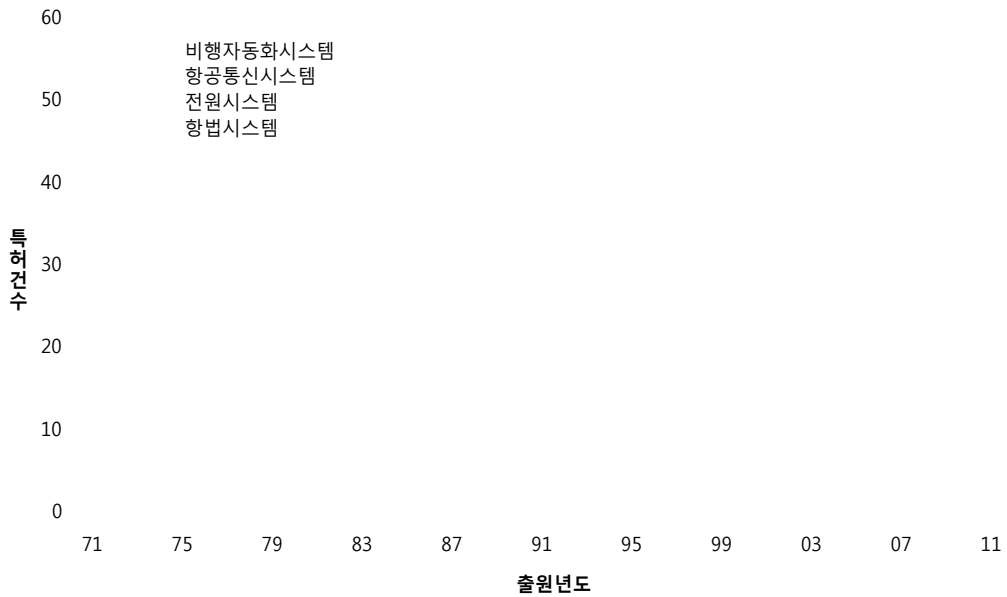


그림 56. 전장분야 관련특허의 중분류에 따른 구간별 특허동향

○ 위 그림은 전장분야 관련특허의 중분류에 따른 구간별 특허동향으로, 항법시스템과 전원시스템은 증가 감소 추세를 보이면서 활발히 증가하고 있으나, 항공통신시스템과 비행자동화시스템은 저조한 출원건수를 보이는 것으로 나타남.

표 63 전장분야 관련특허의 중분류의 각 기술별/연도별 특허건수

출원년도	비행자동화 시스템	항공통신 시스템	전원시스템	항법시스템	합계
1971	-	-	1	1	2
1972	-	1	-	-	1
1973	-	-	1	1	2
1974	2	-	1	7	10
1975	9	-	2	8	19
1976	4	-	4	4	12
1977	7	1	5	6	19
1978	1	1	2	6	10
1979	3	1	5	3	12
1980	7	-	5	21	33
1981	17	1	7	8	33
1982	4	-	5	3	12
1983	7	-	2	4	13
1984	3	-	5	5	13
1985	7	-	4	9	20
1986	6	1	3	5	15
1987	6	-	5	4	15
1988	5	1	7	7	20
1989	6	-	12	8	26
1990	13	1	7	16	37
1991	9	2	11	10	32
1992	12	6	13	15	46
1993	12	7	16	17	52
1994	13	2	18	14	47
1995	16	6	11	22	55
1996	7	7	12	28	54
1997	6	7	12	22	47
1998	11	13	16	21	61
1999	9	17	15	22	63
2000	2	16	13	20	51
2001	11	12	14	25	62
2002	27	15	17	24	83
2003	15	13	27	31	86
2004	24	14	21	21	80
2005	15	34	34	31	114
2006	18	19	37	31	105
2007	18	15	51	50	134
2008	12	28	35	37	112
2009	14	29	39	45	127
2010	15	20	36	27	98
2011	7	14	12	10	43
2012	-	1	2	3	6
총합계	380	305	545	652	1882

○ 전장분야 관련특허 1882건을 기준으로 중분류인 비행화자동시스템, 항공통신시스템, 전원시스템, 항법시스템에 대한 각각의 포트폴리오 모델과 IPC분류를 통해 기술분포를 분석함) 비행자동화시스템의 기술분포

① 비행자동화시스템 기술분포

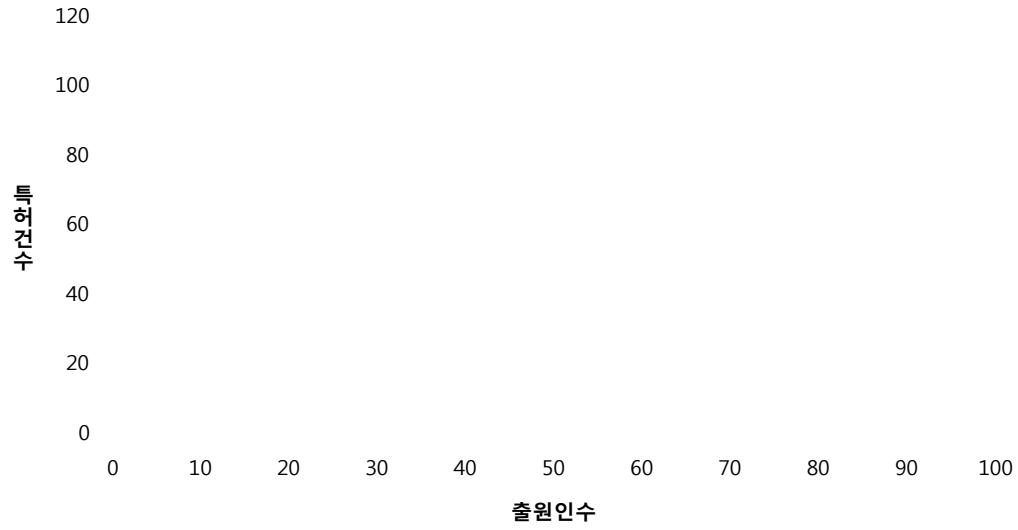


그림 57. 비행자동화시스템 관련특허의 포트폴리오 모델

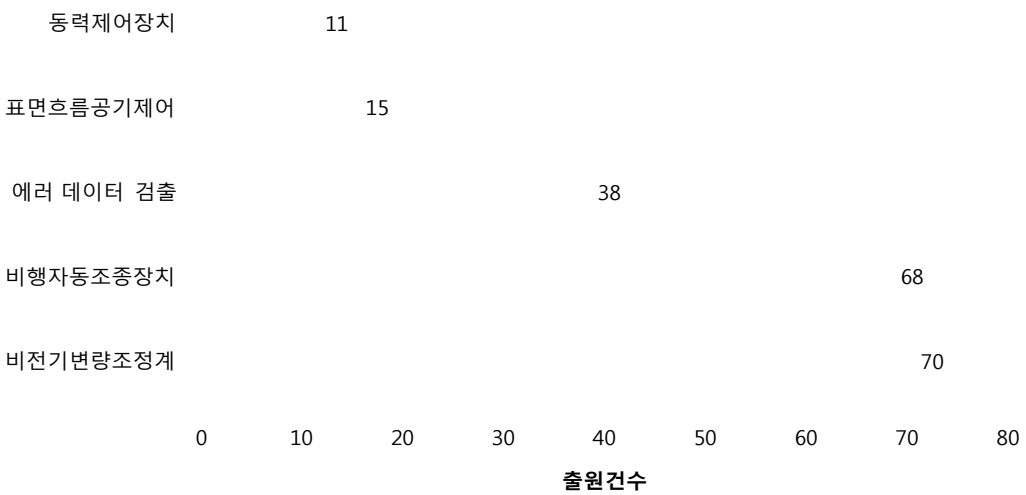


그림 58. 비행자동화시스템 관련특허의 IPC분포

○ 비행자동화시스템의 포트폴리오에 따르면 비행자동화시스템 분야의 기술적 위치는 출원인과 출원건수가 같이 상승하고 있는 발전기로 나타났으며 정체가 있었던 구간도 발견할 수 있지만 지속적으로 출원을 하고 있음.

○ 비행자동화시스템의 관련특허 중 IPC분포는 비전기변량조정계가 70건으로 가장 많았으며, 비행자동조종장치 68건, 에러 데이터 검출 38건, 표면흐름공기제어 15건의 순으로 나타남.

② 항공통신시스템의 기술분포

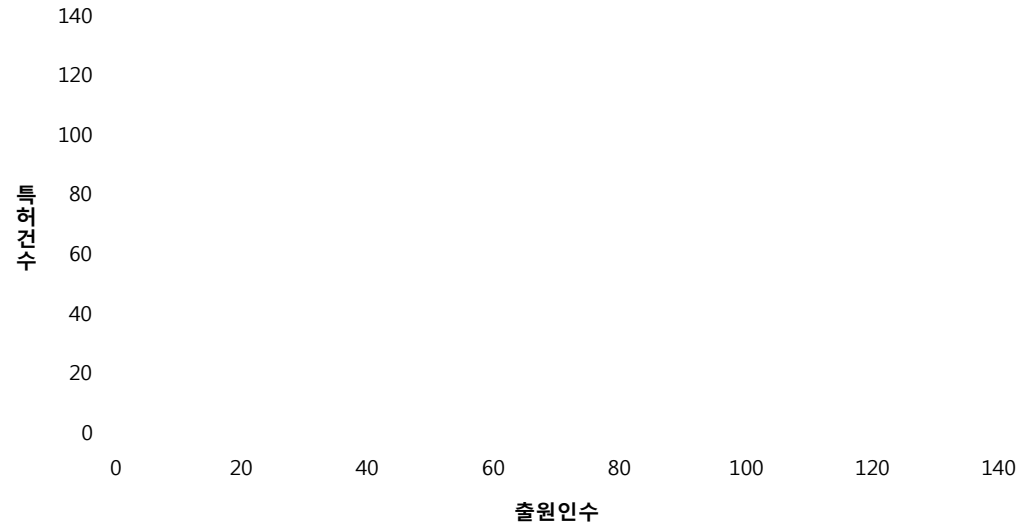


그림 59. 항공통신시스템 관련특허의 포트폴리오 모델

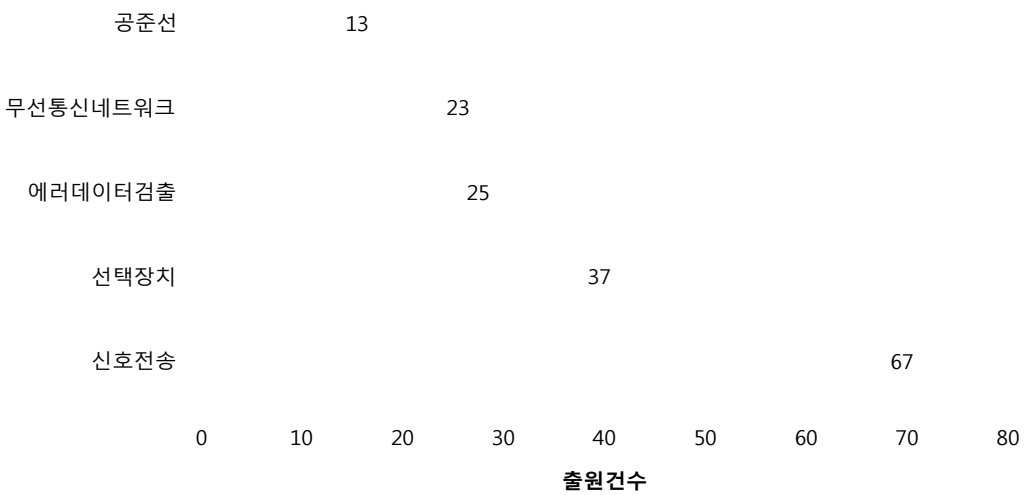


그림 60. 항공통신시스템 관련특허의 IPC분포

○ 항공통신시스템의 포트폴리오에 따르면 항공통신시스템 분야의 기술적 위치는 출원인과 출원건수가 같이 상승하고 있는 발전기로 나타났으며 1구간(1971~1975년)에서 3구간(1976~1980년)까지는 출원이 더디게 진행되었지만, 이후 활발히 출원되는 것으로 나타남.

○ 항공통신시스템의 관련특허 중 IPC분포는 신호전송 67건으로 가장 많았으며, 선택장치 37건, 에러데이터검출 25건, 무선통신네트워크 23건의 순으로 나타남.

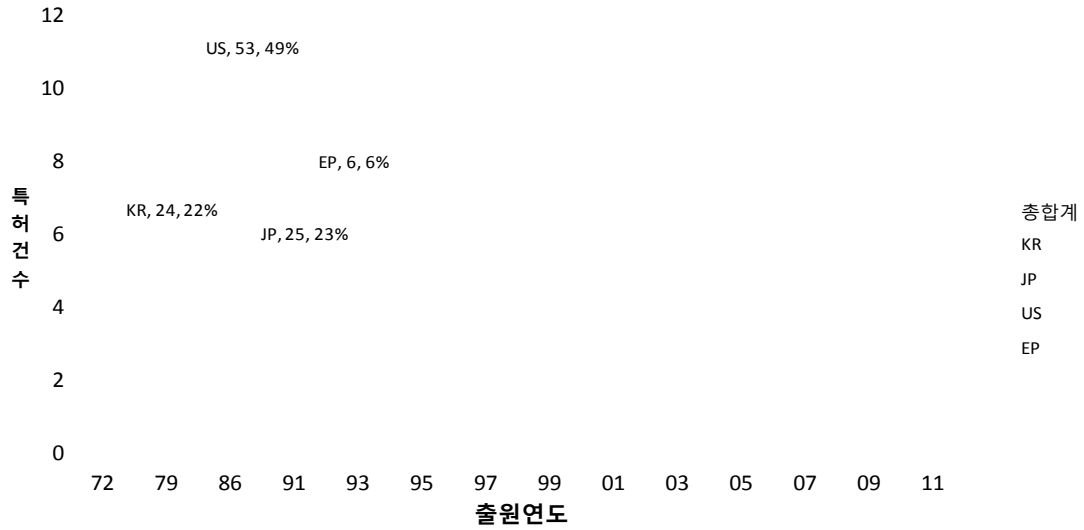


그림 61. 위성통신 관련 연도별 출원동향

○ 위성통신 관련 연도별 출원동향을 살펴보면, 미국이 53건, 일본이 25건, 한국이 24건, 유럽6건의 순으로 나타났으며, 1970년도 초반부터 출원이 시작되어 1990년도 초반부터 2000년도 초반까지 출원이 증가되었으나 2003년을 기점으로 출원이 증가, 감소를 반복하며 조금씩 감소하고 있음.

○ 미국은 1972년부터 위성통신 관련 특허출원을 실시하였으며, 특허출원이 증가, 감소를 반복하며 조금씩 감소하고 있고, 중소형 항공기” 위성통신과 관련하여 23건을 출원하여 49%의 비율을 차지하는 것으로 분석됨.

○ 일본은 1991년부터 위성통신 관련 특허출원을 실시하였으며, 1997년까지 출원활동이 증가하다, 1999년을 기점으로 감소하고 있고, ‘중소형 항공기’ 위성통신과 관련하여 25건을 출원하여 23%의 비율을 차지하는 것으로 분석됨.

○ 한국은 2001년부터 위성통신 관련 특허출원을 실시하였으며, 2007년까지 출원활동이 소폭으로 증가 감소를 반복하다, 2007년을 기점으로 감소하고 있고, ‘중소형 항공기’ 위성통신과 관련하여 24건을 출원하여 23%의 비율을 차지하는 것으로 분석됨.

○ 유럽은 위성통신 관련 특허출원이 상대적으로 미미하며, ‘중소형 항공기’ 위성통신과 관련하여 6건을 출원하여 6%의 비율을 차지하는 것으로 분석됨.

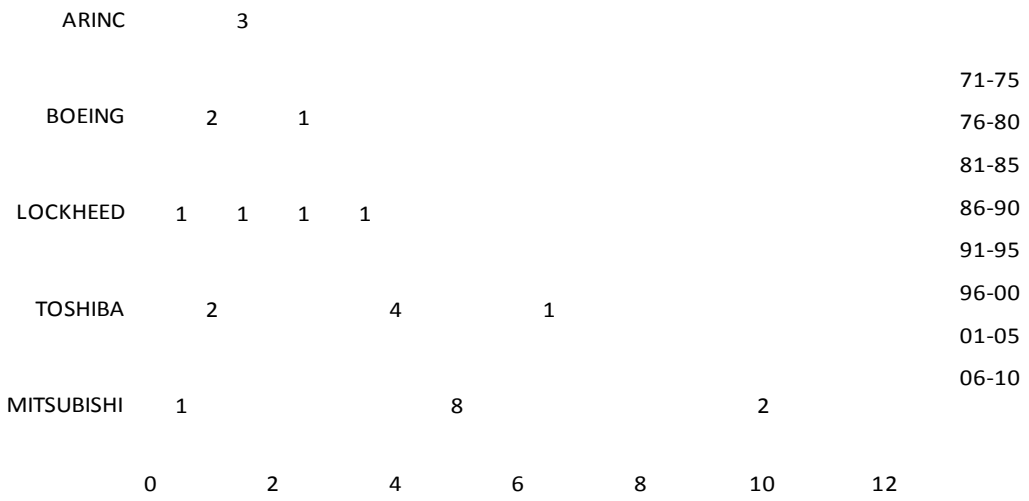


그림 62. 위성통신 관련 추요출원인 현황

○ 위성통신과 관련된 기술의 주요출원인 현황으로, 일본국적과 미국국적의 출원인으로 이루어진 것으로 나타남.

- 일본 특허는 일본국적의 MITSUBISHI가 “중소형 항공기분야”에 상대적으로 많은 출원을 실시하여 최다 출원으로 나타났고, 1996년부터 2000년까지 활발한 출원활동을 하다 2006년부터 출원활동이 줄어든 것을 확인할 수 있음.

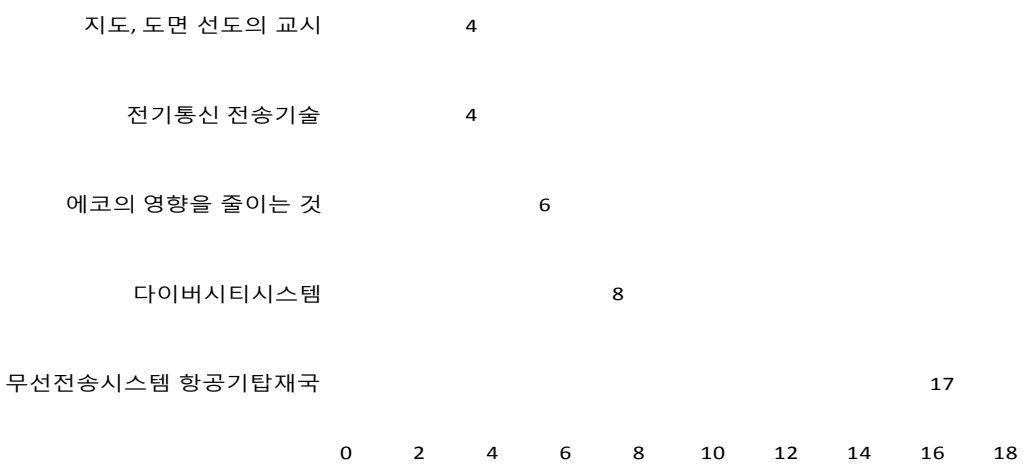


그림 63. 위성통신 관련 추요기술 현황

○ 위성통신 관련특허 중 IPC분포는 항공기 탑재국이 17건으로 가장 많았으며, 다이버시티시스템, 에코의 영향, 전송, 지도의 교시 순으로 나타남.

③ 전원시스템의 기술분포

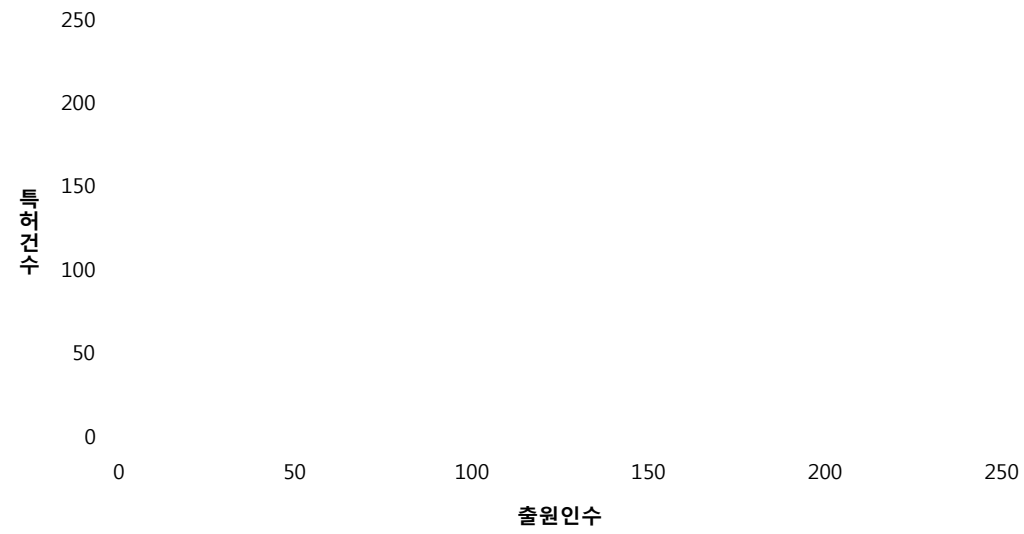


그림 64. 전원시스템 관련특허의 포트폴리오 모델

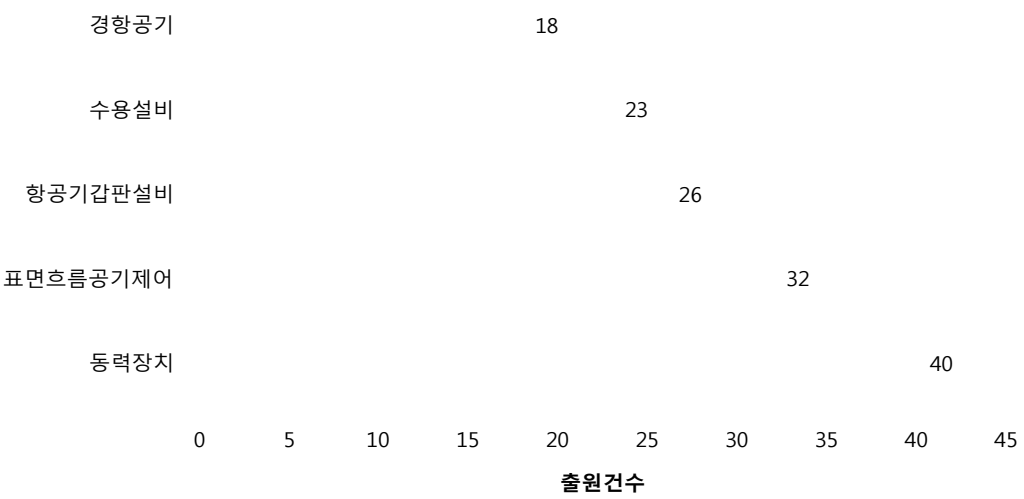


그림 65. 전원시스템 관련특허의 IPC분포

○ 전원시스템의 포트폴리오에 따르면 전원시스템 분야의 기술적 위치는 출원인과 출원건수가 같이 상승하고 있는 발전기로 나타났으며 7구간(2001～2005년)부터 8구간(2006～2010년)까지 활발히 출원된 것으로 나타남.

○ 전원시스템의 관련특허 중 IPC분포는 동력장치 40건으로 가장 많았으며, 표면흐름 공기제어 32건, 항공기갑판설비 26건, 수용설비 23건의 순으로 나타남.

④ 항법시스템의 기술분포

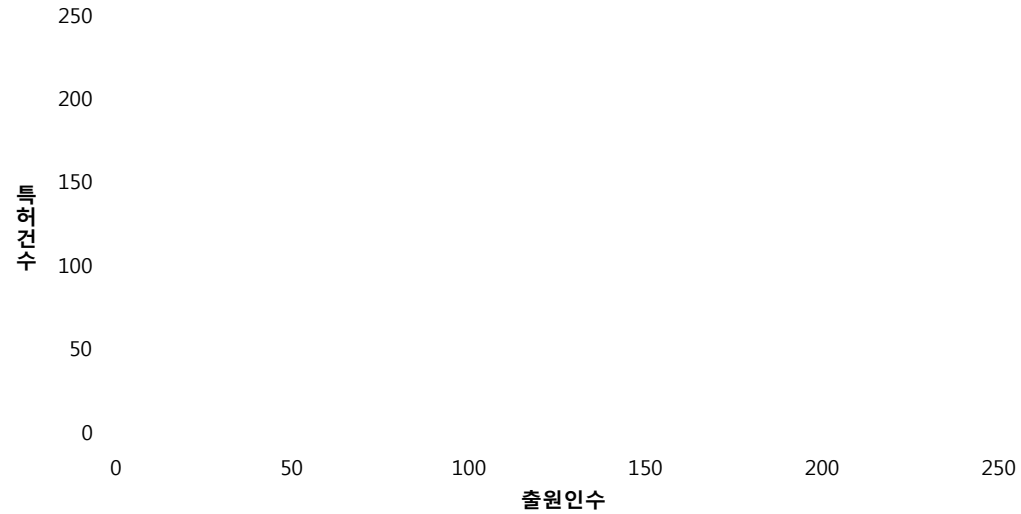


그림 66. 항법시스템 관련특허의 포트폴리오 모델

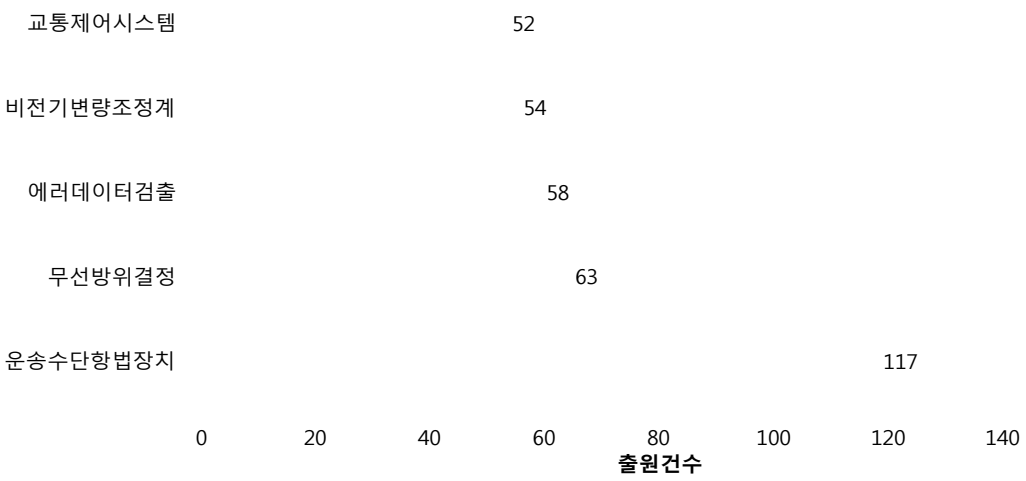


그림 67. 항법시스템 관련특허의 IPC분포

○ 항법시스템의 포트폴리오에 따르면 항법시스템 분야의 기술적 위치는 출원인과 출원건수가 같이 상승하고 있는 발전기로 나타났으며 4구간(1986～1990년)부터 6구간 (1996～2000년), 7구간(2001～2005년)부터 8구간(2006～2010년)에서 출원이 활발하게 일어남.

○ 항법시스템의 관련특허 중 IPC분포는 운송수단항법장치 117건으로 가장 많았으며, 무선방위결정 63건, 에러데이터검출 58건, 비전기변량조정계 54건의 순으로 나타남.

⑤ 전장분야의 주요 특허 리스트

○ 중소형 항공기의 전장분야와 관련된 특허 중 법적인 관점(권리화지수, 권리존속지수, 사극특허), 상업적인 관점(특허확장지수), 기술적인 관점(기술신뢰성지수)과 같은 관점에서 우선순위를 설정하여 핵심특허를 선정함.

○ 상기 기준으로 선정된 중소형 항공기의 전장분야의 중요 특허리스트는 다음과 같음.

○ 전장분야의 중요 특허의 요지리스트는 본 보고서의 4장 “요지리스트”에 첨부함.

표 64 전장분야 주요특허 리스트

순번	국가	구분	출원번호	출원인	발명의 명칭
1	미국	공개특허	1996-633192	WORLDWIDE NOTIFICATION SYSTEMS	Satellite based aircraft traffic control system
2	미국	공개특허	1985-737665	SUNDSTRAND	Airborne flight planning and information system
3	미국	공개특허	1993-146289	HARRIS	System for conducting video communications over satellite communication link with aircraft having physically compact, effectively conformal, phased array antenna
4	미국	공개특허	1988-231586	MANION; JAMES H.	Telemetry burst collision avoidance system
5	미국	공개특허	1997-843408	USAIRFORCE	Super capacitor battery clone
6	미국	공개특허	1991-681190	VIGYAN	Pilots automated weather support system
7	미국	공개특허	1994-222633	MASSACHUSETTS INSTITUTE OF TECHNOLOGY	Automatic dependent surveillance air navigation system
8	미국	공개특허	1996-720715	BOEING	Local-area augmentation system for satellite navigation precision-approach system
9	미국	공개특허	1991-657275	HONEYWELL	Apparatus and method for an aircraft navigation system having improved mission management and survivability capabilities

순번	국가	구분	출원번호	출원인	발명의 명칭
10	미국	공개특허	1995-523348	CROW; ROBERT P.	Combined ground and satellite system for global aircraft surveillance guidance and navigation
11	미국	등록특허	2000-487752	TENZING COMMUNICATIONS	Communications systems for aircraft
12	미국	공개특허	1998-205331	LEVINE; SEYMOUR	Remote, aircraft, global, paperless maintenance system
13	미국	공개특허	1972-293259	USNAVY	Tactical nagivation and communication system
14	미국	공개특허	1994-192327	STANFORD TELECOMMUNICATIONS	Air traffic surveillance and communication system
15	미국	등록특허	1999-344902	HARRIS	Wireless spread spectrum ground link-based aircraft data communication system for updating flight management files
16	미국	공개특허	1980-142135	BOEING	Integrated-strapdown-air-data sensor system
17	미국	등록특허	2000-684368	CANESTA	Methods for enhancing performance and data acquired from three-dimensional image systems
18	미국	공개특허	1995-518090	BOEING	Cursor controlled navigation system for aircraft
19	미국	공개특허	1984-675154	SPERRY	Digital fail operational automatic flight control system utilizing redundant dissimilar data processing
20	미국	등록특허	1999-394820	ROCKWELL	Aircraft satellite communications system for distributing internet service from direct broadcast satellites

(4) 기체분야 특허비교분석

○ ‘중소형 항공기’ 관련 특허 전체 6052건 중 932건을 가지는 기체분야 관련특허에 대한 특허동향

표 65 기체분야 관련특허의 연도별 특허건수

출원년도	EP	JP	KR	US	합계
1974	-	-	-	8	8
1975	-	-	-	5	5
1976	-	-	-	4	4
1977	-	-	-	3	3
1978	-	-	-	6	6
1979	-	-	-	5	5
1980	2	-	-	6	8
1981	1	-	1	9	11
1982	1	-	-	9	10
1983	2	-	-	6	8
1984	1	-	1	10	12
1985	2	-	2	7	11
1986	4	-	-	5	9
1987	2	-	-	6	8
1988	1	2	1	5	9
1989	1	1	1	10	13
1990	2	2	-	8	12
1991	5	7	1	12	25
1992	2	13	1	6	22
1993	4	10	1	8	23
1994	4	3	2	7	16
1995	5	9	6	17	37
1996	4	6	6	15	31
1997	9	12	11	11	43
1998	8	4	-	7	19
1999	-	14	9	10	33
2000	3	8	8	8	27
2001	5	7	6	13	31
2002	3	15	4	29	51
2003	2	15	8	25	50
2004	4	7	4	30	45
2005	4	13	16	28	61
2006	4	21	6	21	52
2007	9	18	4	35	66
2008	2	25	13	14	54
2009	5	13	4	24	46
2010	2	11	10	14	37
2011	2	2	1	15	20
2012	-	1	-	-	1
총합계	105	239	127	461	932

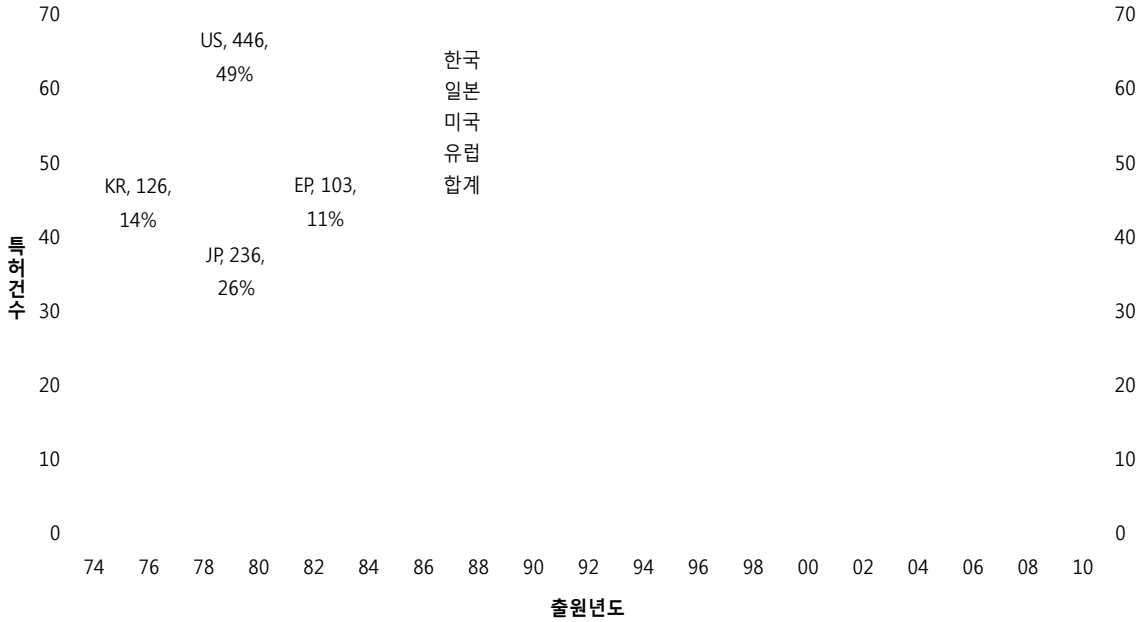


그림 68. 기체분야 관련특허의 연도별 특허동향

○ 기체분야 관련특허에 대한 932건 중에서, 국가별 비중에서는 미국이 446건으로 49%, 일본이 236건으로 26%, 한국이 126건으로 14%, 유럽이 103건으로 11%의 특허비율을 나타내고 있음.

- 연도별 특허동향에서는 1998년에 특허건수가 줄어든 것을 제외하고 1974년을 기점으로 전반적으로 증가추세를 나타냄.
- 표 93은 기체분야 관련특허의 연도별 특허건수에서 나타난 것처럼, 1990년도 이후에 각 나라들에서 출원이 진행된 것을 볼 수 있으며, 미국은 항상 높은 출원건수를 유지하고 있는 것을 발견할 수 있음.

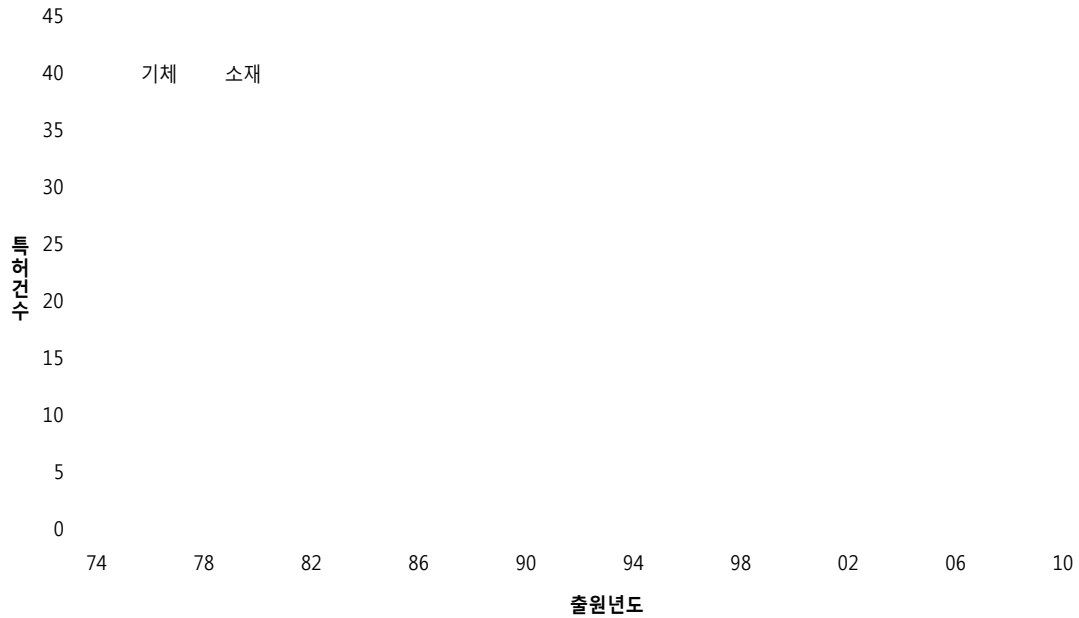


그림 69. 기체분야 관련특허의 중분류에 따른 구간별 특허동향

○ 기체분야 관련특허의 중분류에 따른 구간별 특허동향으로, 기체분야와 소재분야가 증가 감소 추세를 보이면서 출원건수가 증가하는 것을 볼 수 있으며 기체분야가 소재분야보다 증감소의 폭이 작은 것으로 나타남.

표 66 기체분야 관련특허의 중분류의 각 기술별/연도별 특허건수

출원년도	기체	소재	합계
1974	6	2	8
1975	3	2	5
1976	1	3	4
1977	3	-	3
1978	2	4	6
1979	5	-	5
1980	2	6	8
1981	7	4	11
1982	2	8	10
1983	3	5	8
1984	5	7	12
1985	5	6	11
1986	6	3	9
1987	3	5	8
1988	3	6	9
1989	4	9	13
1990	5	7	12
1991	5	20	25
1992	7	15	22
1993	10	13	23
1994	5	11	16
1995	5	32	37
1996	7	24	31
1997	14	29	43
1998	7	12	19
1999	8	25	33
2000	10	17	27
2001	10	21	31
2002	19	32	51
2003	18	32	50
2004	19	26	45
2005	19	42	61
2006	19	33	52
2007	35	31	66
2008	21	33	54
2009	21	25	46
2010	17	20	37
2011	8	12	20
2012	1	-	1
총합계	350	582	932

○ 기체분야 관련특허 932건을 기준으로 중분류인 기체분야, 소재분야에 대한 각각의 포트폴리오 모델과 IPC분류를 통해 기술분포를 분석함.

① 기체분야의 기술분포

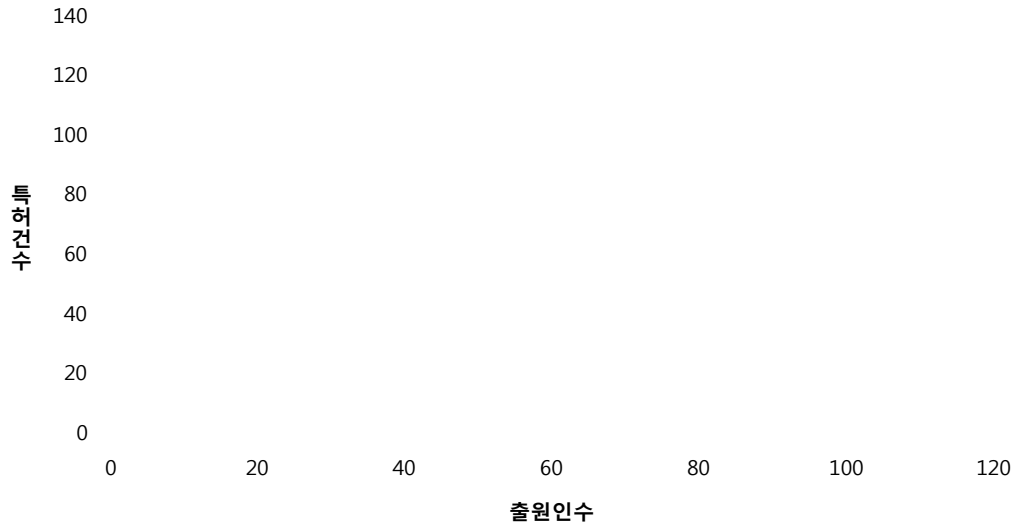


그림 70. 기체분야 관련특허의 포트폴리오 모델

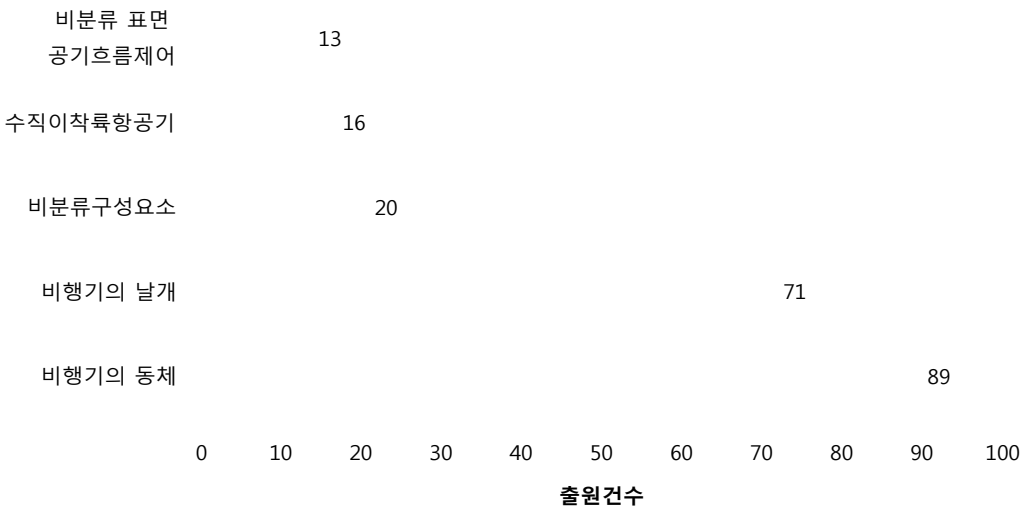


그림 71. 기체분야 관련특허의 IPC분포

○ 기체분야의 포트폴리오에 따르면 기체분야의 기술적 위치는 출원인과 출원건수가 같이 상승하고 있는 발전기로 나타났으며 1구간(1971～1975년)에 5구간(1991～1995년)사이에 출원이 적었으나 5구간(1991～1995년)부터 8구간(2006～2010년)까지 활발히 출원이 일어남.

○ 기체분야의 관련특허 중 IPC분포는 비행기의 동체가 89건으로 가장 많았으며, 비행기의 날개 71건, 비분류구성요소 20건, 수직이착륙항공기 16건의 순으로 나타남.

② 소재분야의 기술분포

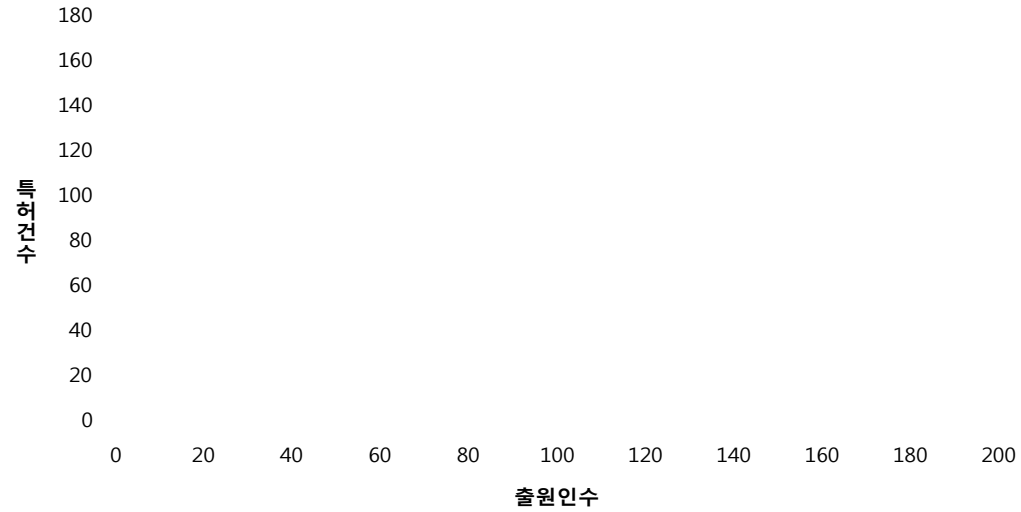


그림 72. 소재분야 관련특허의 포트폴리오 모델

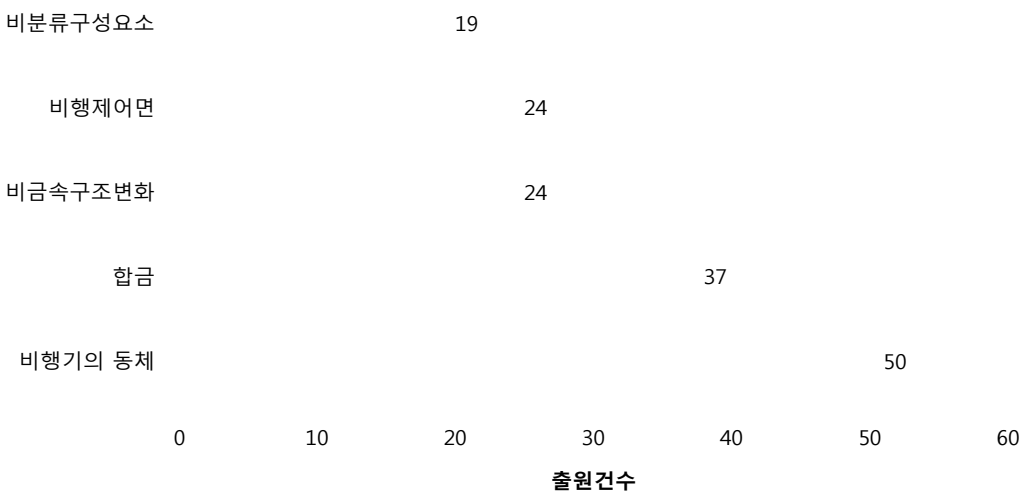


그림 73. 소재분야 관련특허의 IPC분포

○ 소재분야의 포트폴리오에 따르면 소재분야의 기술적 위치는 출원인과 출원건수가 같이 상승하고 있는 발전기로 나타났으며 4구간(1986～1990년)에 5구간(1991～1995년)사이에 출원이 활발히 일어났으며 5구간(1991～1995년)부터 8구간(2006～2010년)까지 지속적으로 출원됨.

○ 소재분야의 관련특허 중 IPC분포는 비행기의 동체가 50건으로 가장 많았으며, 합금 37건, 비금속구조변화 24건, 비행제어면 24건의 순으로 나타남.

③ 기체분야의 주요 특허 리스트

○ 중소형 항공기의 기체분야와 관련된 특허 중 법적인 관점(권리화지수, 권리존속지수, 사극특허), 상업적인 관점(특허확장지수), 기술적인 관점(기술신뢰성지수)과 같은 관점에서 우선순위를 설정하여 핵심특허를 선정함.

○ 상기 기준으로 선정된 중소형 항공기의 기체분야의 중요 특허리스트는 다음과 같음.

○ 기체분야의 중요 특허의 요지리스트는 본 보고서의 4장 “요지리스트”에 첨부함.

표 67 기체분야 주요특허 리스트

순번	국가	구분	출원번호	출원인	발명의 명칭
1	미국	공개특허	1990-554094	ROCKWELL	Active flexible wing aircraft control system
2	미국	공개특허	1995-418104	LOCKHEED	Aircraft thermal protection system
3	미국	등록특허	1999-406463	DAIMLER BENZ AEROSPACE	Shell component for an aircraft fuselage and method of manufacturing the same
4	미국	등록특허	1999-318115	DIZDAREVIC; FARUK	Slot forming segments and slot changing spoilers
5	미국	공개특허	1977-860645	BOEING	Variable camber leading edge flap
6	미국	공개특허	1983-519547	WARREN; JAMES C.	Shock absorbing, puncture resistant and thermal protective garment
7	미국	공개특허	1984-687599	BOEING	Aircraft wing stall control device and method
8	미국	공개특허	1998-222371	BOEING	Titanium-polymer hybrid laminates
9	미국	등록특허	1999-284122	BOEING	Airplane with unswept slotted cruise wing airfoil
10	미국	공개특허	1987-055801	BOEING	Aircraft modal suppression system
11	미국	공개특허	1992-894455	WILLIAMS INTERNATIONAL	Composite wing and manufacturing process thereof
12	미국	공개특허	1997-936631	NORTHROP	Extendible leading edge flap
13	미국	등록특허	2004-949848	BOEING	Splice joints for composite aircraft fuselages and other structures
14	미국	공개특허	1993-047457	MELKUTI; ATTILA	Ducted propeller aircraft (V/STOL)

순번	국가	구분	출원번호	출원인	발명의 명칭
15	미국	등록 특허	2004-853075	BOEING	Structural panels for use in aircraft fuselages and other structures
16	미국	등록 특허	2001-871032	AIRBUS	Touch sensitive input and display arrangement for controlling and monitoring aircraft cabin systems
17	미국	공개 특허	1975-556293	MCDONNELL DOUGLAS	Trifan powered VSTOL aircraft
18	미국	공개 특허	1981-307176	BOEING	Folding seat assembly
19	미국	공개 특허	1985-798968	CHEM-TRONICS	Method of forming integrally stiffened structures
20	미국	등록 특허	2004-819084	BOEING	Structural panels for use in aircraft fuselages and other structures

다. 주요 출원인별 특허동향

○ “중소형 항공기“ 관련하여 전체출원인 특허동향에서 파악한 특허출원의 다출원인 순으로 상위 5위까지의 출원인인 BOEING(미국), AIRBUS(유럽), HONEYWELL(미국), UNITED TECHNOLOGIES(미국), Mitsubishi(일본)과 관심경쟁사 LOCKHEED MARTIN, GENERAL ELECTRIC, ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES, 한국항공우주산업에 대한 특허동향을 분석함.

표 68 주요출원인의 중소형 항공기 관련 보유특허건수

주요출원인	엔진분야	기계분야	전장분야	기체분야	특허건수
BOEING	34	265	185	87	571
AIRBUS	10	196	80	55	341
HONEYWELL	6	96	112	4	218
UNITED TECHNOLOGIES	60	56	27	6	149
MITSUBISHI	10	34	69	21	134
GENERAL ELECTRIC	74	17	8	11	110
LOCKHEED MARTIN	8	20	25	8	61
ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES	1	26	14	2	43
한국항공우주산업	2	15	8	6	31
합계	120	647	473	173	1413

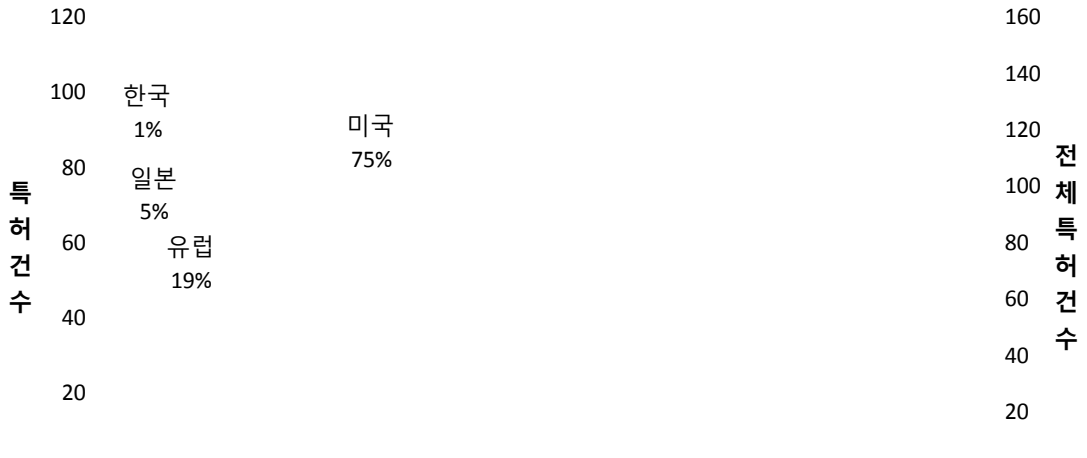
○ 주요출원인의 중소형 항공기 관련 보유특허건수를 분석한 결과, BOEING社가 기계분야, 전장분야, 기체분야에서 가장 많은 특허 건수를 출원한 것으로 나타났으며, 엔진분야는 GENERAL ELECTRIC社가 가장 많은 특허 출원함.

- 주요출원인의 특허건수는 BOEING(571건), AIRBUS(341건), HONEYWELL(218건), UNITED TECHNOLOGIES(149건), MITSUBISHI(134건), GENERAL ELECTRIC(110건), LOCKHEED MARTIN(61건), ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES(43건), 한국항공우주산업(31건)의 순으로 나타남.

- BOEING과 AIRBUS는 기계분야에 특허활동을 집중하고 있고, UNITED TECHNOLOGIES와 GENERAL ELECTRIC은 엔진분야에 특허활동을 집중하고 있고, HONEYWELL과 MITSUBISHI는 전장분야에 특허활동을 집중하는 것으로 나타남.

(1) BOEING(미국) 특허동향

① 연도별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
합계	21	41	64	53	41	62	126	149
한국	0	0	1	0	0	1	1	2
일본	0	0	0	0	0	2	8	17
미국	21	36	52	43	28	37	101	103
유럽	0	5	11	10	13	22	16	27

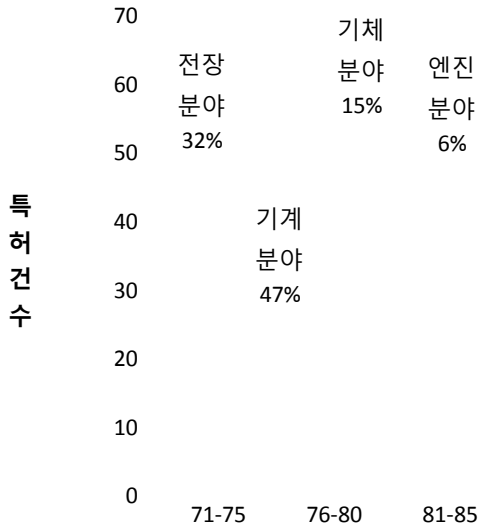
그림 74. BOEING의 연도별 특허동향

○ “중소형 항공기“와 관련된 BOEING의 연도별 특허동향을 국가별 분포를 함께 표시한 것으로, 미국에 1996년도부터 활발한 출원이 이루어짐.

○ 국가별로 살펴보면, 미국에서는 6구간부터 7구간까지 특허출원이 활발히 이루어졌고, 최근에는 유럽과 일본에 점차적으로 특허출원이 증가하고 있는 것으로 나타남.

○ BOEING은 “중소형 항공기“와 관련하여 미국 430건, 유럽 108건, 일본 28건, 한국 5건을 출원함.

② 기술별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
전장분야	7	10	4	23	19	20	33	63
기계분야	10	19	47	25	18	26	60	53
기체분야	1	6	12	2	1	11	25	28
엔진분야	3	6	1	3	3	5	8	5

그림 75. BOEING의 기술별 특허동향

○ “중소형 항공기“와 관련된 BOEING의 기술별 특허동향을 기술별 분포와 함께 표시한 것으로, 전장분야와 기계분야에서 가장 많은 출원이 이루어짐.

○ 기술별로 살펴보면, 기계분야는 6구간부터 7구간까지 특허출원이 활발히 이루어졌으며, 전장분야는 7구간에서 8구간에 출원이 활발함.

- 기체분야는 점차적으로 출원이 증가하고 있으며 엔진분야는 출원건수가 미비함.

○ BOEING은 “중소형 항공기“와 관련하여 기계분야 265건, 전장분야 185건, 기체분야 87건, 엔진분야 34건을 출원함.

③ 기술별/국가별 특허분포



그림 76. BOEING의 기술별/국가별 특허분포

○ BOEING의 기술별/국가별 특허분포
- BOEING은 미국과 유럽시장을 중점적으로 출원함.
- 엔진분야를 제외한 모든 기술 분야에서 출원이 이루어지고 있으며, 한국을 제외한 나라에서 출원이 이루어지고, 특히나 미국에 특허가 가장 많은 것으로 나타났으며, 기계분야의 특허가 많은 것으로 나타남.
- 기계분야와 전장분야의 특허가 많은 것으로 나타나기 때문에 기술투자가 집중되고 있다고 판단됨.
- 한국에는 전장분야관련 특허와 일본에는 엔진분야 관련 특허의 출원이 없는 것으로 나타남.
- BOEING은 미국에서 기체분야 60건, 전장분야 130건, 기계분야 212건, 엔진분야 28건을 출원함.

④ BOEING의 주요 특허 리스트

○ 중소형 항공기의 최다출원인 1위인 BOEING과 관련된 특허 중 법적인 관점(권리화지수, 권리존속지수, 사극특허), 상업적인 관점(특허확장지수), 기술적인 관점 (기술 신뢰성 지수)과 같은 관점에서 우선순위를 설정하여 핵심특허를 선정함.

○ 상기 기준으로 선정된 중소형 항공기의 BOEING과 관련된 중요 특허리스트는 다음과 같음.

○ BOEING의 중요 특허의 요지리스트는 본 보고서의 부록의 “요지리스트”에 첨부함.

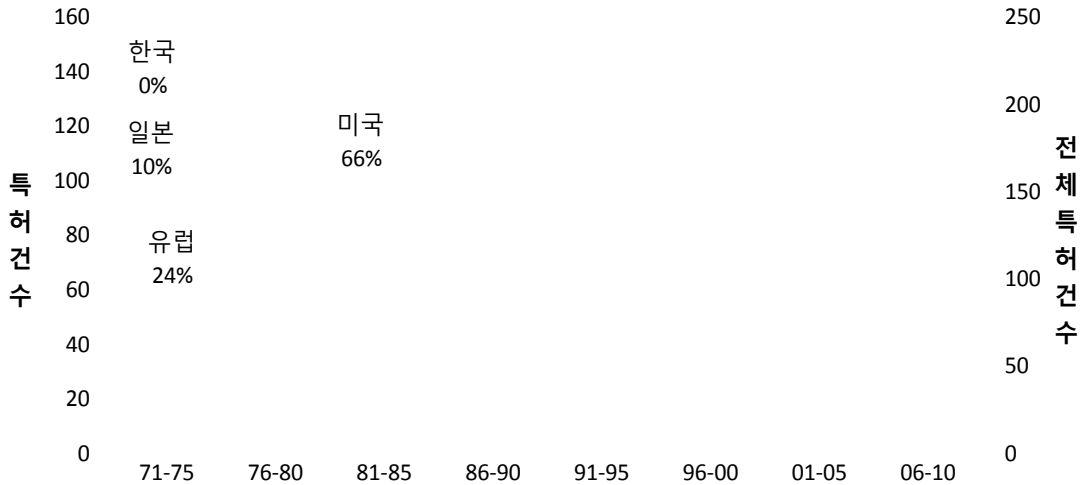
표 69 BOEING의 주요특허 리스트

순번	국가	구분	출원번호	출원인	발명의 명칭
1	미국	공개특허	1981-306381	BOEING	Fly-by-wire lateral control system
2	미국	공개특허	1996-720715	BOEING	Local-area augmentation system for satellite navigation precision-approach system
3	미국	공개특허	1980-142135	BOEING	Integrated-strapdown-air-data sensor system
4	미국	공개특허	1992-893339	BOEING	Multiaxis redundant fly-by-wire primary flight control system
5	미국	공개특허	1995-518090	BOEING	Cursor controlled navigation system for aircraft
6	미국	공개특허	1975-644915	BOEING	Nacelle assembly and mounting structures for a turbofan jet propulsion engine
7	미국	공개특허	1990-496069	BOEING	Load-adaptive hybrid actuator system and method for actuating control surfaces
8	미국	공개특허	1982-432894	BOEING	Autopilot flight director system
9	미국	공개특허	1986-902417	BOEING	Navigational apparatus and methods for displaying aircraft position with respect to a selected vertical flight path profile
10	미국	공개특허	1980-169140	BOEING	Combustibly inert air supply system and method
11	미국	공개특허	1989-407606	BOEING	Stowage bin and support panel system for convertible aircraft and method of installation
12	미국	등록특허	2002-165542	BOEING	Method and system for autoflight information display
13	미국	공개특허	1982-454205	BOEING	Total energy based flight control system

순번	국가	구분	출원번호	출원인	발명의 명칭
14	미국	공개 특허	1983-469346	BOEING	Integral lightning protection system for composite aircraft skins
15	미국	공개 특허	1975-558578	BOEING	Cryogenic tank and aircraft structural interface
16	미국	등록 특허	1998-135992	BOEING	Airplane ground maneuvering camera system
17	미국	공개 특허	1977-860645	BOEING	Variable camber leading edge flap
18	미국	공개 특허	1990-460240	BOEING	Aircraft cabin system for selectivley locating interior units
19	미국	공개 특허	1977-849940	BOEING	Guidance-light display apparatus and method for in-flight link-up of two aircraft
20	미국	공개 특허	1984-687599	BOEING	Aircraft wing stall control device and method

(2) AIRBUS(유럽) 특허동향

① 연도별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
합계	0	0	1	53	41	12	90	209
한국	0	0	0	0	0	0	0	0
일본	0	0	0	0	0	0	3	30
미국	0	0	1	43	28	0	62	141
유럽	0	0	0	10	13	12	25	38

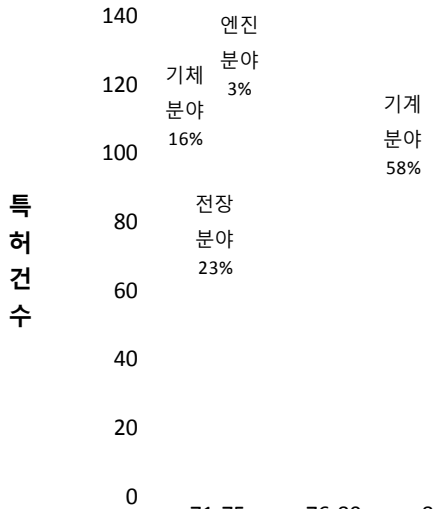
그림 77. AIRBUS의 연도별 특허동향

○ “중소형 항공기“와 관련된 AIRBUS의 연도별 특허동향을 국가별 분포를 함께 표시한 것으로, 미국에 1996년도부터 활발히 출원이 이루어짐.

○ 국가별로 살펴보면, 미국에서는 6구간부터 8구간까지 특허출원이 활발히 이루어졌고, 최근에는 한국을 제외한 모든 국가에 점차적으로 특허출원이 증가하고 있는 것으로 나타남.

○ AIRBUS은 “중소형 항공기“와 관련하여 미국 227건, 유럽 81건, 일본 33건을 출원함.

② 기술별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
전장분야	0	0	1	0	0	1	21	55
기계분야	0	0	0	0	0	9	47	119
기체분야	0	0	0	43	28	1	16	32
엔진분야	0	0	0	10	13	1	6	3

그림 78. AIRBUS의 기술별 특허동향

○ “중소형 항공기“와 관련된 AIRBUS의 기술별 특허동향을 기술별 분포와 함께 표시한 것으로, 기계분야에서 가장 많은 출원이 이루어짐.

○ 기술별로 살펴보면, 기계분야는 6구간부터 8구간까지 특허출원이 활발히 이루어졌으며, 전장분야와 기체분야는 7구간에서 8구간에 출원이 활발함.
- 기체분야는 3구간에서 출원건수가 급격히 상승하였다가 6구간까지 점차적으로 감소하였음.

○ AIRBUS은 “중소형 항공기“와 관련하여 기계분야 196건, 전장분야 80건, 기체분야 55건, 엔진분야 10건을 출원함.

③ 기술별/국가별 특허분포



그림 79. AIRBUS의 기술별/국가별 특허분포

○ AIRBUS의 기술별/국가별 특허분포
- AIRBUS은 미국과 유럽시장을 중점적으로 출원함.
- 엔진분야는 출원이 미비하며 다른 모든 기술 분야에는 출원이 활발하며, 한국을 제외한 나라에서 출원이 이루어지고, 특히나 미국에 특허가 가장 많은 것으로 나타났으며, 기계분야의 특허가 많은 것으로 나타남.
- 기계분야가 특허가 많은 것으로 나타나기 때문에 기술투자가 집중되고 있다고 판단됨.
- 한국에는 특허 출원이 없는 것으로 나타남.
- AIRBUS은 미국에서 기체분야 32건, 전장분야 55건, 기계분야 132건, 엔진분야 8건을 출원함.

④ AIRBUS의 주요 특허 리스트

○ 중소형 항공기의 최다출원인 2위인 AIRBUS와 관련된 특허 중 법적인 관점(권리화지수, 권리존속지수, 사극특허), 상업적인 관점(특허확장지수), 기술적인 관점(기술신뢰성지수)과 같은 관점에서 우선순위를 설정하여 핵심특허를 선정함.

○ 상기 기준으로 선정된 중소형 항공기의 AIRBUS와 관련된 중요 특허리스트는 다음과 같음.

○ AIRBUS의 중요 특허의 요지리스트는 본 보고서의 4장 “요지리스트”에 첨부함.

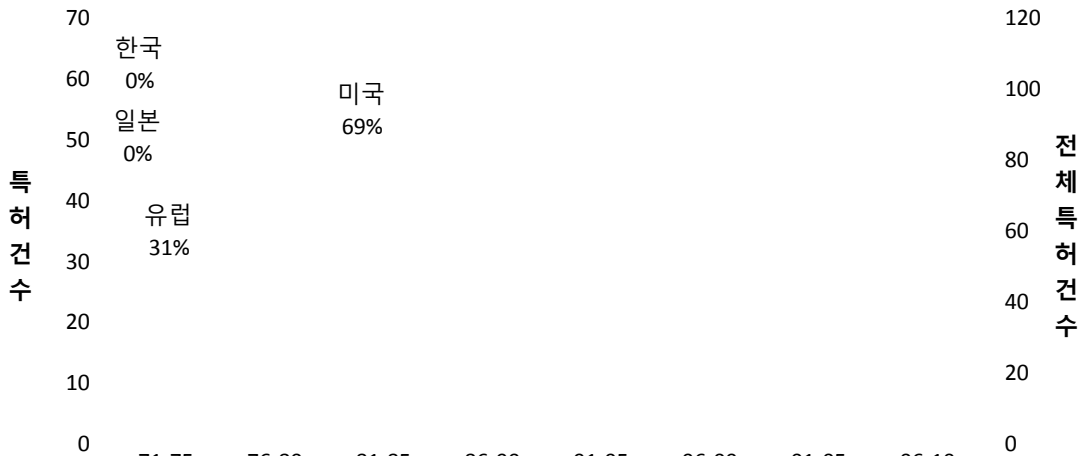
표 70 AIRBUS의 주요특허 리스트

순번	국가	구분	출원번호	출원인	발명의 명칭
1	미국	등록특허	2001-837637	AIRBUS	Pressure control system for a pressure-expandable displacement element
2	미국	등록특허	2001-871032	AIRBUS	Touch sensitive input and display arrangement for controlling and monitoring aircraft cabin systems
3	미국	등록특허	2001-770763	AIRBUS	Method and apparatus for reducing trailing vortices in the wake of an aircraft
4	미국	등록특허	2001-882877	AIRBUS	Modular trim paneling and outfitting system for an aircraft passenger cabin interior
5	미국	등록특허	2003-385289	AIRBUS	Method for manufacturing a fiber reinforced synthetic composite structural element using fiber textile preforms
6	미국	등록특허	2004-915688	AIRBUS	Aircraft equipment control system
7	미국	등록특허	2004-831444	AIRBUS	Method and apparatus for detecting smoke and smothering a fire
8	미국	등록특허	2001-841699	AIRBUS	Noise reducing vortex generators on aircraft wing control surfaces
9	미국	등록특허	2004-986451	AIRBUS	Wing tip device
10	미국	등록특허	2006-067931	AIRBUS	Turbofan provided with a pre-cooler
11	미국	등록특허	2003-532545	AIRBUS	Device for producing water on board of an airplane

순번	국가	구분	출원번호	출원인	발명의 명칭
12	미국	등록 특허	2001-961220	AIRBUS	Apparatus for compacting and draining mixed waste in passenger transport vehicles
13	미국	등록 특허	2003-743279	AIRBUS	Lightning strike protection system for aircraft fuel tanks made of low electrical conductivity composite material
14	미국	등록 특허	2005-297612	AIRBUS	Airplane wing, method for manufacturing an airplane wing and use of a welding process for welding a wing spar
15	미국	공개 특허	1985-731535	AIRBUS	Device for automatically controllable unloading of aircraft wings
16	미국	등록 특허	2004-781910	AIRBUS	Method and device to assist in the piloting of an aircraft in a non-precision approach during a landing phase
17	미국	등록 특허	2005-247835	AIRBUS	Communication system for an aircraft
18	미국	등록 특허	2006-334538	AIRBUS	Navigation system for an aircraft and associated command process
19	미국	등록 특허	2005-596982	AIRBUS	Insulation package arrangement for insulating the interior of an aircraft fuselage
20	미국	등록 특허	2003-704651	AIRBUS	Method and device for detecting pilot induced oscillations in an aircraft

(3) HONEYWELL(미국) 특허동향

① 연도별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
합계	0	0	4	14	18	18	61	97
한국	0	0	0	0	0	0	0	0
일본	0	0	0	0	0	0	0	0
미국	0	0	2	8	13	13	50	61
유럽	0	0	2	6	5	5	11	36

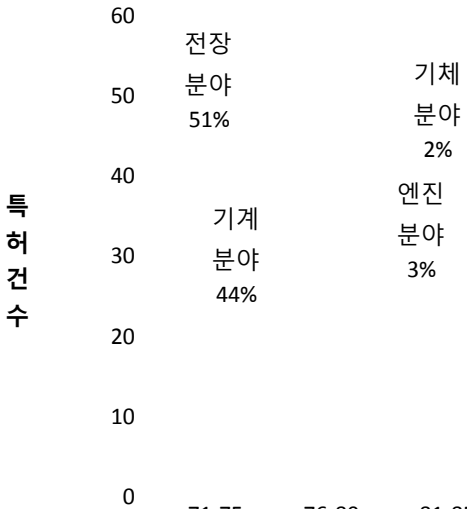
그림 80. HONEYWELL의 연도별 특허동향

○ ‘중소형 항공기’와 관련된 HONEYWELL의 연도별 특허동향을 국가별 분포를 함께 표시한 것으로, 미국에 2001년도부터 활발히 출원이 이루어짐.

○ 국가별로 살펴보면, 미국에서는 7구간부터 8구간까지 특허출원이 활발히 이루어졌고, 한국과 일본을 제외한 미국과 유럽에서 점차적으로 출원하고 있는 것으로 나타남.

○ HONEYWELL은 ‘중소형 항공기’와 관련하여 미국 150건, 유럽 68건을 출원함.

② 기술별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
전장분야	0	0	3	13	12	15	23	44
기계분야	0	0	1	1	6	2	33	50
기체분야	0	0	0	0	0	0	2	2
엔진분야	0	0	0	0	0	1	3	1

그림 81. HONEYWELL의 기술별 특허동향

○ ‘중소형 항공기’와 관련된 HONEYWELL의 기술별 특허동향을 기술별 분포와 함께 표시한 것으로, 기계분야와 전장분야에서 많은 출원이 이루어짐.

○ 기술별로 살펴보면, 기계분야는 7구간부터 8구간까지 특허출원이 활발히 이루어졌으며, 전장분야는 점차적으로 증가하다가 8구간에 급격히 출원이 이루어짐.
- 기체분야와 엔진분야는 출원이 이루어지고 있지만 건수가 미비함.

○ HONEYWELL은 ‘중소형 항공기’와 관련하여 기계분야 96건, 전장분야 112건, 기체분야 4건, 엔진분야 6건을 출원함.

③ 기술별/국가별 특허분포

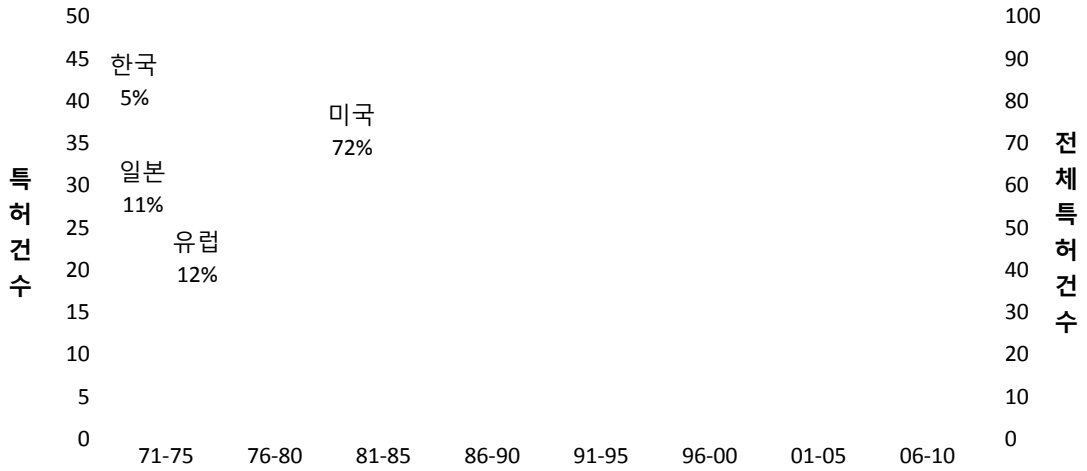


그림 82. HONEYWELL의 기술별/국가별 특허분포

○ HONEYWELL의 기술별/국가별 특허분포
- HONEYWELL은 미국과 유럽시장을 중점적으로 출원함.
- 엔진분야와 기체분야는 출원이 미비하며 다른 모든 기술 분야에는 출원이 활발하며, 한국과 일본을 제외한 국가에서 출원이 이루어지고, 특히나 미국에 특허가 가장 많은 것으로 나타났으며, 기계분야와 전장분야의 특허가 많은 것으로 나타남.
- 기계분야와 전장분야의 특허가 많은 것으로 나타나기 때문에 기술투자가 집중되고 있다고 판단됨.
- 한국과 일본에는 특허 출원이 없는 것으로 나타나기 때문에 미국시장의 전장분야에 특허활동을 집중하는 것으로 판단됨.
- HONEYWELL은 미국에서 기체분야 3건, 전장분야 77건, 기계분야 65건, 엔진분야 5건을 출원함.

(4) UNITED TECHNOLOGIES(미국) 특허동향

① 연도별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
합계	1	11	26	21	37	16	14	23
한국	0	0	0	3	2	2	0	0
일본	0	0	0	0	2	5	6	4
미국	1	11	26	18	27	7	6	11
유럽	0	0	0	0	6	2	2	8

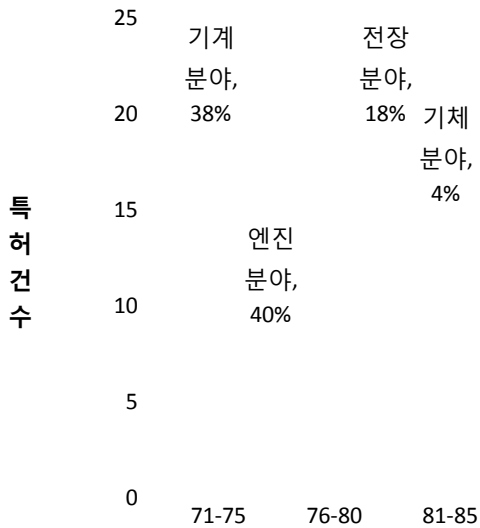
그림 83. UNITED TECHNOLOGIES의 연도별 특허동향

○ ‘중소형 항공기’와 관련된 UNITED TECHNOLOGIES의 연도별 특허동향을 국가별 분포를 함께 표시한 것으로, 미국에 2001년도부터 활발히 출원이 이루어짐.

○ 국가별로 살펴보면, 미국에서는 7구간부터 8구간까지 특허출원이 활발히 이루어졌고, 한국과 일본을 제외한 미국과 유럽에서 점차적으로 출원하고 있는 것으로 나타남.

○ UNITED TECHNOLOGIES은 ‘중소형 항공기’와 관련하여 미국 150건, 유럽 68건을 출원함.

② 기술별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
전장분야	0	1	15	0	5	1	3	2
기계분야	1	6	5	8	23	3	7	3
기체분야	0	0	0	0	2	4	0	0
엔진분야	0	4	6	13	7	8	4	18

그림 84. UNITED TECHNOLOGIES의 기술별 특허동향

○ ‘중소형 항공기’와 관련된 UNITED TECHNOLOGIES의 기술별 특허동향을 기술별 분포와 함께 표시한 것으로, 기계분야와 전장분야에서 많은 출원이 이루어짐.

○ 기술별로 살펴보면, 기계분야는 7구간부터 8구간까지 특허출원이 활발히 이루어졌으며, 전장분야는 점차적으로 증가하다가 8구간에 급격히 출원이 이루어짐.
- 기체분야와 엔진분야는 출원이 이루어지고 있지만 건수가 미비함.

○ UNITED TECHNOLOGIES은 ‘중소형 항공기’와 관련하여 기계분야 96건, 전장분야 112건, 기체분야 4건, 엔진분야 6건을 출원함.

③ 기술별/국가별 특허분포

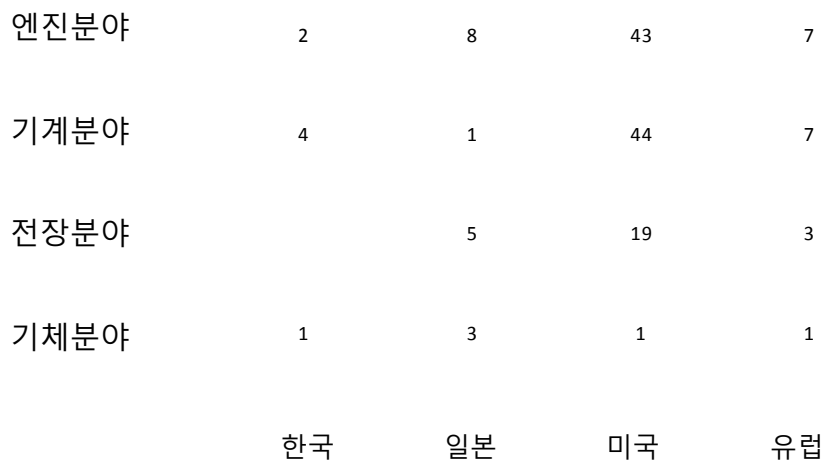
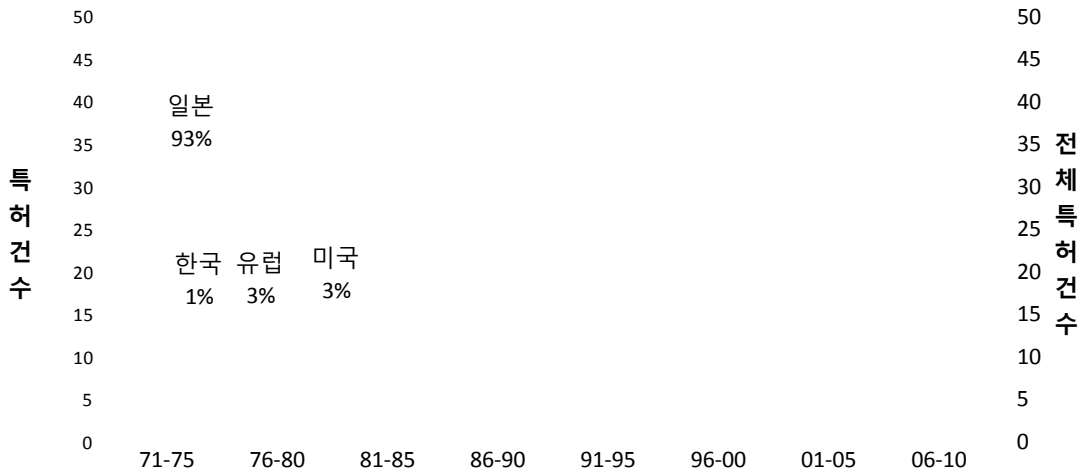


그림 85. UNITED TECHNOLOGIES의 기술별/국가별 특허분포

○ UNITED TECHNOLOGIES의 기술별/국가별 특허분포
- UNITED TECHNOLOGIES은 미국과 유럽시장을 중점적으로 출원함.
- 엔진분야와 기체분야는 출원이 미비하며 다른 모든 기술 분야에는 출원이 활발하며, 한국과 일본을 제외한 국가에서 출원이 이루어지고, 특히나 미국에 특허가 가장 많은 것으로 나타났으며, 기계분야와 전장분야의 특허가 많은 것으로 나타남.
- 기계분야와 전장분야의 특허가 많은 것으로 나타나기 때문에 기술투자가 집중되고 있다고 판단됨.
- 한국과 일본에는 특허 출원이 없는 것으로 나타나기 때문에 미국시장의 전장분야에 특허활동을 집중하는 것으로 판단됨.
- UNITED TECHNOLOGIES은 미국에서 기체분야 3건, 전장분야 77건, 기계분야 65건, 엔진분야 5건을 출원함.

(5) MITSUBISHI(일본) 특허동향

① 연도별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
합계	0	0	0	0	46	44	24	16
한국	0	0	0	0	0	0	2	0
일본	0	0	0	0	45	44	21	12
미국	0	0	0	0	1	0	1	0
유럽	0	0	0	0	0	0	0	4

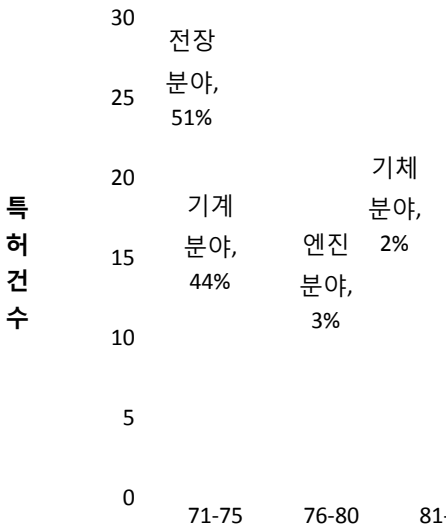
그림 86. MITSUBISHI의 연도별 특허동향

○ ‘중소형 항공기’와 관련된 MITSUBISHI의 연도별 특허동향을 국가별 분포를 함께 표시한 것으로, 일본에 1991년도부터 활발히 출원이 이루어짐.

○ 국가별로 살펴보면, 일본에서는 5구간부터 6구간까지 특허출원이 활발히 이루어졌고, 일본을 제외한 타 국가에서는 출원율이 미비한 것으로 나타남.

○ MITSUBISHI은 ‘중소형 항공기’와 관련하여 일본 124건, 미국 4건을, 유럽4건, 한국 2건을 출원함.

② 기술별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
전장분야	0	0	0	0	25	23	17	4
기계분야	0	0	0	0	9	12	2	9
기체분야	0	0	0	0	7	5	4	3
엔진분야	0	0	0	0	5	4	1	0

그림 87. MITSUBISHI의 기술별 특허동향

○ ‘중소형 항공기’와 관련된 MITSUBISHI의 기술별 특허동향을 기술별 분포와 함께 표시한 것으로, 전장분야에서 많은 출원이 이루어짐.

○ 기술별로 살펴보면, 전장분야는 5구간부터 6구간까지 특허출원이 활발히 이루어졌으며, 기계분야는 증감소를 보이고 있으나 계속적으로 출원이 이루어짐.
- 기체분야와 엔진분야는 점차적으로 출원이 이루어짐.

○ MITSUBISHI은 ‘중소형 항공기’와 관련하여 기계분야 34건, 전장분야 69건, 기체분야 21건, 엔진분야 10건을 출원함.

③ 기술별/국가별 특허분포

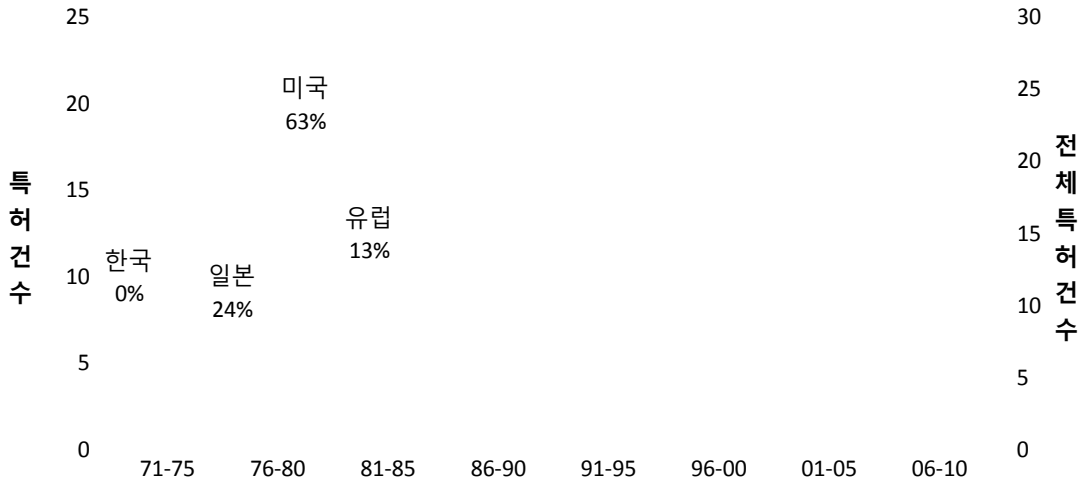


그림 88. MITSUBISHI의 기술별/국가별 특허분포

○ MITSUBISHI의 기술별/국가별 특허분포
- MITSUBISHI는 일본시장을 중점적으로 출원함.
- 모든 기술분야에 출원이 이루어지고 특히나 전장분야의 출원이 집중되고 있으며, 일본을 제외한 국가에서 출원이 미비함.
- 전장분야의 특허가 많은 것으로 나타나기 때문에 기술투자가 집중되고 있다고 판단됨.
- 일본을 제외한 타 국가에 특허가 미비한 것으로 나타나기 때문에 일본시장의 전장분야에 특허활동을 집중하는 것으로 판단됨.
- MITSUBISHI는 일본에 기체분야 20건, 전장분야 67건, 기계분야 27건, 엔진분야 10건을 출원함.

(6) GENERAL ELECTRIC(미국) 특허동향

① 연도별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
합계	4	3	5	20	25	11	19	20
한국	0	0	0	0	0	0	0	0
일본	0	0	0	0	4	6	4	10
미국	4	3	5	19	15	5	13	6
유럽	0	0	0	1	6	0	2	4

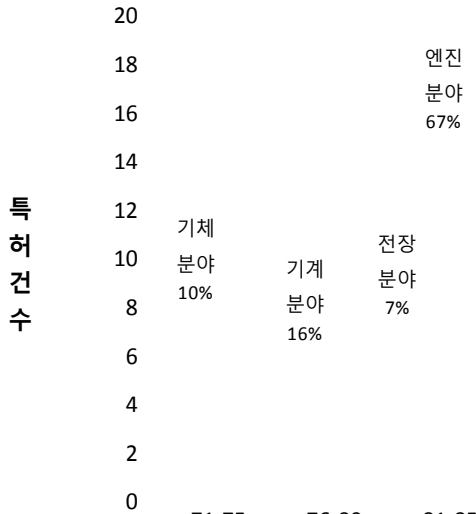
그림 89. GENERAL ELECTRIC의 연도별 특허동향

○ ‘중소형 항공기’와 관련된 GENERAL ELECTRIC의 연도별 특허동향을 국가별 분포를 함께 표시한 것으로, 미국에 1986년도에 출원을 시작함.

○ 국가별로 살펴보면, 미국에서는 5구간부터 6구간에 특허출원이 활발히 이루어졌고, 유럽과 일본에는 계속적으로 출원을 하고 있으며, 한국에는 출원하지 않음.

○ GENERAL ELECTRIC은 ‘중소형 항공기’와 관련하여 미국 70건, 일본 26건, 유럽 14건을 출원함.

② 기술별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
전장분야	0	0	0	2	1	0	0	5
기계분야	2	1	0	4	6	2	2	0
기체분야	0	0	1	0	1	6	3	0
엔진분야	2	2	4	14	17	3	14	15

그림 90. GENERAL ELECTRIC의 기술별 특허동향

○ ‘중소형 항공기’와 관련된 GENERAL ELECTRIC의 기술별 특허동향을 기술별 분포와 함께 표시한 것으로, 엔진분야에서 많은 출원이 이루어짐.

○ 기술별로 살펴보면, 엔진분야는 4구간부터 5구간과 7구간부터 8구간에서 특허출원이 활발히 이루어졌으며, 다른 기술 분야는 출원은 계속적으로 이루어지고 있지만 출원건수가 엔진분야에 비해 적음.

○ GENERAL ELECTRIC은 ‘중소형 항공기’와 관련하여 엔진분야 74건, 기계분야 17건, 기체분야 11건, 전장분야 8건을 출원함.

③ 기술별/국가별 특허분포

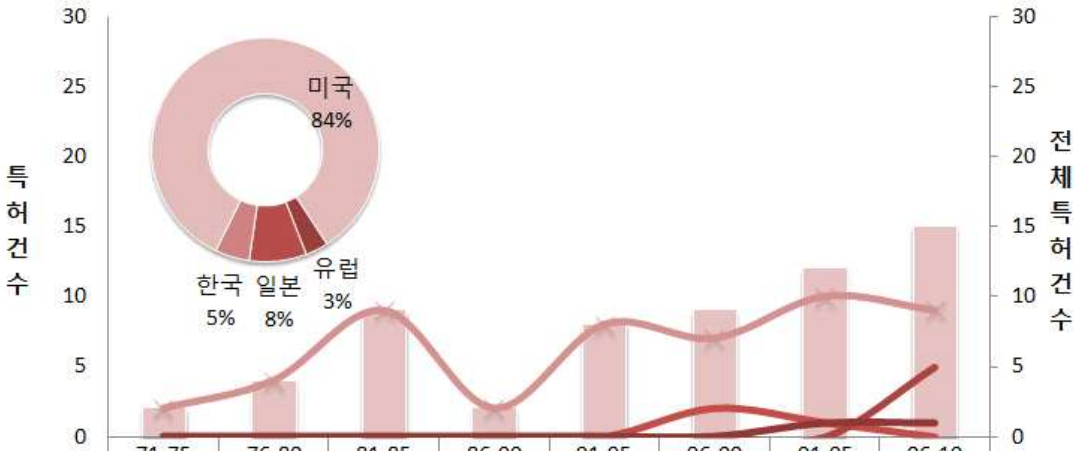


그림 91. GENERAL ELECTRIC의 기술별/국가별 특허분포

○ GENERAL ELECTRIC의 기술별/국가별 특허분포
- GENERAL ELECTRIC은 미국과 일본시장을 중점적으로 출원함.
- 엔진분야를 제외한 다른 기술 분야는 출원이 미비하고, 한국을 제외한 국가에서 출원이 이루어지고, 특히나 미국에 특허가 가장 많은 것으로 나타났으며, 엔진분야의 특허가 많은 것으로 나타남.
- 엔진분야의 특허가 많은 것으로 나타나기 때문에 기술투자가 집중되고 있다고 판단됨.
- 한국에는 특허 출원이 없는 것으로 나타나기 때문에 미국시장의 엔진분야에 특허 활동을 집중하는 것으로 판단됨.
- GENERAL ELECTRIC은 미국에서 기체분야 6건, 전장분야 4건, 기계분야 14건, 엔진분야 46건을 출원함.

(7) LOCKHEED MARTIN(미국) 특허동향

① 연도별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
합계	2	4	9	2	8	9	12	15
한국	0	0	0	0	0	2	1	0
일본	0	0	0	0	0	0	0	5
미국	2	4	9	2	8	7	10	9
유럽	0	0	0	0	0	0	1	1

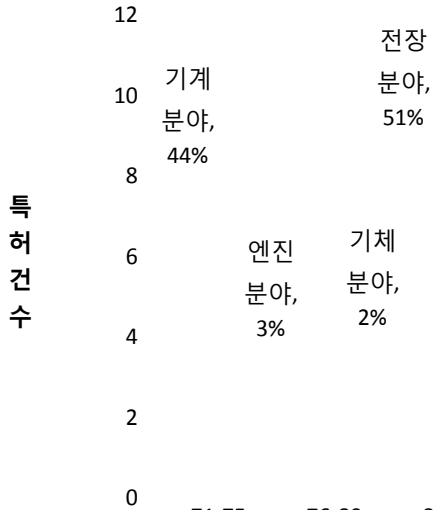
그림 92. LOCKHEED MARTIN의 연도별 특허동향

○ ‘중소형 항공기’와 관련된 LOCKHEED MARTIN의 연도별 특허동향을 국가별 분포를 함께 표시한 것으로, 미국에는 1991년도부터 활발히 출원이 이루어짐.

○ 국가별로 살펴보면, 미국에서는 일정하게 특허출원이 이루어졌고, 미국을 제외한 국가에서는 출원이 미비한 것으로 나타남.

○ LOCKHEED MARTIN은 ‘중소형 항공기’와 관련하여 미국 51건, 일본 5건, 한국 3건, 유럽 2건을 출원함.

② 기술별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
전장분야	0	2	2	0	1	3	7	10
기계분야	2	1	5	2	4	3	1	2
기체분야	0	1	0	0	1	0	4	2
엔진분야	0	0	2	0	2	3	0	1

그림 93. LOCKHEED MARTIN의 기술별 특허동향

○ ‘중소형 항공기’와 관련된 LOCKHEED MARTIN의 기술별 특허동향을 기술별 분포와 함께 표시한 것으로, 전장분야에서 가장 많은 출원이 이루어짐.

○ 기술별로 살펴보면, 전장분야는 4구간부터 8구간까지 특허출원이 활발히 이루어졌으며, 기계분야는 증감소를 보이지만 계속적으로 출원이 이루어짐.
- 기체분야와 엔진분야는 출원이 이루어지고 있지만 증감소를 보이며 출원건수가 미비함.

○ LOCKHEED MARTIN은 ‘중소형 항공기’와 관련하여 전장분야 25건, 기계분야 20건, 엔진분야8건 기체분야 8건을 출원함.

③ 기술별/국가별 특허분포

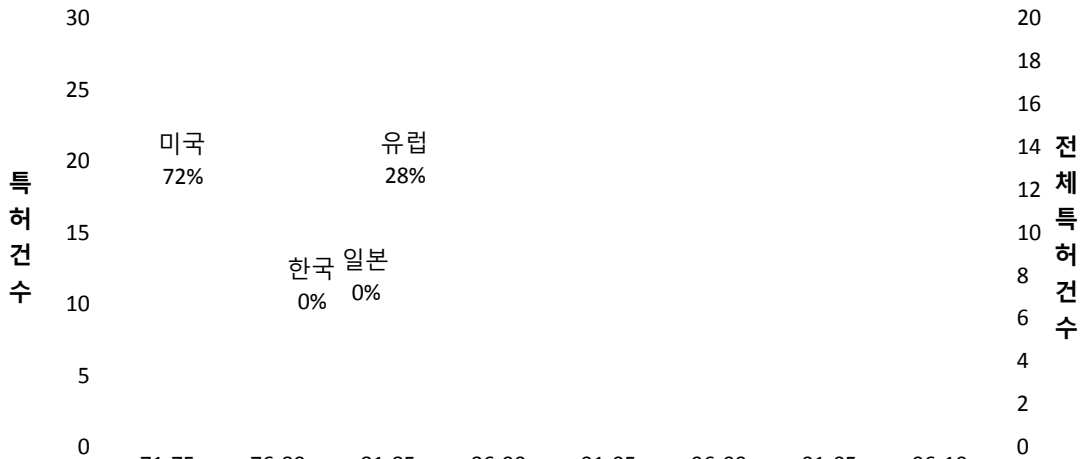


그림 94. LOCKHEED MARTIN의 기술별/국가별 특허분포

○ LOCKHEED MARTIN의 기술별/국가별 특허분포
- LOCKHEED MARTIN은 미국시장에 중점적으로 출원함.
- 엔진분야와 기체분야는 출원이 미비하며 전장분야와 기계분야에는 출원이 활발하며, 미국에서 가장 활발한 출원활동을 보이며 타 국가에는 출원건수가 미비함.
- 기계분야와 전장분야의 특허가 많은 것으로 나타나기 때문에 기술투자가 집중되고 있다고 판단됨.
- 한국과 유럽에는 특허 출원이 낮기 때문에 미국시장의 전장분야에 특허활동을 집중하는 것으로 판단됨.
- LOCKHEED MARTIN은 미국에서 기체분야 7건, 전장분야 18건, 기계분야 20건, 엔진분야 6건을 출원함.

(8) ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES(이스라엘) 특허동향

① 연도별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
합계	0	1	3	4	6	2	6	18
한국	0	0	0	0	0	0	0	0
일본	0	0	0	0	0	0	0	0
미국	0	1	3	4	2	1	5	12
유럽	0	0	0	0	4	1	1	6

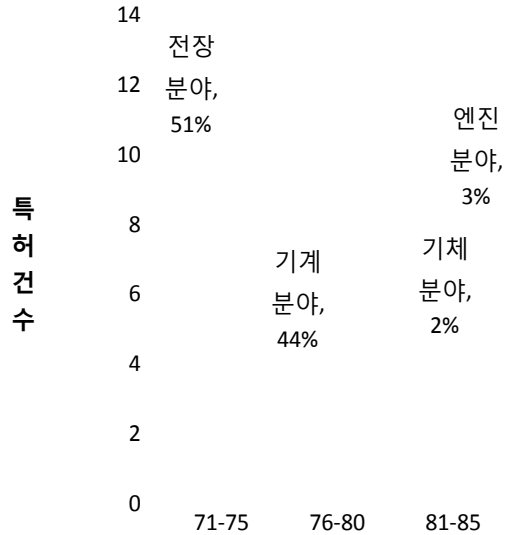
그림 95. ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES의 연도별 특허동향

○ ‘중소형 항공기’와 관련된 ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES의 연도별 특허동향을 국가별 분포를 함께 표시한 것으로, 미국에 2006년도부터 활발히 출원이 이루어짐.

○ 국가별로 살펴보면, 미국에서는 7구간부터 8구간까지 특허출원이 활발히 이루어졌고, 최근에는 유럽에 점차적으로 특허출원이 증가하고 있는 것으로 나타남.

○ ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES은 ‘중소형 항공기’와 관련하여 미국 31건, 유럽 12건을 출원함.

② 기술별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
전장분야	0	0	0	0	1	0	0	0
기계분야	0	0	0	0	0	0	1	1
기체분야	0	1	3	1	2	1	0	4
엔진분야	0	0	0	3	3	1	5	13

그림 96. ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES의 기술별 특허동향

○ ‘중소형 항공기’와 관련된 ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES의 기술별 특허동향을 기술별 분포와 함께 표시한 것으로, 엔진분야에서 가장 많은 출원이 이루어짐.

○ 기술별로 살펴보면, 엔진분야는 7구간부터 8구간까지 특허출원이 활발히 이루어졌으며, 기체분야는 증감소를 보이며 출원이 이어지고 있음.
- 기체분야는 점차적으로 출원이 증가하고 있으며 엔진분야는 출원건수가 미비함.

○ ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES은 ‘중소형 항공기’와 관련하여 엔진분야 26건, 기체분야 14건, 기계분야 2건, 전장분야 1건을 출원함.

③ 기술별/국가별 특허분포

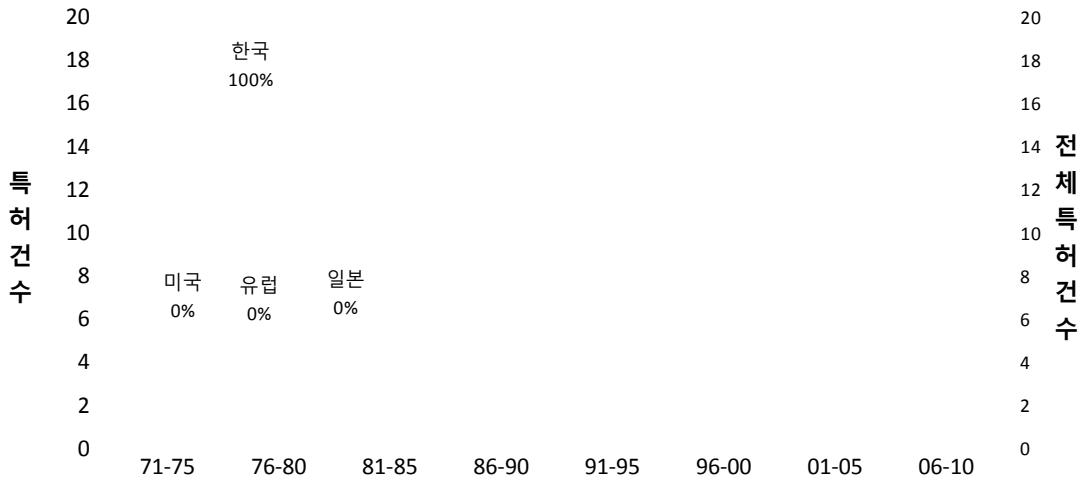


그림 97. ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES의 기술별/국가별 특허분포

○ ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES의 기술별/국가별 특허분포
- ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES은 미국과 유럽시장을 중점적으로 출원함.
- 모든 기술 분야에서 출원이 이루어졌지만 기체분야와 엔진분야는 출원이 미비하며, 한국과 일본에서 출원이 이루어지지 않으며, 특히나 미국에 특허가 가장 많은 것으로 나타났으며, 기계분야의 특허가 많은 것으로 나타남.
- 기계분야와 전장분야의 특허가 많은 것으로 나타나기 때문에 기술투자가 집중되고 있다고 판단됨.
- 한국과 일본에는 '중소형 항공기' 관련 특허를 출원하지 않았으며, 미국에도 엔진분야 관련 특허 출원이 없는 것으로 나타남.
- ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES은 미국에서 기체분야 1건, 전장분야 11건, 기계분야 19건을 출원함.

(9) 한국항공우주산업(한국) 특허동향

① 연도별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
합계	0	0	0	0	0	4	19	8
한국	0	0	0	0	0	4	19	8
일본	0	0	0	0	0	0	0	0
미국	0	0	0	0	0	0	0	0
유럽	0	0	0	0	0	0	0	0

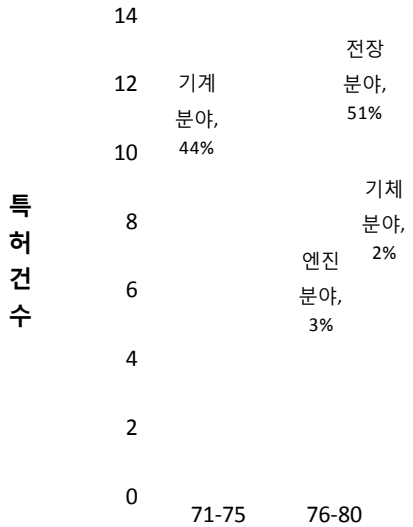
그림 98. 한국항공우주산업의 연도별 특허동향

○ ‘중소형 항공기’와 관련된 한국항공우주산업의 연도별 특허동향을 국가별 분포를 함께 표시한 것으로, 한국에 2001년도부터 활발히 출원이 이루어짐.

○ 국가별로 살펴보면, 한국에서 6구간부터 8구간까지 특허출원이 활발히 이루어졌고, 한국을 제외한 타 국가에는 출원을 하지 않음.

○ 한국항공우주산업은 ‘중소형 항공기’와 관련하여 한국 31건을 출원함.

② 기술별 특허동향



	71-75	76-80	81-85	86-90	91-95	96-00	01-05	06-10
전장분야	0	0	0	0	0	1	0	7
기계분야	0	0	0	0	0	1	13	1
기체분야	0	0	0	0	0	2	4	0
엔진분야	0	0	0	0	0	0	2	0

그림 99. 한국항공우주산업의 기술별 특허동향

○ ‘중소형 항공기’와 관련된 한국항공우주산업의 기술별 특허동향을 기술별 분포와 함께 표시한 것으로, 기계분야에서 가장 많은 출원이 이루어

○ 기술별로 살펴보면, 기계분야는 6구간부터 7구간까지 특허출원이 활발히 이루어졌으며, 전장분야는 8구간에서 출원건수가 증가
- 전장분야를 제외한 모든 기술 분야는 출원이 미비한 것으로 판단됨.

○ 한국항공우주산업은 ‘중소형 항공기’와 관련하여 기계분야 15건, 전장분야 8건, 기체분야 6건, 엔진분야 2건을 출원함.

③ 기술별/국가별 특허분포



그림 100. 한국항공우주산업의 기술별/국가별 특허분포

○ 한국항공우주산업의 기술별/국가별 특허분포
- 한국항공우주산업은 한국시장을 중점적으로 출원함.
- 모든 기술 분야에서 출원이 이루어졌지만 엔진분야는 출원이 미비하며, 한국을 제외한 타 국가에서 출원이 이루어지지 않으며, 특히나 기계분야의 특허가 많은 것으로 나타남.
- 기계분야의 특허가 가장 많은 것으로 나타나기 때문에 기술투자가 집중되고 있다고 판단됨.
- 일본, 미국, 유럽에는 ‘중소형 항공기’ 관련 특허를 출원하지 않았음.
- 한국항공우주산업은 한국에 기체분야 6건, 전장분야 8건, 기계분야 15건, 엔진분야 2건을 출원함.

라. 시장확보력 및 기술력

그림 101. 국가별 시장확보력 및 기술력

○ 미국은 질적수준과 시장확보력이 모두 평균이상으로 양적수준뿐만 아니라 기술영향력과 시장확보력 또한 높은 것으로 나타났고, 영국, 캐나다, 프랑스 또한 질적수준과 시장확보력이 모두 평균이상으로 나타났음.

- 독일, 오스트레일리아, 스페인, 스웨덴은은 시장확보력이 평균이상이나 질적 수준은 평균이하로 나타났으며, 일본은 질적 수준은 평균이상이나, 시장확보력이 평균이하로 나타났으며, 이스라엘은 질적 수준과 시장확보력이 모두 평균보다 낮은 것으로 나타나 후발그룹으로 나타남.

그림 102. 주요출원인별 시장확보력 및 기술력

※ 분석기준

1. 피인용도지수(CPP : Cites per Patent) : 특허당 피인용 횟수. 즉 인용되는 빈도(Forward Citation) 가 높을수록 기술력이 강하고 반대로 낮을 경우에는 기술력이 약함을 의미
2. 시장력지수(PFS : Patent Family Size) : 한 발명에 대해 상업적인 이익 또는 기술경쟁 관계에 있을 경우에만 해외에 특허를 출원하므로, 패밀리특허수가 많을 때에는 특허를 통한 시장성이 크다고 판단되어 시장확보력이 큼을 의미

○ BOEING, LOCKHEED MARTIN, HONEYWELL은 질적 수준은 평균이상이나, 시장확보력은 평균이하로 나타났음.

○ GENERAL ELECTRIC, AIRBUS, ISRAEL AIRCRAFT IND는 시장확보력은 평균이상이나, 직적수준이 평균이하로 나타났음.

- MITSUBISHI는 미국등록특허가 상대적으로 적어 분석대상에서 제외

3절. 결론

○ 본 보고서에서는 ‘중소형 항공기’ 시스템 체계에 대해서, 엔진분야, 기계보기, 전기/전자보기 및 기체/소재의 대분류 단위로, 중분류 단위에서 축시스템, 연소시스템, 터빈시스템, 환경관리시스템, 항공기내장시스템, 비행조종시스템, 유압시스템, 이착륙시스템, 연료시스템, 비행자동화시스템, 항공통신시스템, 전원시스템, 항법시스템, 기체, 소재로 구분하여 실시하였으며, 대상특허는 6,052건으로 선정됨.

○ 중소형 항공기 관련특허 출원은 1970년대 이후 꾸준한 증가추세를 나타냄.

○ 중소형 항공기의 점유율은 미국은 3,588건으로 59%를 차지하여, 분석대상 국가에서 가장 높은 점유율을 나타내고 있으며, 그 다음으로 일본이 1130건으로 19%의 , 유럽이 845건으로 14%의 점유율을 기록함.

○ BOEING은 1971년부터 연평균 약 14건의 출원을 하여 ‘중소형 항공기’ 분야에서 최다 출원을 기록하고, AIRBUS는 2000년도부터 연평균 25건의 출원을 실시하여 2006년도부터 BOEING보다 더 많은 출원을 실시하고 있는 것으로 나타남.

○ 중소형 항공기 관련특허는 BOEING, AIRBUS 등 특정 출원인에 의한 출원이 대부분임.

○ 아시아 지역에는 MISUBISHI가 유일하게 중소형 항공기분야의 상위출원인에 속함.

○ 상위 10개 다출원 기업 모두 중소형 항공기의 기계구조에 대한 특허 보유도가 높으며, 미국의 BOEING, 유럽의 AIRBUS, 일본의 Mitsubishi가 중소형 항공기의 엔진분야, 기계분야, 전장분야, 기체분야의 4가지 기술 분야에 에 모두에 고른 특허 출원을 하는 것으로 나타남.

○ 미국국적의 BOEING은 ‘중소형 항공기’ 부분에서 최다출원, 각기술별 최다출원, 기술력부분에서 가장 두각을 나타내며, 주로 미국과 유럽시장에서 활동이 활발하며, 기계분야와 전장분야에 연구개발을 활발히 하고 있는 것으로 분석됨.

◯ 유럽국적의 AIRBUS는 ‘중소형 항공기’ 부분에서 최다출원 2위, 각기술별 최다출원 2위, 시장 확보력 부분에서 가장 두각을 나타내며, 미국국적의 BOEING보다 기술력에서는 상대적으로 뒤처지지만, BOEING보다 상대적으로 높은 시장확보력을 보유한 것으로 분석됨.

○ 미국 국적의 UNITED TECHNOLOGIES와 GENERAL ELECTRIC은 전체적으로 BOEING, AIRBUS같은 1,2위 그룹보다는 뒤지지만 엔진분야에서는 1,2위 기업보다 높은 연구개발과 특허건수를 보유하는 것으로 분석됨.

○ ‘중소형 항공기’와 관련된 분류별 특허비율에서는 기계분야의 특허건수가 2,538건, 42%로 가장 높은 비율을 차지하며, 그 다음으로 전장분야가 31%(1882건), 기체분야가 15%(932건), 엔진분야 12.0%(700건)의 순으로 나타났으며 기계분야에서 기술개발이 활발히 이루어지는 것으로 판단되며, 엔진분야는 기계분야에 비해 저조한 특허건수와 기술개발이 이루어지는 것으로 판단됨.

○ 미국, 일본, 유럽에 있어서의 ‘중소형 항공기’ 관련 한국의 점유율은 미미함.

○ ‘중소형 항공기’ 관련 한국 점유율이 미미한 경향은 객관적으로 ‘중소형 항공기’ 분야에서의 한국의 기술력이 부족할 뿐만 아니라 이를 극복하기 위한 연구개발이 시급하다는 것을 단적으로 나타낸 것이라고 판단됨.

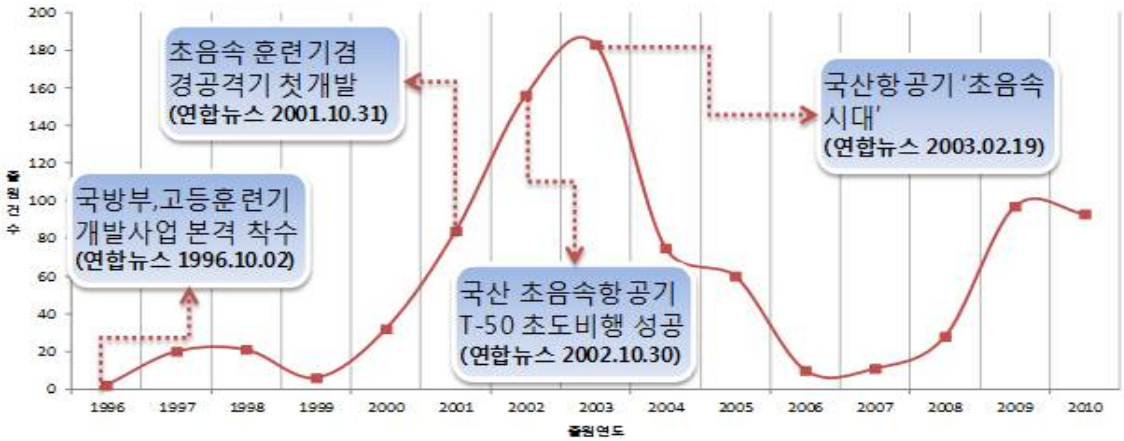


그림 103. 정부지원과 기술개발의 상관관계 - 한국항공우주산업의 연도별 출원동향

○ 한국항공우주산업의 연도별 출원동향을 살펴보면 T-50의 개발단계(2000년)에서 부터 출원건수가 증가하여, 2003년도에 정점을 찍고 T-50의 초음속 비행을 성공(세계 12위)시킨 바, 국책사업을 통해 세계적인 항공기 기술을 보유한 중요한 사례로 볼 수 있음.

- 자국의 국방력과 밀접한 관계가 있는 항공기기술의 발전 및 틈새시장 공략을 위해 정부주도의 기술개발이 시급하다고 판단됨.

그림 104. 기술개발에 따른 특허정보 활용

- 위의 그림과 같이 효율적인 연구개발을 수행하기 위해, R&D목표 설정 및 구체화 단계에서 해당 산업분야의 현황을 파악하여 정략적인 목표를 설정할 필요성이 있음.

- 항공기 산업분야와 관련하여 거대 선두그룹이 존재하고 한국이 후발주자인 것을 감안하여 기술개발 탐색단계에서 선두그룹의 현안(사업 환경, 계획, 목표, 문제 등)을 파악하고 분석하여 중복투자 및 위협요소를 사전에 검토할 필요성이 있음.

3장. 국내 시험 인프라 분석

1절. 공기역학 분야

구분	시험장비명	기관	용 도	Spec.
연	아음속 풍동	ADD	공력시험	Velocity : 10 m/s
연	초음속 풍동	ADD	항공기 공력시험	
학	무반향 풍동 (Anechoic Wind Tunnel)	KAIST	항공기 공력시험	Size: 0.35m×0.35m Anechoicroom: 6.0m×5.0m×4.0m Range : 0~62.8m/s
학	아음속 풍동 (Subsonic Wind Tunnel)	KAIST	아음속 공력시험	Size : 1m×0.7m Range : 10～70m/s
학	소형 풍동	KAIST	MAV 공력시험	Size : 0.3m×0.3m×1m Range:1~30m/s
학	음향풍동 저 난류 개회로 풍동	KAIST	항공기 공력시험	
학	Shock Tube	KAIST	초음속흐름 및 충격파 실험	Inside Diameter : 190mm Whole length : 220mm
연	아음속 풍동(폐쇄형)	KARI	공력시험	Size : 4m×3m Velocity : 110m/s
연	아음속 풍동(개방형)	KARI	공력시험	Size : 5m×3.75m Velocity : 110m/s
학	다목적 아음속 풍동	건국대	항공기 공력시험	Size : 1m×1m×3.5m Range : 0~45.1m/s Size : 2.2m×2m×9m Range : 0~9.8m/s
학	Shock Tunnel	건국대	초음속 유동 및 충격파 실험	
학	아음속 풍동 (Subsonic Wind Tunnel)	경상대	항공기 공력시험	Size : 1m×1m×3m
학	중형 풍동	공사	항공기 공력시험	Size : 2.45m×3.5m×8.7m 3.67m×5.25m×8m Range : 0~92m/s
학	대기 경계층 풍동	부산대	항공기 공력시험	
학	아음속 폐쇄 회로 풍동 (Subsonic Circuit Type Wind Tunnel)	부산대	항공기 공력시험	

학	아음속 풍동 (Subsonic Wind Tunnel)	서울대	항공기 공력시험	Size : 0.96m×1.35m×2m Range: 0~75m/s
학	초음속 풍동	서울대	항공기 공력시험	Size : 0.2m×0.2m Range : Mach 2~3.8
학	Gottingen type 풍동	서울대	항공기 공력시험	
학	소형 아음속 풍동	세종대	항공기 공력시험	
학	소형 아음속 풍동	영남대	항공기 공력시험	Size : 1.2m×0.9m×3.6m Range : 0.5~40m/s
학	풍동 2	영남대	항공기 공력시험	
학	풍동	울산대	항공기 공력시험	Size : 2m×1.8m×10m Range : 5m/s~35m/s
학	아음속 풍동(폐쇄형)	인하대	항공기 공력시험	Size : 1m×1m×2m Range : 0~70m/s
학	건축과 경계층 풍동	전북대	항공기 공력시험	Size : 23m×4m×1.5m
학	아음속 풍동 (수직순환폐회로방식)	전북대	항공기 공력시험	Size : 12m×2.5m×40m Range : 0.3m/s~12m/s
				Size : 5m×2.5m×20m Range : 0.5m/s~31m/s
학	아음속 풍동 (Subsonic Wind Tunnel)	조선대	아음속 공력시험	
학	초음속 풍동 (Supersonic Wind Tunnel)	조선대	초음속 공력시험	Size : 40mm×40mm Range : Mach 1.5~3.0
학	중형 공력음향 풍동	충남대	항공기 공력시험	Size : 26.2m×1.8m
학	Open-Jet 풍동	충남대	항공기 공력시험	Size : 0.24m×0.24m×1m Range : 0~32.5m/s
학	저 난류 경계층 풍동	포항 공대	항공기 공력시험	Size : 1.8mx1.5mx4.3m Range : 5~75m/s
학	중형 아음속 풍동	포항 공대	항공기 공력시험	
학	소형 아음속풍동	한양대	항공기 공력시험	Size : 0.8mx0.8mx1.2m Range : 0~75m/s
학	소형 아음속풍동	한양대	항공기 공력시험	Size : 0.3mx0.3mx0.6m
산	대형 경계층 풍동	현대 건설	항공기 공력시험	
산	대형 경계층 풍동	현대 자동차	항공기 공력시험	
산	HMWT	현대 자동차	항공기 공력시험	
산	HAWT	현대 자동차	항공기 공력시험	

2절. 구조 분야

구분	시험장비명	기관	용 도	Spec.
연	내구성 시험장비 (AERO-90)	ADD	정적/내구성 시험 및 하중제어 (120채널)	
연	동특성 가진기	ADD	동특성 시험 시 대상물 가진	
연	정적구조시험장비 (AERO-90LT)	ADD	정적구조/피로시험 하중제어장비 (16채널)	
연	제1구조시험동	ADD	소형구조물 정적/피로시험	
연	제2구조시험동	ADD	대형구조물 정적/피로시험	
연	트랜드 모니터링 장비	ADD	구조 시험중 센서자료 실시간 제공	
연	유압 Actuator	ADD	구조 시험시 하중부가용	
산	고속인장 시험기	ADD	재료 물성치 고속 측정평가	
산	구조시험자료 획득 장치	KAI	T-50 구조시험 자료획득용	
산	GT DAS	KAI	T-50 지상시험 자료획득용	
산	Load Control System	KAI	T-50 구조시험 하중제어장치	
산	Strain Gage Tester	KAI	T-50 Strain Gage 시험용	
산	Vibration Test System	KAI	T-50 지상진동시험용	
산	고속인장 시험기	KAI	재료 물성치 고속 측정평가	
산	만능재료 시험기 (Material Testing System)	KARI	부품 및 시료의 재료 시험	
산	진동시험기	KARI	부품 등 진동시험 (2500Hz)	
산	주사전자현미경 (Scanning Electron Microscopy)	KARI	시료의 표면 및 상태측정/평가	
산	고속인장 시험기	KARI	재료 물성치 고속 측정평가	

연	미세경도시험기 (Micro Vickers Hardness Tester)	KARI	미세 경도 시험	
연	미소진동 감쇄기 (Isolation Test System for Micro-Vibration)	KARI		
연	전기체 구조시험동	KARI	전기체 구조시험 (22m×35m)	
연	전기체 지상진동 시험 장비	KARI	전기체 지상진동시험	
연	진동 계측장비 (Vibration Measurement System	KARI	진동 계측	
연	진동환경 시험장비	KARI	탑재장비 진동환경시험 (3-80Hz)	
연	환경시험용 진동시험 콘트롤러 (Portable Dynamic Signal Analyzer & Vibration Control System	KARI	진동 시험 콘트롤	
연	UTM(150톤)	KARI	구조정적/ 피로강도시험	
산	V860-HD-C	LG 이노텍	진동시험 (주파수 2~2000Hz)	
학	동적 변형률 측정장치	경상대	재료의 동적/정적 크리프 특성조사	
학	만능 재료 시험기	경상대	재료에 대한 인장강도, 압축강도, 휨강도, 파단점, 항복점 등을 측정	
학	주사전자 현미경 (Scanning Electron Microscopy)	경상대	시료의 표면 및 상태 측정/평가	
학	진동내구성 시험장치	경상대	부품진동 내구성측정	
학	진동내구성 시험장치 (FMC120-M)	경상대	부품 부식 환경 측정/평가	
학	투과전자현미경	경상대	미세구조관찰	
학	피로시험기(10톤) INSTRON 8516	경상대	구조물의 내구성 및 피로시험	
학	피로시험기(25톤) INSTRON 8516	경상대	구조물의 내구성 및 피로시험	
학	피로시험기(50톤)	경상대	구조물의 내구성 및 피로시험	

학	초음파 탐상기	경상대	초음파를 이용하여 각종 결함 내재 여부 조사	
학	항공기 부품해석용 고성능서버 (High Performance Server for Aircraft Part Analysis)	경상대	항공기 부품 해석	
학	항공기 구조시험 시스템 (Aircraft Structure Test System)	경상대	항공기 구조 시험	
산	진동시험기	경주 전장	부품 등 진동시험 (2500Hz)	
학	전계 방사형 주사 전자현미경/에너지 분산형 X선분광기 (Field Emission Scanning Electron Microscope/Energy Dispersive Spectroscopy)	고려대	시료의표면 및 상태 측정/평가	
학	주사 전자현미경 (Scanning Electron Microscopy)	고려대	시료의 표면 및 상태측정/평가	
학	투과 전자현미경(Transmission ElectronMicroscope)	고려대	부품 및 시료의 내부 구조 관찰	
연	AES/SEM	과학 기술 연구원	재료표면 분석장비 (원소분석 등)	
연	TOF-SIMS	과학 기술 연구원	재료표면 분석장비 (분사구조분석 등)	
연	XPS (X-ray Photoelectron Spectrocopy)	과학 기술 연구원	재료표면 분석 (원소량분석 등)	
학	주사 전자현미경 (Scanning Electron Microscopy)	국민대	시료의 표면 및 상태측정/평가	
학	투과 전자현미경 (Transmission Electron Microscope)	국민대	시료의 부품 및 내부의 구조 분석	
산	Ultrasonic Bonding Tester	다원 프릭션	접합분율 및 접합강도 평가	
산	하우징 피로시험기	다이 모스	하우징의 피로 시험	
산	만능재료 시험기 (Material Testing System)	대한 항공	부품 및 시료의 재료 시험	

학	만능재료 시험기 (Universal Testing Machine)	부산대	부품 및 시료의 재료 시험	
연	피로시험기8501(10톤)	산업 기술 시험원	피로시험 및 수명평가, 내구성 시험	
산	운송시험기	삼성 탈레스	사인, 랜덤진동시험 및 충격시험	
산	진동충격 시험기 (2XSA120-T4000)	삼성 탈레스	부품진동/충격시험	
산	압축강도 시험기 (Compressive Strength Testing Machine)	삼양 컴텍	압축강도 시험	
산	인장강도시험기 (Universal Tensile Testing Machine)	삼양 컴텍	인장강도 시험	
학	고분해능 투과 전자현미경 (High Resolution Transmission Electron Microscope)	서울대	고분해 성분 분석	
학	전계방사형 주사 전자현미경 (Field Emission Scanning Electron Microscope)	서울대	시료의 표면 및 상태측정/평가	
학	주사 전자현미경 (Scanning Electron Microscopy)	서울대	시료의 표면 및 상태측정/평가	
학	투과 전자현미경 (Transmission Electron Microscope)	서울대	부품 및 시료의 내부 구조 관찰	
산	로크웰 경도시험기 (Rockwell Hardness Tester)	수성 기체	경도시험	
산	진동시험기	엠택	부품 등 진동시험(2500Hz)	
산	진동시험기	요업 기술원	부품 등 진동시험(2500Hz)	
학	구조피로 시험장치	울산대	항공기 구조피로시험	
학	만능재료 시험기 (Universal Testing Machine)	울산대	재료 시험	
학	회전굽힘 피로시험장치	울산대	재료 피로 내구성 시험	
산	인장강도 시험기 (Universal Tensile Testing Machine)	위아 중공업	인장강도 시험	

산	로크웰 경도시험기 (Rockwell Hardness Tester)	위아 중공업	경도시험	
산	금속 현미경 (Metal Lugrical Microscope)	위아 중공업	재료 관찰	
산	마이크로 아카시 경도시험기 (Micro Vickers Hardness Tester)	위아 중공업	경도 시험	
산	주사 전자현미경 (Scanning Electron Microscopy)	위아 중공업	시료의 표면 및 상태측정/평가	
학	전계 방사형 주사 전자현미경 (Field Emission Scanning Electron Microscope)	인하대	시료의 표면 및 상태측정/평가	
학	전계 방사형 주사 전자현미경 (Field Emission Scanning Electron Microscope)	인하대	시료의 표면 및 상태측정/평가	
학	투과 전자현미경 (Transmission Electron Microscope)	인하대	부품 및 시료의 내부구조 분석	
연	6축 가진기	자동차 부품 연구원	자동차 부품 진동 내구시험	
연	복합환경 진동기	자동차 부품 연구원	자동차 부품 진동 내구 및 수명시험	
연	진동시험장치	자동차 부품 연구원	진동폭 가변 가능한 진동 및 피로시험	
산	만능재료시험기 (Material Testing System)	전력 연구원	부품 및 시료의 재료 시험	
연	비틀림 진동 분석장치 (Torsional Vibration Measurement System)	전력 연구원	비틀림 진동 분석	
연	진동 음향 분석기 (Dynamic Signal Analyzer)	전력 연구원	진동 음향 분석	
학	만능 재료 시험기 (Universal Testing Machine)	전북대	재료 시험	

학	주사 전자 현미경 (Scanning Electron Microscopy)	전북대	시료의 표면 및 상태측정/평가	
학	투과 전자 현미경 (Transmission Electron Microscope)	전북대	부품 및 시료의 내부 구조 관찰	
학	만능 재료 시험기 (Universal Testing Machine)	조선대	재료 시험	
학	주사 전자 현미경 (Scanning Electron Microscopy)	조선대	시료의 표면 및 상태측정/평가	
학	투과 전자 현미경 (Transmission Electron Microscope)	조선대	부품 및 시료의 내부 구조 관찰	
학	만능 재료 시험기 (Universal Testing Machine)	진주 산업대	재료 시험	
학	만능 재료 시험기 (Material Testing System)	충남대	재료 시험	
학	주사 전자 현미경 -HITACHI(공대) (Scanning Electron Microscope (SEM)&EDX)	충남대	시료의 표면 및 상태측정/평가	
학	투과전자현미경 (Transmission Electron Microscope)	충남대	부품 및 시료의 내부 구조 관찰	
산	만능 재료 시험기 (Material Testing System)	테크	부품 및 시료의 재료 시험	
산	초음파 측정기(C-Scan) (Ultrasonic Scanner)	테크	부품 및 시료시험	
산	주사 전자 현미경 (Scanning Electron Microscopy)	퍼스텍	시료의 표면 및 상태측정/평가	
학	인장 시험기 (Universal Ttensile Testing System)	포항 공대	부품 및 시료의 인장 시험	
학	전계 방사형 주사 전자 현미경 (Field Emission Scanning Electron Microscope)	포항 공대	시료의 표면 및 상태측정/평가	
학	투과 전자 현미경 (Transmission Electron Microscope)	포항 공대	부품 및 시료의 내부 구조 관찰	

산	만능 재료 시험기 (Material Testing System)	포항 산업 과학 연 구원	부품 및 시료의 재료 시험	
산	진동 시험기	한국광 기술원	부품 등 진동시험(2500Hz)	
산	만능 재료 시험기 (Material Testing System)	한국 기계 연구원	부품 및 시료의 재료 시험	
연	유압 Actuator	한국 기계 연구원	구조시험시 하중부가용	
연	2축 피로시험기	한국 기계 연구원	방진마운트 신뢰성, 성능/수명시험	
연	3차원 내진시험기	한국 기계 연구원	3차원 지진시험/원전기기 성능시험	
연	다목적 구조시험설비	한국 기계 연구원	정적/피로시험 (25x12x8m)	
연	대형 6자유도 진동대	한국 기계 연구원	진동 및 지진시험 (0~80Hz)	
연	자료획득 시스템 A/C Data Acquisition System	한국 기계 연구원	KT-1구조시험	
연	진동, 소음 분석장비	한국 기계 연구원	내외장 부품 작동 소음시험	
연	투과 전자현미경 (Transmission Electron Microscope)	한국 기계 연구원	부품 및 시료의 내부 구조 관찰	
연	Mechanical Shock	한국 기계 연구원	트랜스미션 등 부품 충격시험	
산	만능 재료 시험기 (Material Testing System)	한국 화이바	부품 및 시료의 재료 시험	
산	주사 전자현미경 (Scanning Electron Microscopy)	한국 화이바	시료의 표면 및 상태측정/평가	
산	조류 충돌 시험장치 (Bird Collision Test Rig)	한국화 이바	조류 사출 발사 충돌시험장치	

학	광탄성 응력 측정장치 (Photo Elastic Stress Measuring)	항공대	부품 및 시료의 응력 분포 상태 측정	
학	금속 현미경 (Microscope)	항공대	부품 및 시료의 내부 구조 관찰	
학	동적변 형지시기 (Dynamic Strain Measurement System)	항공대	동적 변형 측정	
학	마그노 플럭스 탐상장치 (Magno Flux Inspection Kit)	항공대	검사 도구	
학	만능 재료 시험기 (Universal Testing Machine)	항공대	재료 시험	
학	스트레인 회로실험장치 (Strain Gauge Measuring Set)	항공대	스트레인 회로 시험	
학	응력 시험기 (Stress Tester)	항공대	응력 시험	
학	인장 시험기 (Tensile Tester)	항공대	인장 시험	
학	정적변형 지시기 (Static Strain Indicator)	항공대	정적 변형 검사	
학	주사 전자현미경 (Scanning Electron Microscopy)	항공대	시료의 표면 및 상태측정/평가	
학	진동 시험기 (Vibration Tester)	항공대	진동 시험	
학	진동 시험기 (Vibration Tester)	항공대	진동 시험	
학	초음파 측정기(A-Scan) (Ultrasonic Scanner)	항공대	부품 및 시료시험	
학	초음파 탐상기 (Reflecto Scope)	항공대	부품 및 시료시험	
학	충격 시험기 (Impact Tester)	항공대	충격 시험	
학	충격 시험기 (Impact Tester)	항공대	충격 시험	

3절. 엔진 분야

구분	시험장비명	기관	용 도	Spec.
산	PDIU	KAI	엔진 ELU 제안기능시험	
학	추진/연소시험설비	KAIST	Gas Turbine 등 시험	
산	압축기 성능시험설비	KARI	리그/성능시험	
연	30톤급 로켓엔진 연소기 추력 측정장치 (Thrust Test Stand)	KARI	연소기 추력 측정	
연	고공환경시험	KARI	고공 환경 시험	
연	동력흡수장치 (Power Absorbing System)	KARI	동력 흡수	
연	엔진시험 측정 및 제어용데이터획득장치 (Data Acquisition Device for Engine Test Measurement and Engine Control)	KARI	엔진 시험 측정 및 제어용 데이터 획득 장치	
연	추력측정 디바이스 (Thrust Measuring Device)	KARI	추력 측정 장치	
연	RETF 강도기밀시스템 ("Rocket Engine Test Facility Strength, Leakage Test System")	KARI	RETF 강도기밀시스템	
연	RETF 케로신 시스템 (Rocket Engine Test Facility-Kerosene system)	KARI	RETF 케로신시스템	
연	연소기 성능시험설비	KARI	가스터빈엔진 연소기 성능시험	
학	축류터빈 성능시험장치 (Axial Turbine Performance Testing)	경상대	축류 터빈 성능 시험	
산	고고도시험장비	삼성 테크윈	엔진 보기류 구성품 환경시험	
산	스핀시험	삼성 테크윈	로터디스크 개발/수명시험	
산	엔진시운전실(산업용)	삼성 테크윈	엔진시험/내구/수락 시험, 샤프트/팬엔진	
산	엔진온/습도시험장비	삼성 테크윈	엔진보기류 구성품 온/습도시험	

산	연료노즐분무시험장치	삼성 테크윈	연료노즐 분무시험	
산	압축기 성능시험설비	삼성 테크윈	리그/성능시험	
연	연소기 성능시험설비	삼성 테크윈	가스터빈엔진 연소기 성능시험	
학	고속카메라	울산대	연소 및 추진 현상을 시각적확인	
학	슐린렌 광원	울산대	연소 및 추진 현상을 시각적확인	
학	연소가시화장치	울산대	연소반응 가시화	
학	가스터빈엔진 성능시험장치	조선대	가스터빈엔진 종합시험	
학	가스터빈실험장치 (Gas Turbine Engine Tester System)	항공대	가스 터빈 성능시험	

4절. 전기/전자 분야

구분	시험장비명	기관	용 도	Spec.
산	Oscilloscope	KAI	LRU 단위신호 레벨측정 등 신호분석(600MHz)	
산	Spectrum Analyzer	KAI	RF 파형분석	
산	Accelermeter Cal. Sys.	KAI	T-50 센서교정장치	
산	Active Rod Antenna	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전개발용	
산	Altimeter Encoding Test	KAI	고도계 IFF 시험용	
산	Attenuator Set	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전개발용	
산	Avionic Hot Bench	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전개발용	
산	Biconical Antenna	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전개발용	
산	Close Field Probe	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전개발용	
산	Current Probe	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전개발용	
산	Decade Box	KAI	KT-1 가변 정밀 저항 측정	
산	Digital Multimeter	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전 개발용	

산	ELT Test Set	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전 개발용	
산	Function Generator	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전 개발용	
산	GCU Bench Tester	KAI	KT-1 Generator Control Unit 성능시험	
산	Hot Mock Up	KAI	KLHCMS/TADS/1553Bus 통합 연동시험	
산	LISN	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전 개발용	
산	Log Periodic Antenna	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전 개발용	
산	Logic Analysis Sys Frame	KAI	T-50 신호/타이밍 분석용	
산	Luminance/Colorimeter	KAI	휘도, 색상측정	
산	Meter Cal.	KAI	T-50 원하는 전압/전류생성	
산	Network Analyzer	KAI	T-50 안테나간 전송 특성 확인	
산	PCI Analyzer Module	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전 개발용	
산	PCMCIA Analyzer Module	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전개발용	
산	Power Meter	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전 개발용	
산	Power Sensor	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전 개발용	
산	Power Supply	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전 개발용 (9.5kg)	
산	Ramp Test Set	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전 개발용	
산	Signal Generator	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전 개발용	
산	T-50 비상 제네레이터 스탠드	KAI	비상 Gen.시험용	
산	T-50 AC/DC Load Bank	KAI	전기 Rig 시험시 가상부하공급	
산	TACAN Test Set	KAI	TACAN Test Set 기능시험용	
산	Transient Limiter	KAI	KT-1 BAHB 시험 및 항전 개발용	

산	Wire Harness Tester	KAI	KT-1 배선 조립 시험용	
연	3축 모션 시뮬레이터 시험실	KARI	하드웨어 연동 시뮬레이션시험(HILS)	
연	램프시험기(RampTest)	KARI	램프 시험	Synthesized signal generator for MKR, VOR,LOC,G/SCOMM systems with both FIXED and VAR frequency modes 8.33&25kHz COMM Channel selection 1ppm TCXO master oscillator, Simultaneous LOC-G/S output Sweep LOCDDM to test autopilot capture mode New lowpower built-incounter for display of generator frequency COMMXMIR frequency or 0dB mexternal frequencies from 1MHz to at least 300MHz
연	방향지시계(AnglePosition Indicator)	KARI	방향 지시계	The 8810 Asyncro/resolver angle position indicator is a dual channel instrument featuring channel 1 for syncros and channel 2 for res-olvers.. It has a resolution of 0.001º with a accuracy of 0.004º. The display is either 0 to 360º or ±180º. Frequency rangeis 360Hz to 1200Hz or 200Hz to 1200Hz.

연	전기방전시험기(ESD)	KARI	전기 방전 시험	Maximum intensity of electrostatic pulse occure :15,000V
연	전압 스파이크 시험기 (Voltage Spike Test Set)	KARI	전압 스파이크 시험	RTCA/DO-160Sec17 - Source impedance : 50Ω±10% - Initial increase time : 2㎜sec - Total maintenance time : 10㎜sec~1min
연	타칸 시험기 (Tacan Tester)	KARI	타칸 시험	Channels32(x) : 992M HZ91(X):1178M HZ93(Y):1054M HZ29(Y):1116M HZA/A29(X,Y):1116M HZA/A93(X,Y):1054M HZAccuracy:±0.002%
연	IFF 자동 무선 시험기 (IFF ransponder Test)	KARI	IFF 자동 무선시험	Accurate measure-ment of transponder transmitting frequ-ency, power and receiver sensitivity Auto test minimizes test time. Configuration control provides user selectable pre-determined test limits GO/NO-GO or diagnostic ope-ration Mode 4 stored code operation LCD dis-play with automatic back light Hand held directional antenna

연	Resolver/Synchro Simulator	KARI	Resolver/Synchro Simulator	0.001° resolution - 0.003° accuracy at no load - 0.004° accuracy at full load - Frequency : 10Hz to 47kHz - Programmable output voltages Dynamic mode to 35rps Size : 9.5"W×3.47"H×15"D
산	진동/충격시험기 (2XAS120-T4000)	LG 이노텍	Sine/Random 진동, 충격시험	
산	낙하 시험기	LG 이노텍	항공 전자 장비 낙하 시험	
산	요동 시험기 (1000SC)	LG 이노텍	항공 전자 장비 요동 시험	
산	유압식 진동시험기	LG 이노텍	항공 전자 장비 진동 시험	
산	침수 시험기	LG 이노텍	항공 전자 장비 침수 시험	
산	항온조 (TVC/27A)	LG 이노텍	항공 전자 장비 온도/습도시험	
산	Agree Chamber	LG 이노텍	항공 전자 장비 온/습도시험	
산	HS-50CUA	LG 이노텍	항공 전자 장비 진동 시험	
산	Thermal Shock Chamber (ATS-320-V-10-705-LN2)	LG 이노텍	온도/열충격 시험 (SRU/LRU)	
산	고도시험기	LG 이노텍	항공 전자 장비 고도 시험	
연	항온 항습기	LG 이노텍	전자 장비 온도/습도 조절 챔버/환경 시험	
학	동적 재료 시험기 (10ton) (Dynamic Material Testing Machine)	경상대	동적 재료 시험	- Dynamic load cell : 10 ton stroke - Furnace max : 1000℃ - DCPD System extension meter : 12.5㎜,25㎜,50㎜ - COD gage Hydr-aulic wedge action grip : 0㎜~12.5㎜ dia.
산	온도 진동 시험기 F-117-CHV-30-30)	삼성 탈레스	고온, 저온 진동 시험	

산	온도 충격 시험기(TSV-40)	삼성 탈레스	온도 충격시험	
산	온습도 시험기(SE-1200)	삼성 탈레스	고온, 저온, 습도 시험	
산	F136-CHMV-25-25-3	삼성 탈레스	항공 전자 장비 온/습도시험	
산	WP1606-CHM-2	삼성 탈레스	항공 전자 장비 온/습도시험	
산	진동/충격 시험기(2XAS120-T4000)	삼성 탈레스	Sine/Random 진동, 충격시험	
산	ADT 시험장비	엠택	GDT, GRS, AV성능시험	
산	ADTC/DEMUX 전용시험장비	엠택	ADTC/DEMUX 자체 시험	
산	GDT Simulator	엠택	무인기 GDT 자체 시험	
산	Network분석기	엠택	삽입손실, 위상 Delay 등 측정	
산	PBA Function시험기(RAP-156)	엠택	회로 단락/단선 등 시험	
산	X-Y Recorder	엠택	전압 및 전류 추이분석	
산	Oscilloscope	엠택	LRU 단위 신호 레벨 측정 등 신호 분석 (600MHz)	
산	Spectrum Analyzer	엠택	RF 파형 분석	
연	고속 고출력 회전기 시험설비	전기 연구원	발전기, 전동기 등 효율 측정 설비(2MW급)	
연	복합 환경 시험기	전자 부품 연구원	전자장비 1축 진동/진동 시험 (Sine, Random)	
연	열충격 시험기	전자 부품 연구원	전자 부품 급격한 온도 변화 챔버/열 충격 시험	- Size : 470×650×140㎜ - Max allow load : 50kg - Range : Hot 50~220℃ Cool -80~70℃

연	HALT시험기	전자 부품 연구원	전자장비 초가속 수명시험	- Temperature Range : -100～200℃ - Dewpoint Range : 5～83℃ <Size> - Internal dimension : 150×1150×1700 - Moving table : 150×1150×1190
연	PCT장비	전자 부품 연구원	전자장비 고온가습시험	
산	고도시험기	전자 부품 연구원	항공 전자 장비 고도시험	
연	항온 항습기	전자 부품 연구원	전자 장비 온도/습도 조절 챔버/환경시험	-Votsch : VC7020T,7034T - Jeiotech : TH-I-300, 600 - ACS : S340C, S600C - Tabai : SH-661 - CLIMATIC : Excal2221-H
산	Oscilloscope	퍼스텍	LRU 단위 신호 레벨 측정 등 신호 분석(600MHz)	
산	환경시험 Chamberv	퍼스텍	진동, 충격, 온도 시험등	
산	Frequency Counter	퍼스텍	전자 부품 주파수 측정용(50MHz)	
연	위성잡음 측정 시스템	표준과 학연	고정밀 주파수 발진기 위성 잡음 평가	
산	WR 100 Recorder	한화	8채널X-Y-T기록장 치	
산	요코카와 Recorder	한화	X-Y기록장치	
산	Mili-Ohm Meter	한화	전기 부품 밀리 Ohm 측정	
산	OR 1400 Recoder	한화	4채널X-Y-T기록장 치	

5절. 통신 분야

구분	시험장비명	기관	용 도	Spec.
산	IFF Test Set	KAI	KT-1 IFF 기능 시험용	
산	UHF AVUM Test Set	KAI	ARC-164 UHFAVUM 시험	
산	VHF/UHF Test Set	KAI	KT-1 통신 기능 시험용	
연	추적레이더	KARI	소형, 한국형 발사체 발사임무 운용	
산	통신/광섬유 신호 측정 및 평가	LIG	광섬유 관련 계측 및 평가기술	
산	통신/광섬유 신호 측정 및 평가	넥스원	광섬유 관련 계측 및 평가기술	
산	통신/광섬유 신호 측정 및 평가	삼성SDI	광섬유 관련 계측 및 평가기술	
연	고정밀 주파수 측정 시스템	표준 과학연	항법/통신 고정밀 주파수 발진기 성능 평가	

6절. 유압 분야

구분	시험장비명	기관	용 도	Spec.
산*	지상유압제어장치	KAI	유압 선택밸브 작동용	
산*	Hyd. Power Unit	KAI	유압 시험 장비 5000psi	
산*	Hyd.Test Pump	KAI	KT-1 유압 시험	
학	유압 시스템 성능 시험 장치(Hydraulic Pump Unit Performance Test Apparatus)	경상대	유압 시스템 성능 시험	"Motor:60HP×4P×40V(DC),1setBed:2000×3000×300 PressureSensor:semi-conducttype ProportionalValve:2ea가변PistonPump:290bar,145cc/rev,1setFlowMeter:400bar,300rpmOilTank:800 l "

산*	Hydraulic Tester	다윈 프릭션	정적, 동적 누유시험, 정적압력시험, 내구시험	
산*	오일분석기(SPECTROIL ANALYSER)	대한 항공		HYDRAULICOIL 내마모금속성분분석15CHANNEL
학	서보 엑추에이터 성능시험장비	동명중	항공 서보 엑추에이터 성능 시험 장비	
학	서보 밸브 시험 장비	동명중	서보밸브 성능시험	
학	유압 펌프 성능 시험 장비	동명중	펌프압력, 유량, 맥동, 회전수 등 측정	
산*	오일 청정도 검사장비	위아 중공업	오일 청정도 검사	"항공/특수유압유 청정도검사측정범위:ISO7-24등급,NAS0-12등급최대작동압력:420barFlowrate:380ml/min시험시간:4분무게:8kg"
연*	공기압 실린더 신뢰성 평가 장비	한국 기계 연구원	공기압 실린더 내구성 시험	
연*	공압 밸브 성능 측정 장비	한국 기계 연구원	신뢰성 시험	
연*	다기능 제어 밸브 수명 평가 장비	한국 기계 연구원	유압 작동기 조종 유니트 밸브 내구 성능 시험	
연*	대용량 Hyd. Power Unit	한국 기계 연구원	유압 기기의 시험 중 부하 유압 및 유량 공급	ReservoirCapacity:517Gallons 150GPMflowcapacity&LPM 440VAC/60Hz/3phpower 90/10CopperNickeloiltowaterheatexchanger Filtrationatpumpinlet3micron,Outletfilter10micron
연*	대형 유압 실린더 신뢰성 평가 장비	한국 기계 연구원	대형 유압 실린더 수명 평가	

연	산업용 초고압 펌프 수평 평가 장비	한국 기계 연구원	초고압용 유압 펌프 내구, 성능 시험 (700kgf/cm2)	
연	서보 엑추에이터 수명 평가 장비	한국 기계 연구원	서보 작동기 내구, 성능 시험(행정1,500mm)	
연	서보 밸브 수명 평가 장비	한국 기계 연구원	서보 작동기용 밸브 내구, 성능 시험	
연	소형 유압실린더 신뢰성 평가 장비	한국 기계 연구원	소형 유압 실린더 수명 평가	
연	압축공기 압력 조정 수명 평가 장비	한국 기계연 구원	공압 작동기 유니트 내구, 성능 시험	
연	유압 Cont. Regulator 성능 측정 장비	한국 기계 연구원	Pump Reg. 성능 시험	
연	유압 PWM Valve 성능 측정 시험 장비	한국 기계 연구원	유압 가속도/압력 측정	
연	유압 모터 신뢰성 평가 장비	한국 기계 연구원	축/방사 피스톤 유압 모터 신뢰성 시험	
연	유압 필터 수명 평가 장비	한국 기계 연구원	유압 작동 필터링 유니트내구, 성능 시험	
연	초고압 압력 조절 밸브 수명 평가 장비	한국 기계 연구원	유압 작동식 구동 밸브의 내구/성능 시험(펌프압력150MPa)	
연	축압기 수명 평가 장비	한국 기계 연구원	축압기 내구, 성능 피로 시험(350bar)	
연	텐덤 펌프 수명 평가 장비	한국 기계 연구원	유압 펌프 내구 성능 시험	
연	Particle Counter Device	한국 기계 연구원	유압 작동유 오염도 분석 장치	
산	유압 시험 장비 (Hyd Test Stand)	한벨 헬리콥 터사	유압 시험	"Actuator:4channel5ton(1ea),2.5ton(3ea)ActuatorExcitingFrequency:0~50HzRotaryactuator:1channel"

산*	AMS Test Stand	한화	유압 작동기 수락 시험 5000psi	
산*	Cylinder Test Stand	한화	비행 조종면 작동기 수락시험	
산*	F-16 ISA Tester Stand	한화	유압 작동기 수락 시험 5000psi	
산*	GKN Test Stand	한화	유압 작동기 수락 시험 5000psi	
산*	H-X Test Stand	한화	유압 작동기 수락 시험 5000psi	
산*	KMK Test Stand	한화	유압 작동기 수락 시험 3000psi	
산*	Parker Test Stand	한화	유압 작동기, 벨브 시험 5000psi	
산*	Pneumatic/Low Pre. Test Stand	한화	공유압 기기 시험, 0-5000psi	
산*	T-50 Test Stand	한화	유압 작동기, 벨브 시험5000psi	
산*	Timer	한화	작동기의 작동 시간 측정(KT-1)	
산*	Valve Test Stand	한화	유압 벨브 시험,5000psi	
산*	Velocity Tester	한화	작동기의 작속도 측정(KT-1)	

7절. 착륙장치 분야

구분	시험장비명	기관	용 도	Spec.
산	Brake Rig Test	KAI		
산	LGCS Rig Test	KAI	Brake Rig Test	
산	MLG Support Structure Test	KAI	MLG 구조 지지 시험	
산	NLG Support Structure Test	KAI	NLG 구조 지지 시험	
산	Normal/Emergency Retraction/Extension Test	KAI	외연 시험	
산	NWS Rig Test	KAI	LGCS Rig Test	
산	Ramp/Low/Mid/High Speed Taxi Test	KAI	Speed Taxi	
산	Tail Hook Engage Test	KAI	Tail Hook Engage Test	

산	LG Drop test	KARI	Drop test	
산	LG FatigueTest	KARI	Fatigue Test	
산	LG Strength Test	KARI	Strength Test	
연	산업용 Brake 수명 평가 시험 장비	KIMM	NWS Rig Test	
연	착륙장치 엑추에이터 신뢰성평가 장비	KIMM	항공기 착륙 장치용 엑추에이터 성능 및 수명 시험	
산	Dynamo Test	LG개발업체	Dynamo Test	
산	Brake Rig Test	LG개발업체(국내/해외)		
산	LGCS Rig Test	LG개발업체(국내/해외)	Brake Rig Test	
산	NWS Rig Test	LG개발업체(국내/해외)	LGCS Rig Test	
산	LG Drop test	LG,개발업체(국내/해외)	Drop test	
산	LG FatigueTest	LG,개발업체(국내/해외)	Fatigue Test	
산	LG Strength Test	LG,개발업체(국내/해외)	Strength Test	
산	LRU Endurance/Fatigue Test	LRU, 개발업체(국내/해외)	Endurance/Fatigue Test	
산	LRU Environmental Tests	LRU, 개발업체(국내/해외)	Environmenta Tests	

산	LRU Function Test	LRU, 개발업체(국내/해외)	Function Test	
산	LRU Stength Test	LRU, 개발업체(국내/해외)	Strength Test	
산	Lab Scale Dynamometer	다윈프릭션	마찰계수, 마모량, 마찰안정성, 상대공격성, 진동소음평가	
산	Dynamo Test	다윈프릭션	Dynamo Test	
산	Full Scale Inertia Dynamometer	다윈프릭션	Full Scale Inertia Dynamometer	
산	KF-16 생산 수락 시험 장비	위아	착륙장치 swing/내압시험	
산	KT-1 생산 수락 시험 장비	위아	착륙장치 swing/내압시험	
산	LYNX 생산 수락 시험	위아	생산 수락 시험	
산	T-50 기능 시험 장비	위아	T-50 착륙 장치 Mock Up 선행 개발	
산	T-50 생산 수락 시험 장비	위아	내압/생산 수락 시험	
산	UH-60P 생산 수락 시험	위아	양산 수락 시험	

8절. 환경시험 분야

구분	시험장비명	기관	용 도	Spec.
연	고온 구조 시험장비	ADD	구조물 온도 가열장비	
연	EMI/EMC 평가시스템	ADD	전자파 평가 시험 (29 × 25 × 9.3m)	
연	전자파 차폐시험	ADD	시스템/부속 장비 EMI/EMC 시험	
연	전자파 환경시험실	ADD	간섭, 정전기, 낙뢰 등 시험	

산	염수 분무 시험기 (SALT FOG CABINET)	KAI	염수 분무 시험	ASTMB117 Nozzle Air Pressure : 68.95 ~ 172.37 kPa Volume of Salt Sprayperhour : 1~2ml/hr Chamber Temperatureco ntrol : 33.33 ~ 36.11℃
산	Mini shield Room	KAI	T-50 간이 고정용 전자파 차폐실	
연	EMI/EMC 평가시스템	KAI	전자파 평가 시험 (29 × 25 × 9.3m)	
연	소형 공력 가열 시험설비(Aerodynamic)	KARI		IBM-PCAT(M HPC소프트웨어 포함)-1대 Micristar controller-2대 Chessellchart recoder-2대 Heater
연	시험기 온도 제어 장치 (Testing Temperature Control System)	KARI		전기가열식 공기가열장치 Controlpanel : 1대 공기가열기 : 1대
연	열확산도 시험기 (Thermal Conductivity Analyzer)	KARI		Highspeedpulse source Operatingtempe rature : 50 ~ 1000℃ or higher Temperatureacc uracy ± 0.1℃ or better Thermaldiffusiv ityrange : 3 ~ 0.001cm2/s

연	전자파 환경 시험용 RF 파워 앰프 (RF Power Amplifier)	KARI		RFampifier1000L사용가능주파수대역 : 10kHz ~ 220MHz
연	온도/습도 시험 챔버 (Environmental Chamber)	KARI		Interiordimension : 1.02m × 1m × 0.97m Volume : 986L Windowsize : 0.38m × 0.48m Temperaturerange : -70℃ ~ +180℃ Temperatureuniformity : ±0.5℃ Coolingability : -3.21℃/min Heatingability : +7℃/min
연	낙뢰 간접 영향 시험 장비 (MIG-OS-MB) (Induced Lightning Testing Equipment)	KARI		DO - 160D Waveforms (WF2 & WF3) WF2 - 0.1/6.4ns (40 up to 1600V/320A at 1600V) WF3 - 1MHz (80 up to 3200V/1280A at 3200V) WF3 - 10MHz (80 up to 3200V/1280A at 3200V)
산	TEM Cell	LG이노텍	전자파 차폐 소형 전자파 시험장비	
연	EMI/EMC 평가시스템	LG이노텍	전자파 평가 시험 (29 × 25 × 9.3m)	

학	부식 환경 시험기	경상대	가혹한 환경 조건하에서 제품의 신뢰성 시험	
학	열분석기 (Thermal Analyzer)	경상대	열 분석	TG, TG-DTA : ambientto1 600℃ Simultaneousm easuring : TG-DTA or TG-DSC up to 1600℃ Heatingrate : 0.1 ~ 99.9℃/min Samplingcapaci ty : 20mg Atmosphere : Air, Ar, N2
학	흡음성 측정 시스템 (Absorption Property Measurement System)	경상대	흡음성 측정	Absorption Ratio Measurement System : duct forlow? high frequency acoustical property measurement system Diameter : 6.35mm Frequency Range : 20Hz ~ 15Hz(±3dB), 100Hz ~ 10kHz(±1dB) Sensitivity : 50mV/Pa(±5%)
학	열변형 해석 (Thermomechanical Analysis)	고려대	열변형 해석	측정범위 : RT ~ 1000℃ 시편 : pellet
학	열분석기 (Thermal Analysis System)	국민대	열분석	1500℃ 까지가능 0.1~60℃/min Sensitivity <5㎼, 0.1㎶ Self-diagonosti c and gasflow

산	환경시험기 (Constant Temperature Humidity Chamber)	대한항공	환경 시험	온도범위 : -40 ~ 100℃ 습도범위 : 30 ~ 98%RH
산	염수 분무 시험기 (SALTFOGCABINET)	대한항공	염수 분무 시험	ASTMB117 Nozzle Air Pressure : 68.95 ~ 172.37 kPa Volume of Salt Sprayperhour : 1~2ml/hr Chamber Temperaturecontrol : 33.33 ~ 36.11℃
산	시차 주사 열분석기 (Differential Scanning Calorimeter)	대한항공	시차 주사 열분석	기준물질과 시료를 같은조건에서 가열하여 시료의 물리, 화학적변화측정 : -180 ~ 725℃
산	환경 시험기 (Constant Temperature Humidity Chamber)	데크	환경 시험	온도범위 : -40 ~ 100℃ 습도범위 : 30 ~ 98%RH
연	열 전도도 시험기 (Thermal Conductivity Meter)	데크	열전도 시험	18 ~ 320deg 시료크기 : 150 × 150mm
연	열 분석기 (Differential Scanning Calorimetry/Thermo Gravimetric Analyzer)	데크	열분석	DSC : -150 ~ 550deg TGA : 700deg
연	EMI/EMC 평가 시스템	델파이	전자파 평가 시험 (29 × 25 × 9.3m)	

학	열분석기 (Thermal Analysis System)	부산대	열분석	Temperature range : 20 ~ 1600℃ Scanningrate : 0.01 ~ 99.99℃/min DTA module dection limit : 50microwatts DSCmodule dection limit : 10microwatts TGmodule
산	염수 분무 시험기 (SALTFOGCABINET)	삼성탈레스	염수 분무 시험	ASTMB117 Nozzle Air Pressure : 68.95 ~ 172.37 kPa Volume of Salt Sprayperhour : 1~2ml/hr Chamber Temperaturecontrol : 33.33 ~ 36.11℃
산	온도/랜덤 진동 시험기 (Temperature Random Vibration Tester)	삼성탈레스	온도/랜덤 진동 시험	Temp. range : -73℃ ~ +177℃ Temp. changerate : 5℃/min Vibration Frequency range : 5 ~ 2000Hz Workspace : 1.828m(D)x1.371m(D)x1.428m(H) 시험항목 : 고온, 저온온도/랜덤 진동시험

연	온도/습도 시험 챔버 (Environmental Chamber)	삼성탈레스		Interior dimension : 1.02m × 1m × 0.97m volume : 986L Window size : 0.38m × 0.48m Temperature range : -70℃ ~ +180℃ Temperature uniformity : ±0.5℃ Cooling ability : -3.21℃/min Heating ability : +7℃/min
산	염수 분무 시험기 (SALTFOGCABINET)	삼성테크윈	염수 분무 시험	ASTMB117 Nozzle Air Pressure : 68.95 ~ 172.37 kPa Volume of Salt Sprayperhour : 1~2ml/hr Chamber Temperaturecontrol : 33.33 ~ 36.11℃
산	가열 가압 시험기 (Hot Pressure Device)	삼양컴텍	가열 가압 시험	세마믹스분말 및 성형체를 고온에서 일방향으로 가압함으로써 친밀하된 소결체를 얻는데 사용 Intelligent Flow Analyzer DATA Acquisition System

산	저온 저장고 (Cold Chamber)	삼양컴텍	저온 저장	냉장기능을 갖춘 대형chamber ,온도조절 장치로구성 Protein Purification System의 저온유지, 저온보관
산	항온 항습기 (Temperature&Humidity Chamber)	삼양컴텍	항온/항습	각종섬유시험을 위한 표준물의 전처리 항온 항습용 기기 온도범위 : -20 ~ +100℃ 습도범위 : 20~98%RH 온습도조절방식 : 평형조절방식 (BTHCSystem)
산	온/습도 시험기	엠택	고온 저온 습도 시험 (-55 ~ 80℃)	
학	저온 열분석기 (Thermal Analysis System)	울산대	저온열 분석	DSCstandard : 상온 ~ 725℃ DSC/RCS : 70 ~ 350℃ DSC/LNCA : 150 ~ 350℃
산	염수 분무 시험기 (SALTFOGCABINET)	위아중공업	염수 분무 시험	ASTMB117 Nozzle Air Pressure : 68.95 ~ 172.37 kPa Volume of Salt Sprayperhour : 1~2ml/hr Chamber Temperaturecontrol : 33.33 ~ 36.11℃

학	열분석기 (Thermal Analysis System)	인하대	열분석	Temperature range : ambient ~ 1600℃ Sensitivity : 0.02 ~ 20℃/cm Sample size : up to 75mm^3 Samplecups : Platinummicro : 3mmI.D Platinummicro : 5mmI.D Thermocouple : Platinum - Platinum/13%Rhodium
연	EMI/EMC 평가 시스템	자동차 부품 연구원	전자파 평가 시험 (29 × 25 × 9.3m)	
연	낙뢰 간접 영향 시험 장비 (MIG-OS-MB) (Induced Lightning Testing Equipment)	전기연 구원		DO-160D Waveforms (WF2 & WF3) WF2 - 0.1/6.4ns (40 up to 1600V/320A at 1600V) WF3 - 1MHz (80 up to 3200V/1280A at 3200V) WF3 - 10MHz (80 up to 3200V/1280A at 3200V)

연	소음 분석 시스템 (Noise Measurement System)	전력연구원	소음 분석	측정범위(최대100KHz) 계측정밀도가 우수(24비트이상) 동시에 여러채널을 측정(32채널까지) 장시간테이터를 레코딩 할 수 있는 기능 진동/소음특성 실험용 파형발생기 데이터 분석소프트웨어 (주파수분석등)
연	전자기 적합성 시험 장치 (EMC Test Set)	전력연구원	EMC 시험	
학	열분석기 (Thermal Analyzer)	전북대	열분석	TMA Maximum sensitivity : 0.1um Linearity : ±0.5% Temperature range : -150 ~ 1000℃ Maximum sample height : 25mm Maximum sample diameter : 10mm
학	동적 기계적 열분석기 (Thermal Mechanical Analyser)	조선대	동적 기계적 열분석	측정주파수영역 : 0.01 ~ 200Hz 온도범위 : -150 ~ 300℃

산	열교환기 풍동 시험 장비	퍼스텍	열교환기 및 공력 부하 시험	
연	열전도도 시험기 (Thermal Conductivity Meter)	포항산업과학연구원	열전도 시험	18 ~ 320 deg 시료크기 : 0.15 × 0.15m
연	열분석기 (Differential Scanning Calorimetry/Thermo Gravimetric Analyzer)	포항산업과학연구원	열분석	DSC : -150 ~ 550deg TGA : 700deg
연	고온 부식 실험 장치 (High Temperature Corrosion Tester)	포항산업과학연구원	고온 부식 시험	Max. temp : 1200 deg, 220V, 3KW
산	염수 분무 시험기 (SALTFOGCABINET)	한국기계연구원	염수 분무 시험	ASTMB117 Nozzle Air Pressure : 68.95 ~ 172.37 kPa Volume of Salt Sprayperhour : 1~2ml/hr Chamber Temperaturecontrol : 33.33 ~ 36.11℃
연	열분석기 (Differential Scanning Calorimetry/Thermo Gravimetric Analyzer)	한국기계연구원	열분석	DSC : -150 ~ 550deg TGA : 700deg
연	열팽창 계수 측정기 (High Speed Quenching Dilatometer)	한국기계연구원	열팽창 계수 측정	최대하중 : 50톤 최대가압속도 : 30mm/min Stroke : 30cm
연	표면 응력 부식 시험기 (Sulfide Stress Cracking Tester)	한국기계연구원	표면 응력 부식 시험	황화수소 분위기에서 내응력 부식성시험 (stainless steel, 니켈합금등의 응력부식시험) Dimension : 8 × 6 × 16

산	시차 주사열 분석기 (Differential Scanning Calorimeter)	한국화이바	시차 주사 열분석	기준물질과 시료를 같은 조건에서 가열하여 시료의 물리, 화학적 변화측정 : -180 ~ 725℃
산	항온 항습기 (Temperature&Humidity Chamber)	한국화이바	항온/항습	각종 섬유 시험을 위한 표준물의 전처리 항온항습용 기기온도범위 : -20 ~ +100℃ 습도범위 : 20 ~ 98%RH 온습도 조절방식 : 평형조절방식 (BTHCSystem)
산	고온 시험기 (High temperature Chamber)	한국화이바	최고 130℃ 고온상 재료 시험	최고130℃ 고온상태에서 금속, 플라스틱, Composite등 모든 재료의 인장, 압축, 굴곡특성 및 제품의 기계적 특성시험에 이용
산	극저온 시험기 (Extremely low temperature Chamber)	한국화이바	최저 -170℃ 초극저온상 재료시험	최저 -170℃ 초극저온상태에서 금속, 플라스틱, Composite등 모든재료의 인장, 압축, 굴곡특성 및 제품의 기계적 특성시험에 이용

산	열기계적 분석기 (Thermo mechanical Analyzer)	한국화이바	열팽창 또는 수축과 같은 정적 변형을 측정	성형 제품의 온도에 따른 열팽창 또는 수축과 같은 정적변형을 측정 : -150 ~ 1000℃
학	반응습도 측정 시스템 (Reaction Humidity Measurement System)	항공대	반응 습도 측정	
학	부식 측정기 (Potentiostat/Galvanostat System)	항공대	부식 측정	전원공급장치, 본체, electrometer, rotating diskelectrode system 전지, 부식, 도금 등의 전기화학적시스템에 있어 반응기구의 해석에 이용
학	열분석기 (Thermal Analyzer)	항공대	열분석	DSC-50 temp. range : 상온 ~ 725℃ TGA-50, DTA-50 temp.range : 상온 ~ 1500℃(보통1300℃)
학	열전도도 측정기 (Thermal Conductivity Measuring)	항공대	열전도 측정	온도조절장치 데이터 분석 표시장치 Condition 표시장치 단열재, 보온재, 분체, 식품등 열전도율 측정에 이용

학	열전도 시험 장치 (Heat Conduction Tester)	항공대	열전도 시험	비정상 열선법을 이용한 쾌속열전도율측정 Box형 probe, needle probe, 열선식 probe 등을 사용하여 다양한 시료측정 Reference plate and cooling plate Probe 보정표등
학	인화점 측정기 (Flash Point Tester)	항공대	인화점 측정	

9절. 기타 분야

구분	시험장비명	기관	용 도	Spec.
산	Bond Proof Tester	KAI	T-50 고무 제품 인장 시험용	
연	지상 성능 시험동	KARI	체계종합/성능 시험동(72x32x27m)	
산	냉각 공기 공급기 (T-20-6CAS)	LG 이노텍	개발장비 온도시험	
산	3D Measurement System (CMM)	다윈 프릭션	스캐닝 3차원 측정	
산	3축 모션 시뮬레이터 (IM-P29384)	삼성 탈레스		
연	염분 분무 시험	삼성 탈레스	염수 분무 시험	
연	저압질화 열처리	생산 기술 연구원	내마모성 질화처리	
연	진공 침탄 열처리 및 복합 코팅 처리장치	생산 기술 연구원	내마모성 표면재질처리	

학	X-ray system	경상대(METEC)	방사선 투과 비파괴 검사용	<X-ray tester> - Model : MG325 - Max. Voltage : 320 kV - Max. Current : 22.5 mA <Image output> - Model : XRS232 - X-ray tube voltage : 20-450 kV - Screen diameter : 230mm - Format select : 9/7/5 inch - Resolution : 54/62/70(L/cm) - Camera : 0.5 inch CCD <Image editor> - Model : Image 2500i - YXLON ZOOM Optimization - Format : jpg, bmp etc.
연	AIP(Arc Ion Plating)	생산기술연구원	표면 개질층 형성/플라즈마코팅	
산	경사 시험용	엠텍	경사시험	
산	가공 작업실	오리엔탈	복합재료 부품성형	
산	대형 냉동고	오리엔탈	원자재 제품 냉동보관	
산	대형 오븐기	오리엔탈	제품/금형 건조용	
산	대형 오토클레이브	오리엔탈	복합재료 부품성형	

산	도장 작업실	오리엔탈	복합재료 부품도장	
산	소형 오븐기	오리엔탈	제품/금형 건조용	
산	소형 오토크레이브	오리엔탈	복합재료 부품성형	
산	열성형기	오리엔탈	ABS 계열 수지 시트 제품 성형	
산	저온냉장고	오리엔탈	저온 저장 기능	
산	코어 세척장	오리엔탈	알루미늄 허니콤 코어 세척가능	
산	Fume Hood	오리엔탈	화학 시험용	
산	X-ray diffraction	요업기술원	복합재료 내부 결함검출	D/max 2200V/PC
연	가속열 충격시험조	요업기술원	시료에 열충격을 인가 고장 가속시험	
산	Autoclave	위아	복합재료 성형장비	
산	Hot Press	위아	고성능 복합재 성형 제작	
연	염분 분무 시험	전기연구원	염수 분무 시험	
산	400Hz Generator(32-043)	퍼스텍	주파수 변환	
산	검증압 시험장비	퍼스텍	압력 시험용	
산	부스타 (충압)	퍼스텍	압력 충진	
산	천마작동기 조립체 시험셋	퍼스텍	천마작동기 조립체 성능시험	
산	F/AWG (33120A)	퍼스텍	함수발생기	
산	Laser Wire Marking	퍼스텍	Wire 피복에 배선 번호 마킹	
산	Wire 하네스 제작 Tool Set	퍼스텍	항공기 베선 제작	
산	Wire 하네스 Test Sys. (WTS)	퍼스텍	배선도통/절연검사	
연	고속 다이어몬드 절단 장치	포항산업과학연구원	용사코팅시편 미세절단	

연	광전자 분광 분석기(ESCA)	포항 산업 과학 연구원	화학적 결합상태 분석	
연	방사광 XRD/EXAFS 빔라인	포항 산업 과학 연구원	표면 및 계틍면의 구조분석 및 잔류 응력 측정	
연	벤치형 자분 탐상기	포항 산업 과학 연구원	표면/내부 결함 탐상	
연	분말 공급 장치	포항 산업 과학 연구원	용사코팅 미세분말 공급	
연	오제 전자 현미경	포항 산업 과학 연구원	표면 처리 강판 등 표면/계면 및 깊이 분석	
연	와류 탐상기	포항 산업 과학 연구원	피로도 및 경화층 평가	
연	용사 코팅용 연마 장치	포항 산업 과학 연구원	시편의 griding 및 polishing	
연	용사 코팅 특성 장치	포항 산업 과학 연구원	용사코팅 온도 입자크기 실시간 측정	
연	이차이온 질량 분석기 (SIMS)	포항 산업 과학 연구원	미소 원소 측정, 재료 특성 분석	

연	집합 조직 측정 전용XRD	포항 산업 과학 연구원	Texture 및 Pole Figure 측정	
연	초고속 용사 코팅 장비 (JP-5000시스템)	포항 산업 과학 연구원	서멧분말 및 금말분선의 용사코팅	
연	초음파 결함 탐상기	포항 산업 과학 연구원	입도, 피로도 및 경화층 평가	
연	초음파 펄서 리시버	포항 산업 과학 연구원	입도, 피로도 및 경화층 평가	
연	폭발 용사 코팅 장비	포항 산업 과학 연구원	금속 분말 및 서멧분말의 용사코팅	
연	표면 조도기	포항 산업 과학 연구원	용사 코팅 표면의 조도 측정	
연	플라즈마 용서코팅장비	포항 산업 과학 연구원	세라믹 분말 용사코팅	
연	Attrition Mil	포항 산업 과학 연구원	금속/세라믹 합금화 분말 제조	
연	Coating Adherence Tester	포항 산업 과학 연구원	용사 코팅층의 밀착력 시험	
연	EPMA	포항 산업 과학 연구원	표면 형상 관찰, 미소부 정량 정성 분석	

연	FE-TEM	포항 산업 과학 연구원	고분해능 이미지 관찰 및 성분분석	
연	Glow Discharge Lamp Spectrometer (GDS)	포항 산업 과학 연구원	강판의 도금층 및 산화층 깊이 방향 분석	
연	High Resolution GC-MS	포항 산업 과학 연구원	유기 복합 재료의 구조 및 상태 분석	
연	High Velocity Ceramic Coating M/C	포항 산업 과학 연구원	금속/서어멧의 용사 코팅	
연	ICP-MS	포항 산업 과학 연구원	금속, 반도체 등 극미량 원소 동시 분석	
연	Simultaneous XRF	포항 산업 과학 연구원	금속, 복합 재료 등의 원소 분석	
연	3차원 측정기	한국 표준 과학 연구원	기계 부품 치수 측정	
연	가상현실 가시화 장비	한국 표준 과학 연구원	헬기 초대형 수치 데이터의 3차원 가시화	
연	슈퍼컴퓨터	한국 표준 과학 연구원	과학기술 계산 및 산업기술 개발	
연	진원도 측정기	한국 표준 과학 연구원	구,원 등 의 진원도 측정	

연	Roughness Tester	한국 표준 과학 연구원	가공 부품 표면 거칠기 시험	
연	고온 DSC 열분석 장비	한국 기계 연구원	초내열 합금 열용량 및 열역학 온도측정	
연	마찰 마모 시험기	한국 기계 연구원	베어링등 마찰 마모 시험	최대20개마모원 소분석가능 분석가능입자수: 100㎛ 측정가능유체점 도:Max.ISOVG3 20@40℃ 소요시료량:28m l 작동환경:10~38 ℃
연	비례 제어 밸브 수명 평가 장비	한국 기계 연구원	유압 작동기용 밸브 수명시험	
연	비선형 초음파 탐상기	한국 기계 연구원	금속소재 미세 조직 변화의 비파괴적 예측	
연	소형 스프링 성능 측정기	한국 기계 연구원	스프링 인장, 압축 특성 측정 (50N)	
연	염분 분무 시험	한국 기계 연구원	염수 분무 시험	
연	전기 전도도 측정기	한국 기계 연구원	금속, 합금에 대한 전기 전도도 측정	
연	주축 유니트 수명 평가장비	한국 기계 연구원	유압 작동기용 실,패킹 수명 시험	
연	중형 스프링 성능 측정기	한국 기계 연구원	스프링 인장, 압축 특성 측정 (2000N)	

연	진공아크 재용해로	한국 기계 연구원	소형 시편 용해	
연	진공 용해 주조로	한국 기계 연구원	다결정 정밀주조	
연	초고속 회전 기계 밸런싱 설비	한국 기계 연구원	회전체 밸런싱, 베어링, 시일 등 시험	
연	초음파 출력 측정 시스템	한국 기계 연구원	부품 수명시험	
연	초정밀 밸런싱 머신	한국 기계 연구원	소형 정밀 회전체에 대한 정밀 밸런싱	
연	크립 시험기 시스템	한국 기계 연구원	고온 재료 크립 시험	
연	호스 수명 평가 장비	한국 기계 연구원	호스 조립체 수명시험 (70MPa)	
연	ALDDS/SX 진공 용해로	한국 기계 연구원	엔진 핵심 부품 일방향 응고	
연	Industrial Videscope	한국 기계 연구원	접근이 어려운 구조물/부품의 내면 육안 검사	
연	Magnetic Flow Detector	한국 기계 연구원	표면, 표면하의 불연속 탐지	
연	Microfocus X-ray Sys.	한국 기계 연구원		
연	Pro Cast	한국 기계 연구원	핵심 부품 정밀 주조 컴퓨터 시뮬레이션	

연	Seal/Package 수명 평가 장비	한국 기계 연구원	실, 패킹 수명 시험 (압력 250bar)	
연	Wide Band Power Analyzer	한국 기계 연구원	시험장비 파워분석	
산	복합재료 분석 장비	한국 화이바	물리적 화학적분석	
산	데이터 획득 장비	한국 화이바	온도, 압력, 변형율 등 시험 획득	
산	C-Scan 설비	한국 화이바	복합재료 내부 결함검출	
산	Rheometer	한국 화이바	점탄성물질 경화 거동측정	
산	X-Ray 설비	한국 화이바	복합재료 내부 결함검출	
연	3차원 측정기	한국 화이바	기계부품 치수측정	
산	Electro Etching Device	한화	전해마킹용 장비	
산	Freezer	한화	항공 부품 열박음용	

4장. 인증

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
Subpart A—General	Subpart A—General
§23.1 Applicability.	§25.1 Applicability.
§23.2 Special retroactive requirements.	§25.2 Special retroactive requirements.
§23.3 Airplane categories.	
	§25.3 Special provisions for ETOPS type design approvals.
	§25.5 Incorporations by reference.
Subpart B—Flight	Subpart B—Flight
General	General
§23.21 Proof of compliance.	§25.21 Proof of compliance.
§23.23 Load distribution limits.	§25.23 Load distribution limits.
§23.25 Weight limits.	§25.25 Weight limits.
	§25.27 Center of gravity limits.
§23.29 Empty weight and corresponding center of gravity.	§25.29 Empty weight and corresponding center of gravity.
§23.31 Removable ballast.	§25.31 Removable ballast.
§23.33 Propeller speed and pitch limits.	§25.33 Propeller speed and pitch limits.
Performance	Performance
§23.45 General.	§25.101 General.
§23.49 Stalling speed.	§25.103 Stall speed.
§23.53 Takeoff performance.	§25.105 Takeoff.
§23.51 Takeoff speeds.	§25.107 Takeoff speeds.
§23.55 Accelerate-stop distance.	§25.109 Accelerate-stop distance.
§23.57 Takeoff path.	§25.111 Takeoff path.
§23.59 Takeoff distance and takeoff run.	§25.113 Takeoff distance and takeoff run.
§23.61 Takeoff flight path.	§25.115 Takeoff flight path.
§23.63 Climb: General.	§25.117 Climb: general.
§23.65 Climb: All engines operating.	§25.119 Landing climb: All-engines-operating.
§23.66 Takeoff climb: One-engine inoperative.	
§23.67 Climb: One engine inoperative.	§25.121 Climb: One-engine-inoperative.
§23.69 Enroute climb/descent.	§25.123 En route flight paths.
§23.71 Glide: Single-engine airplanes.	
§23.73 Reference landing approach speed.	§25.125 Landing.
§23.75 Landing distance.	
§23.77 Balked landing.	
Flight Characteristics	

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
§23.141 General.	
Controllability and Maneuverability	Controllability and Maneuverability
§23.143 General.	§25.143 General.
§23.145 Longitudinal control.	§25.145 Longitudinal control.
§23.147 Directional and lateral control.	§25.147 Directional and lateral control.
§23.149 Minimum control speed.	§25.149 Minimum control speed.
§23.151 Acrobatic maneuvers.	
§23.153 Control during landings.	
§23.155 Elevator control force in maneuvers.	
§23.157 Rate of roll.	
Trim	Trim
§23.161 Trim.	§25.161 Trim.
Stability	Stability
§23.171 General.	§25.171 General.
§23.173 Static longitudinal stability.	§25.173 Static longitudinal stability.
§23.175 Demonstration of static longitudinal stability.	§25.175 Demonstration of static longitudinal stability.
§23.177 Static directional and lateral stability.	§25.177 Static lateral-directional stability.
§23.181 Dynamic stability.	§25.181 Dynamic stability.
Stalls	Stalls
§23.201 Wings level stall.	§25.201 Stall demonstration.
§23.203 Turning flight and accelerated turning stalls.	§25.203 Stall characteristics.
§23.207 Stall warning.	§25.207 Stall warning.
Spinning	
§23.221 Spinning.	
Ground and Water Handling Characteristics	Ground and Water Handling Characteristics
§23.231 Longitudinal stability and control.	§25.231 Longitudinal stability and control.
§23.233 Directional stability and control.	§25.233 Directional stability and control.
§23.235 Operation on unpaved surfaces.	§25.235 Taxiing condition.
§23.237 Operation on water.	
	§25.237 Wind velocities.
§23.239 Spray characteristics.	§25.239 Spray characteristics, control, and stability on water.
Miscellaneous Flight Requirements	Miscellaneous Flight Requirements
§23.251 Vibration and buffeting.	§25.251 Vibration and buffeting.
§23.253 High speed characteristics.	§25.253 High-speed characteristics.
§23.255 Out of trim characteristics.	§25.255 Out-of-trim characteristics.

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
Subpart C—Structure	Subpart C—Structure
General	General
§23.301 Loads.	§25.301 Loads.
§23.302 Canard or tandem wing configurations.	
§23.303 Factor of safety.	§25.303 Factor of safety.
§23.305 Strength and deformation.	§25.305 Strength and deformation.
§23.307 Proof of structure.	§25.307 Proof of structure.
Flight Loads	Flight Loads
§23.321 General.	§25.321 General.
	Flight Maneuver and Gust Conditions
§23.331 Symmetrical flight conditions.	§25.331 Symmetric maneuvering conditions.
§23.333 Flight envelope.	§25.333 Flight maneuvering envelope.
§23.335 Design airspeeds.	§25.335 Design airspeeds.
§23.337 Limit maneuvering load factors.	§25.337 Limit maneuvering load factors.
§23.341 Gust loads factors.	§25.341 Gust and turbulence loads.
§23.343 Design fuel loads.	§25.343 Design fuel and oil loads.
§23.345 High lift devices.	§25.345 High lift devices.
§23.347 Unsymmetrical flight conditions.	
§23.349 Rolling conditions.	§25.349 Rolling conditions.
§23.351 Yawing conditions.	§25.351 Yaw maneuver conditions.
	Supplementary Conditions
§23.361 Engine torque.	§25.361 Engine torque.
§23.363 Side load on engine mount.	§25.363 Side load on engine and auxiliary power unit mounts.
§23.365 Pressurized cabin loads.	§25.365 Pressurized compartment loads.
§23.367 Unsymmetrical loads due to engine failure.	§25.367 Unsymmetrical loads due to engine failure.
§23.369 Rear lift truss.	
§23.371 Gyroscopic and aerodynamic loads.	§25.371 Gyroscopic loads.
§23.373 Speed control devices.	§25.373 Speed control devices.
Control Surface and System Loads	Control Surface and System Loads
§23.391 Control surface loads.	§25.391 Control surface loads: General.
§23.393 Loads parallel to hinge line.	§25.393 Loads parallel to hinge line.
§23.395 Control system loads.	§25.395 Control system.
	§25.397 Control system loads.
§23.397 Limit control forces and torques.	

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
§23.399 Dual control system.	§25.399 Dual control system.
§23.405 Secondary control system.	§25.405 Secondary control system.
§23.407 Trim tab effects.	§25.407 Trim tab effects.
§23.409 Tabs.	§25.409 Tabs.
§23.415 Ground gust conditions.	§25.415 Ground gust conditions.
Horizontal Stabilizing and Balancing Surfaces	
§23.421 Balancing loads.	
§23.423 Maneuvering loads.	
§23.425 Gust loads.	
§23.427 Unsymmetrical loads.	§25.427 Unsymmetrical loads.
Vertical Surfaces	§25.445 Auxiliary aerodynamic surfaces.
§23.441 Maneuvering loads.	
§23.443 Gust loads.	
§23.445 Outboard fins or winglets.	
Ailerons and Special Devices	
§23.455 Ailerons.	
	§25.457 Wing flaps.
§23.459 Special devices.	§25.459 Special devices.
Ground Loads	Ground Loads
§23.471 General.	§25.471 General.
§23.473 Ground load conditions and assumptions.	§25.473 Landing load conditions and assumptions.
§23.477 Landing gear arrangement.	§25.477 Landing gear arrangement.
§23.479 Level landing conditions.	§25.479 Level landing conditions.
§23.481 Tail down landing conditions.	§25.481 Tail-down landing conditions.
§23.483 One-wheel landing conditions.	§25.483 One-gear landing conditions.
§23.485 Side load conditions.	§25.485 Side load conditions.
	§25.487 Rebound landing condition.
	§25.489 Ground handling conditions.
	§25.491 Taxi, takeoff and landing roll.
§23.493 Braked roll conditions.	§25.493 Braked roll conditions.
	§25.495 Turning.
§23.497 Supplementary conditions for tail wheels.	§25.497 Tail-wheel yawing.
§23.499 Supplementary conditions for nose wheels.	§25.499 Nose-wheel yaw and steering.
§23.505 Supplementary conditions for skiplanes.	
	§25.503 Pivoting.

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
	§25.507 Reversed braking.
§23.509 Towing loads.	§25.509 Towing loads.
§23.511 Ground load; unsymmetrical loads on multiple-wheel units.	§25.511 Ground load: unsymmetrical loads on multiple-wheel units.
§23.507 Jacking loads.	§25.519 Jacking and tie-down provisions.
Water Loads	Water Loads
	§25.521 General.
§23.521 Water load conditions.	
§23.523 Design weights and center of gravity positions.	§25.523 Design weights and center of gravity positions.
§23.525 Application of loads.	§25.525 Application of loads.
§23.527 Hull and main float load factors.	§25.527 Hull and main float load factors.
§23.529 Hull and main float landing conditions.	§25.529 Hull and main float landing conditions.
§23.531 Hull and main float takeoff condition.	§25.531 Hull and main float takeoff condition.
§23.533 Hull and main float bottom pressures.	§25.533 Hull and main float bottom pressures.
§23.535 Auxiliary float loads.	§25.535 Auxiliary float loads.
§23.537 Seawing loads.	§25.537 Seawing loads.
Emergency Landing Conditions	Emergency Landing Conditions
§23.561 General.	§25.561 General.
§23.562 Emergency landing dynamic conditions.	§25.562 Emergency landing dynamic conditions.
	§25.563 Structural ditching provisions.
Fatigue Evaluation	Fatigue Evaluation
§23.571 Metallic pressurized cabin structures.	§25.571 Damage—tolerance and fatigue evaluation of structure.
§23.572 Metallic wing, empennage, and associated structures.	
§23.573 Damage tolerance and fatigue evaluation of structure.	
§23.574 Metallic damage tolerance and fatigue evaluation of commuter category airplanes.	
§23.575 Inspections and other procedures.	
Electrical Bonding and Lightning Protection	Lightning Protection
§23.867 Electrical bonding and protection against lightning and static	§25.581 Lightning protection.

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
electricity.	
Subpart D—Design and Construction	Subpart D—Design and Construction
	General
§23.601 General.	§25.601 General.
§23.603 Materials and workmanship.	§25.603 Materials.
§23.605 Fabrication methods.	§25.605 Fabrication methods.
§23.607 Fasteners.	§25.607 Fasteners.
§23.609 Protection of structure.	§25.609 Protection of structure.
§23.611 Accessibility provisions.	§25.611 Accessibility provisions.
§23.613 Material strength properties and design values.	§25.613 Material strength properties and material design values.
§23.619 Special factors.	§25.619 Special factors.
§23.621 Casting factors.	§25.621 Casting factors.
§23.623 Bearing factors.	§25.623 Bearing factors.
§23.625 Fitting factors.	§25.625 Fitting factors.
§23.627 Fatigue strength.	
§23.629 Flutter.	§25.629 Aeroelastic stability requirements.
	§25.631 Bird strike damage.
Wings	
§23.641 Proof of strength.	
Control Surfaces	Control Surfaces
§23.651 Proof of strength.	§25.651 Proof of strength.
§23.655 Installation.	§25.655 Installation.
§23.657 Hinges.	§25.657 Hinges.
§23.659 Mass balance.	
Control Systems	Control Systems
§23.671 General.	§25.671 General.
§23.672 Stability augmentation and automatic and power-operated systems.	§25.672 Stability augmentation and automatic and power-operated systems.
§23.673 Primary flight controls.	
§23.675 Stops.	§25.675 Stops.
§23.677 Trim systems.	§25.677 Trim systems.
§23.679 Control system locks.	§25.679 Control system gust locks.
§23.681 Limit load static tests.	§25.681 Limit load static tests.
§23.683 Operation tests.	§25.683 Operation tests.
§23.685 Control system details.	§25.685 Control system details.
§23.687 Spring devices.	
§23.689 Cable systems.	§25.689 Cable systems.
§23.691 Artificial stall barrier system.	

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
§23.693 Joints.	§25.693 Joints.
§23.697 Wing flap controls.	§25.697 Lift and drag devices, controls.
§23.699 Wing flap position indicator.	§25.699 Lift and drag device indicator.
§23.701 Flap interconnection.	§25.701 Flap and slat interconnection.
§23.703 Takeoff warning system.	§25.703 Takeoff warning system.
Landing Gear	Landing Gear
§23.721 General.	§25.721 General.
§23.723 Shock absorption tests.	§25.723 Shock absorption tests.
§23.725 Limit drop tests.	§§25.725-25.727 [Reserved]
§23.726 Ground load dynamic tests.	
§23.727 Reserve energy absorption drop test.	
§23.729 Landing gear extension and retraction system.	§25.729 Retracting mechanism.
§23.731 Wheels.	§25.731 Wheels.
§23.733 Tires.	§25.733 Tires.
§23.735 Brakes.	§25.735 Brakes and braking systems.
§23.737 Skis.	§25.737 Skis.
§23.745 Nose/tail wheel steering.	
Floats and Hulls	Floats and Hulls
§23.751 Main float buoyancy.	§25.751 Main float buoyancy.
§23.753 Main float design.	§25.753 Main float design.
§23.755 Hulls.	§25.755 Hulls.
§23.757 Auxiliary floats.	
Personnel and Cargo Accommodations	Personnel and Cargo Accommodations
§23.771 Pilot compartment.	§25.771 Pilot compartment.
	§25.772 Pilot compartment doors.
§23.773 Pilot compartment view.	§25.773 Pilot compartment view.
§23.775 Windshields and windows.	§25.775 Windshields and windows.
§23.777 Cockpit controls.	§25.777 Cockpit controls.
§23.779 Motion and effect of cockpit controls.	§25.779 Motion and effect of cockpit controls.
§23.781 Cockpit control knob shape.	§25.781 Cockpit control knob shape.
§23.783 Doors.	§25.783 Fuselage doors.
§23.785 Seats, berths, litters, safety belts, and shoulder harnesses.	§25.785 Seats, berths, safety belts, and harnesses.
§23.787 Baggage and cargo compartments.	§25.787 Stowage compartments.
	§25.789 Retention of items of mass in passenger and crew compartments and galleys.

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
§23.791 Passenger information signs.	§25.791 Passenger information signs and placards.
	§25.793 Floor surfaces.
	§25.795 Security considerations.
	Emergency Provisions
	§25.801 Ditching.
§23.803 Emergency evacuation.	§25.803 Emergency evacuation.
§23.805 Flightcrew emergency exits.	
§23.807 Emergency exits.	§25.807 Emergency exits.
	§25.809 Emergency exit arrangement.
	§25.810 Emergency egress assist means and escape routes.
§23.811 Emergency exit marking.	§25.811 Emergency exit marking.
§23.812 Emergency lighting.	§25.812 Emergency lighting.
§23.813 Emergency exit access.	§25.813 Emergency exit access.
§23.815 Width of aisle.	§25.815 Width of aisle.
	§25.817 Maximum number of seats abreast.
	§25.819 Lower deck service compartments (including galleys).
	§25.820 Lavatory doors.
	Ventilation and Heating
§23.831 Ventilation.	§25.831 Ventilation.
	§25.832 Cabin ozone concentration.
	§25.833 Combustion heating systems.
Pressurization	Pressurization
§23.841 Pressurized cabins.	§25.841 Pressurized cabins.
§23.843 Pressurization tests.	§25.843 Tests for pressurized cabins.
Fire Protection	Fire Protection
§23.851 Fire extinguishers.	§25.851 Fire extinguishers.
§23.853 Passenger and crew compartment interiors.	§25.853 Compartment interiors.
	§25.854 Lavatory fire protection.
§23.855 Cargo and baggage compartment fire protection.	§25.855 Cargo or baggage compartments.
§23.856 Thermal/acoustic insulation materials.	§25.856 Thermal/Acoustic insulation materials.
	§25.857 Cargo compartment classification.
	§25.858 Cargo or baggage compartment smoke or fire detection systems.

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
§23.859 Combustion heater fire protection.	§25.859 Combustion heater fire protection.
§23.863 Flammable fluid fire protection.	§25.863 Flammable fluid fire protection.
§23.865 Fire protection of flight controls, engine mounts, and other flight structure.	§25.865 Fire protection of flight controls, engine mounts, and other flight structure.
	§25.867 Fire protection: other components.
	§25.869 Fire protection: systems.
Miscellaneous	Miscellaneous
§23.871 Leveling means.	§25.871 Leveling means.
	§25.875 Reinforcement near propellers.
§23.867 Electrical bonding and protection against lightning and static electricity.	§25.899 Electrical bonding and protection against static electricity.
Subpart E—Powerplant	Subpart E—Powerplant
General	General
§23.901 Installation.	§25.901 Installation.
§23.903 Engines.	§25.903 Engines.
	§25.904 Automatic takeoff thrust control system (ATTCS).
§23.904 Automatic power reserve system.	
§23.905 Propellers.	§25.905 Propellers.
§23.907 Propeller vibration and fatigue.	§25.907 Propeller vibration and fatigue.
§23.909 Turbocharger systems.	
§23.925 Propeller clearance.	§25.925 Propeller clearance.
	§25.929 Propeller deicing.
§23.929 Engine installation ice protection.	
§23.933 Reversing systems.	§25.933 Reversing systems.
§23.934 Turbojet and turbofan engine thrust reverser systems tests.	§25.934 Turbojet engine thrust reverser system tests.
§23.937 Turbopropeller-drag limiting systems.	§25.937 Turbopropeller-drag limiting systems.
§23.939 Powerplant operating characteristics.	§25.939 Turbine engine operating characteristics.
	§25.941 Inlet, engine, and exhaust compatibility.
§23.943 Negative acceleration.	§25.943 Negative acceleration.
	§25.945 Thrust or power

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
	augmentation system.
Fuel System	Fuel System
§23.951 General.	§25.951 General.
	§25.952 Fuel system analysis and test.
§23.953 Fuel system independence.	§25.953 Fuel system independence.
§23.954 Fuel system lightning protection.	§25.954 Fuel system lightning protection.
§23.955 Fuel flow.	§25.955 Fuel flow.
§23.957 Flow between interconnected tanks.	§25.957 Flow between interconnected tanks.
§23.959 Unusable fuel supply.	§25.959 Unusable fuel supply.
§23.961 Fuel system hot weather operation.	§25.961 Fuel system hot weather operation.
§23.963 Fuel tanks: General.	§25.963 Fuel tanks: general.
§23.965 Fuel tank tests.	§25.965 Fuel tank tests.
§23.967 Fuel tank installation.	§25.967 Fuel tank installations.
§23.969 Fuel tank expansion space.	§25.969 Fuel tank expansion space.
§23.971 Fuel tank sump.	§25.971 Fuel tank sump.
§23.973 Fuel tank filler connection.	§25.973 Fuel tank filler connection.
§23.975 Fuel tank vents and carburetor vapor vents.	§25.975 Fuel tank vents and carburetor vapor vents.
§23.977 Fuel tank outlet.	§25.977 Fuel tank outlet.
§23.979 Pressure fueling systems.	§25.979 Pressure fueling system.
	§25.981 Fuel tank ignition prevention.
Fuel System Components	Fuel System Components
§23.991 Fuel pumps.	§25.991 Fuel pumps.
§23.993 Fuel system lines and fittings.	§25.993 Fuel system lines and fittings.
§23.994 Fuel system components.	§25.994 Fuel system components.
§23.995 Fuel valves and controls.	§25.995 Fuel valves.
§23.997 Fuel strainer or filter.	§25.997 Fuel strainer or filter.
§23.999 Fuel system drains.	§25.999 Fuel system drains.
§23.1001 Fuel jettisoning system.	§25.1001 Fuel jettisoning system.
Oil System	Oil System
§23.1011 General.	§25.1011 General.
§23.1013 Oil tanks.	§25.1013 Oil tanks.
§23.1015 Oil tank tests.	§25.1015 Oil tank tests.
§23.1017 Oil lines and fittings.	§25.1017 Oil lines and fittings.
§23.1019 Oil strainer or filter.	§25.1019 Oil strainer or filter.
§23.1021 Oil system drains.	§25.1021 Oil system drains.
§23.1023 Oil radiators.	§25.1023 Oil radiators.
	§25.1025 Oil valves.

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
§23.1027 Propeller feathering system.	§25.1027 Propeller feathering system.
Cooling	Cooling
§23.1041 General.	§25.1041 General.
§23.1043 Cooling tests.	§25.1043 Cooling tests.
§23.1045 Cooling test procedures for turbine engine powered airplanes.	§25.1045 Cooling test procedures.
§23.1047 Cooling test procedures for reciprocating engine powered airplanes.	
Liquid Cooling	
§23.1061 Installation.	
§23.1063 Coolant tank tests.	
Induction System	Induction System
§23.1091 Air induction system.	§25.1091 Air induction.
§23.1093 Induction system icing protection.	§25.1093 Induction system icing protection.
§23.1095 Carburetor deicing fluid flow rate.	
§23.1097 Carburetor deicing fluid system capacity.	
§23.1099 Carburetor deicing fluid system detail design.	
§23.1101 Induction air preheater design.	§25.1101 Carburetor air preheater design.
§23.1103 Induction system ducts.	§25.1103 Induction system ducts and air duct systems.
§23.1105 Induction system screens.	§25.1105 Induction system screens.
§23.1107 Induction system filters.	
	§25.1107 Inter-coolers and after-coolers.
§23.1109 Turbocharger bleed air system.	
§23.1111 Turbine engine bleed air system.	
Exhaust System	Exhaust System
§23.1121 General.	§25.1121 General.
§23.1123 Exhaust system.	§25.1123 Exhaust piping.
§23.1125 Exhaust heat exchangers.	§25.1125 Exhaust heat exchangers.
	§25.1127 Exhaust driven turbo-superchargers.
Powerplant Controls and Accessories	Powerplant Controls and Accessories

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
§23.1141 Powerplant controls: General.	§25.1141 Powerplant controls: general.
§23.1142 Auxiliary power unit controls.	§25.1142 Auxiliary power unit controls.
§23.1143 Engine controls.	§25.1143 Engine controls.
§23.1145 Ignition switches.	§25.1145 Ignition switches.
§23.1147 Mixture controls.	§25.1147 Mixture controls.
§23.1149 Propeller speed and pitch controls.	§25.1149 Propeller speed and pitch controls.
§23.1153 Propeller feathering controls.	§25.1153 Propeller feathering controls.
§23.1155 Turbine engine reverse thrust and propeller pitch settings below the flight regime.	§25.1155 Reverse thrust and propeller pitch settings below the flight regime.
§23.1157 Carburetor air temperature controls.	§25.1157 Carburetor air temperature controls.
	§25.1159 Supercharger controls.
	§25.1161 Fuel jettisoning system controls.
§23.1163 Powerplant accessories.	§25.1163 Powerplant accessories.
§23.1165 Engine ignition systems.	§25.1165 Engine ignition systems.
	§25.1167 Accessory gearboxes.
Powerplant Fire Protection	Powerplant Fire Protection
§23.1181 Designated fire zones; regions included.	§25.1181 Designated fire zones; regions included.
§23.1182 Nacelle areas behind firewalls.	§25.1182 Nacelle areas behind firewalls, and engine pod attaching structures containing flammable fluid lines.
§23.1183 Lines, fittings, and components.	§25.1183 Flammable fluid-carrying components.
	§25.1185 Flammable fluids.
	§25.1187 Drainage and ventilation of fire zones.
§23.1189 Shutoff means.	§25.1189 Shutoff means.
§23.1191 Firewalls.	§25.1191 Firewalls.
§23.1192 Engine accessory compartment diaphragm.	§25.1192 Engine accessory section diaphragm.
§23.1193 Cowling and nacelle.	§25.1193 Cowling and nacelle skin.
§23.1195 Fire extinguishing systems.	§25.1195 Fire extinguishing systems.
§23.1197 Fire extinguishing agents.	§25.1197 Fire extinguishing agents.
§23.1199 Extinguishing agent containers.	§25.1199 Extinguishing agent containers.
§23.1201 Fire extinguishing systems materials.	§25.1201 Fire extinguishing system materials.

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
§23.1203 Fire detector system.	§25.1203 Fire detector system.
	§25.1207 Compliance.
Subpart F—Equipment	Subpart F—Equipment
General	General
§23.1301 Function and installation.	§25.1301 Function and installation.
§23.1303 Flight and navigation instruments.	§25.1303 Flight and navigation instruments.
§23.1305 Powerplant instruments.	§25.1305 Powerplant instruments.
§23.1307 Miscellaneous equipment.	§25.1307 Miscellaneous equipment.
§23.1309 Equipment, systems, and installations.	§25.1309 Equipment, systems, and installations.
§23.1310 Power source capacity and distribution.	§25.1310 Power source capacity and distribution.
§23.1306 Electrical and electronic system lightning protection.	§25.1316 Electrical and electronic system lightning protection.
§23.1308 High-intensity Radiated Fields (HIRF) Protection.	§25.1317 High-intensity Radiated Fields (HIRF) Protection.
Instruments: Installation	Instruments: Installation
§23.1311 Electronic display instrument systems.	
§23.1321 Arrangement and visibility.	§25.1321 Arrangement and visibility.
§23.1322 Warning, caution, and advisory lights.	§25.1322 Flightcrew alerting.
§23.1323 Airspeed indicating system.	§25.1323 Airspeed indicating system.
§23.1325 Static pressure system.	§25.1325 Static pressure systems.
§23.1326 Pitot heat indication systems.	§25.1326 Pitot heat indication systems.
§23.1327 Magnetic direction indicator.	§25.1327 Magnetic direction indicator.
	§25.1329 Flight guidance system.
§23.1329 Automatic pilot system.	
§23.1331 Instruments using a power source.	§25.1331 Instruments using a power supply.
§23.1335 Flight director systems.	
	§25.1333 Instrument systems.
§23.1337 Powerplant instruments installation.	§25.1337 Powerplant instruments.
Electrical Systems and Equipment	Electrical Systems and Equipment
§23.1351 General.	§25.1351 General.
§23.1353 Storage battery design and installation.	§25.1353 Electrical equipment and installations.
	§25.1355 Distribution system.
§23.1357 Circuit protective devices.	§25.1357 Circuit protective devices.
	§25.1360 Precautions against injury.

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
	§25.1362 Electrical supplies for emergency conditions.
	§25.1363 Electrical system tests.
§23.1359 Electrical system fire protection.	
§23.1361 Master switch arrangement.	
§23.1365 Electric cables and equipment.	§25.1365 Electrical appliances, motors, and transformers.
§23.1367 Switches.	
Lights	Lights
§23.1381 Instrument lights.	§25.1381 Instrument lights.
§23.1383 Taxi and landing lights.	§25.1383 Landing lights.
§23.1385 Position light system installation.	§25.1385 Position light system installation.
§23.1387 Position light system dihedral angles.	§25.1387 Position light system dihedral angles.
§23.1389 Position light distribution and intensities.	§25.1389 Position light distribution and intensities.
§23.1391 Minimum intensities in the horizontal plane of position lights.	§25.1391 Minimum intensities in the horizontal plane of forward and rear position lights.
§23.1393 Minimum intensities in any vertical plane of position lights.	§25.1393 Minimum intensities in any vertical plane of forward and rear position lights.
§23.1395 Maximum intensities in overlapping beams of position lights.	§25.1395 Maximum intensities in overlapping beams of forward and rear position lights.
§23.1397 Color specifications.	§25.1397 Color specifications.
§23.1399 Riding light.	§25.1399 Riding light.
§23.1401 Anticollision light system.	§25.1401 Anticollision light system.
	§25.1403 Wing icing detection lights.
Safety Equipment	Safety Equipment
§23.1411 General.	§25.1411 General.
§23.1415 Ditching equipment.	§25.1415 Ditching equipment.
§23.1416 Pneumatic de-icer boot system.	
§23.1419 Ice protection.	§25.1419 Ice protection.
	§25.1421 Megaphones.
	§25.1423 Public address system.
Miscellaneous Equipment	Miscellaneous Equipment
§23.1431 Electronic equipment.	§25.1431 Electronic equipment.

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
	§25.1433 Vacuum systems.
§23.1435 Hydraulic systems.	§25.1435 Hydraulic systems.
§23.1437 Accessories for multiengine airplanes.	
§23.1438 Pressurization and pneumatic systems.	§25.1438 Pressurization and pneumatic systems.
	§25.1439 Protective breathing equipment.
§23.1441 Oxygen equipment and supply.	§25.1441 Oxygen equipment and supply.
§23.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen.	§25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen.
§23.1445 Oxygen distribution system.	§25.1445 Equipment standards for the oxygen distributing system.
§23.1447 Equipment standards for oxygen dispensing units.	§25.1447 Equipment standards for oxygen dispensing units.
§23.1449 Means for determining use of oxygen.	§25.1449 Means for determining use of oxygen.
§23.1450 Chemical oxygen generators.	§25.1450 Chemical oxygen generators.
§23.1451 Fire protection for oxygen equipment.	
§23.1453 Protection of oxygen equipment from rupture.	§25.1453 Protection of oxygen equipment from rupture.
	§25.1455 Draining of fluids subject to freezing.
§23.1457 Cockpit voice recorders.	§25.1457 Cockpit voice recorders.
§23.1459 Flight data recorders.	§25.1459 Flight data recorders.
§23.1461 Equipment containing high energy rotors.	§25.1461 Equipment containing high energy rotors.
Subpart G—Operating Limitations and Information	Subpart G—Operating Limitations and Information
§23.1501 General.	§25.1501 General.
	Operating Limitations
§23.1505 Airspeed limitations.	§25.1503 Airspeed limitations: general.
	§25.1505 Maximum operating limit speed.
§23.1507 Operating maneuvering speed.	§25.1507 Maneuvering speed.
§23.1511 Flap extended speed.	§25.1511 Flap extended speed.
§23.1513 Minimum control speed.	§25.1513 Minimum control speed.
	§25.1515 Landing gear speeds.
	§25.1516 Other speed limitations.
	§25.1517 Rough air speed, VRA.

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
§23.1519 Weight and center of gravity.	§25.1519 Weight, center of gravity, and weight distribution.
§23.1521 Powerplant limitations.	§25.1521 Powerplant limitations.
§23.1522 Auxiliary power unit limitations.	§25.1522 Auxiliary power unit limitations.
§23.1523 Minimum flight crew.	§25.1523 Minimum flight crew.
§23.1524 Maximum passenger seating configuration.	
§23.1525 Kinds of operation.	§25.1525 Kinds of operation.
§23.1527 Maximum operating altitude.	§25.1527 Ambient air temperature and operating altitude.
§23.1529 Instructions for Continued Airworthiness.	§25.1529 Instructions for Continued Airworthiness.
	§25.1531 Maneuvering flight load factors.
	§25.1533 Additional operating limitations.
	§25.1535 ETOPS approval.
Markings And Placards	Markings and Placards
§23.1541 General.	§25.1541 General.
§23.1543 Instrument markings: General.	§25.1543 Instrument markings: general.
§23.1545 Airspeed indicator.	
	§25.1545 Airspeed limitation information.
§23.1547 Magnetic direction indicator.	§25.1547 Magnetic direction indicator.
§23.1549 Powerplant and auxiliary power unit instruments.	§25.1549 Powerplant and auxiliary power unit instruments.
§23.1551 Oil quantity indicator.	§25.1551 Oil quantity indication.
§23.1553 Fuel quantity indicator.	§25.1553 Fuel quantity indicator.
§23.1555 Control markings.	§25.1555 Control markings.
§23.1557 Miscellaneous markings and placards.	§25.1557 Miscellaneous markings and placards.
§23.1559 Operating limitations placard.	
§23.1561 Safety equipment.	§25.1561 Safety equipment.
§23.1563 Airspeed placards.	§25.1563 Airspeed placard.
§23.1567 Flight maneuver placard.	
Airplane Flight Manual and Approved Manual Material	Airplane Flight Manual
§23.1581 General.	§25.1581 General.
§23.1583 Operating limitations.	§25.1583 Operating limitations.
§23.1585 Operating procedures.	§25.1585 Operating procedures.
§23.1587 Performance information.	§25.1587 Performance information.
§23.1589 Loading information.	

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
	Subpart H—Electrical Wiring Interconnection Systems (EWIS)
	§25.1701 Definition.
	§25.1703 Function and installation: EWIS.
	§25.1705 Systems and functions: EWIS.
	§25.1707 System separation: EWIS.
	§25.1709 System safety: EWIS.
	§25.1711 Component identification: EWIS.
	§25.1713 Fire protection: EWIS.
	§25.1715 Electrical bonding and protection against static electricity: EWIS.
	§25.1717 Circuit protective devices: EWIS.
	§25.1719 Accessibility provisions: EWIS.
	§25.1721 Protection of EWIS.
	§25.1723 Flammable fluid fire protection: EWIS.
	§25.1725 Powerplants: EWIS.
	§25.1727 Flammable fluid shutoff means: EWIS.
	§25.1729 Instructions for Continued Airworthiness: EWIS.
	§25.1731 Powerplant and APU fire detector system: EWIS.
	§25.1733 Fire detector systems, general: EWIS.
	Subpart I—Special Federal Aviation Regulations
	§25.1801 SFAR No. 111—Lavatory Oxygen Systems.
Appendix C to Part 23—Basic Landing Conditions	Appendix A to Part 25
Appendix I to Part 23—Seaplane Loads	Appendix B to Part 25
	Appendix C to Part 25—Icing Conditions
	Appendix D to Part 25—Criteria for

PART 23 (Amdt. 23-62)	PART 25 (Amdt. 25-136)
	determining minimum flight crew
	Appendix E to Part 25—Airplanes Equipped With Standby Power
Appendix F to Part 23—Test Procedure	Appendix F to Part 25—Test Criteria and Procedures for Showing Compliance with §25.853, or §25.855
	Appendix G to Part 25—Continuous Gust Design Criteria
Appendix G to Part 23—Instructions for Continued Airworthiness	Appendix H to Part 25—Instructions for Continued Airworthiness
	Appendix I to Part 25—Installation of an Automatic Takeoff Thrust Control System (ATTCS)
	Appendix J to Part 25—Emergency Evacuation
	Appendix K to Part 25—Extended Operations (ETOPS)
Appendix J to Part 23—HIRF Environments and Equipment HIRF Test Levels	Appendix L to Part 25—HIRF Environments and Equipment HIRF Test Levels
	Appendix M to Part 25—Fuel Tank System Flammability Reduction Means
	Appendix N TO Part 25—Fuel Tank Flammability Exposure and Reliability Analysis
Appendix A to Part 23—Simplified Design Load Criteria	
Appendix B to Part 23 [Reserved]	
Appendix D to Part 23—Wheel Spin-Up and Spring-Back Loads	
Appendix E to Part 23 [Reserved]	
Appendix H to Part 23—Installation of An Automatic Power Reserve (APR) System	

○ 주요 요건 분석

- FAR Part 23과 비교해 볼 때, 수송급 기술기준인 Part 25는 Part 25의 경우에만 해당되는 80여개의 요건을 추가적으로 규정하고 있음.
- 추가된 요건으로는 장거리운항(ETOPS), 전선연결시스템(EWIS), 비행 성능, 객실 내 서비스 시설 등과 관련된 것이 있으며 이에 대한 상세한 내용은 다음과 같음.

(가) 장거리운항

○ 장거리운항(ETOPS, Extended Operations)은 대륙 및 대양을 건너는 비행기가 운항 중 사고나 여러 가지 이유로 엔진이 정지하게 되더라고 나머지 정상적으로 작동하는 엔진으로도 비상착륙이 가능한 가까운 비행장까지 비행할 수 있음을 보이는 것임.

○ 쌍발 엔진 비행기일 경우에는 하나의 엔진이, 3대 이상의 엔진이 장착되는 경우에는 두 대의 엔진이 정지하게 되는 경우에 해당됨.

○ 장거리운항과 관련된 요건은 다음과 같음.

▪ § 25.3 Special provisions for ETOPS type design approvals(장거리운항 형식설계승인에 대한 특수 규정)

▪ § 25.1535 ETOPS approval(장거리운항 승인)

▪ App. K EXTENDED OPERATIONS(장거리운항)

▪ § 25.3 및 §25.1535에서는 ETOPS 승인을 받아야 한다는 당위성을 규정하고 있으며 관련된 세부 요건은 부록 K에서 제시하고 있음.

▪ 인적요소 : 최장회항시간동안 운항 시 발생할 수 있는 승무원 업무 부담 및 혼선, 생리적인 현상을 고려해야함.

▪ 비행기 시스템 : 결빙조건에서의 장거리운항 회항을 수행할 수 있어야 함.

▪ 추진 시스템 : 최장회항시간을 포함한 장거리운항 비행에 필요한 연료는 연료시스템 고장에도 엔진에 공급되어야 함.

▪ 운용경험을 이용하여 장거리운항 형식설계승인을 받으려는 경우, 120분 이하, 180분 이하, 180분 초과의 장거리 운항에 따라 각각 요구되는 비행 중 엔진 정지율(IFSD)를 지정하고 있음. 이외에도 추진시스템 평가, 비행기시스템 평가를 수행함.

▪ 장거리운항 조기 승인(Early ETOPS)을 위한 요구조건 및 검증시험에 대해 규정되어 있음.

(나) 전선연결시스템

- 전선연결시스템(EWIS, Electrical Wiring Interconnection Systems)은 비행기의 모든 영역에 장착되는 전선, 전선기구, 또는 이들의 조합된 형태를 말함.
- 2개 이상의 단자 사이에 전기적 에너지, 데이터 및 신호를 전달할 목적으로 비행기에 설치되는 단자기구와 그들의 부품을 포함하는 것으로 정의됨.
- Part 25에서는 전선연결시스템에 대한 Subpart를 따로 두고 있으며, Subpart 아래에 다음과 같이 17개의 요건이 있음.

▪ § 25.1701 Definition(정의)

▪ § 25.1703 Function and installation: EWIS.(기능과 장착)
: 전선연결시스템의 설계, 기능, 장착에 대한 요구조건을 규정하고 있으며 전선의 전기적 요인, 물리적 요인, 습기에 의한 파손방지를 고려할 것을 요구하고 있음.

▪ § 25.1705 Systems and functions: EWIS.(시스템 및 기능)
: 형식증명 또는 운항규정에 따라 요구되는 시스템에 관련된 전선연결시스템은 통합된 부품으로 간주하여 해당 시스템 요구조건에 따른 적합성을 입증하여야 한다. 또한 조종실 시야, 연료탱크 폭발방지, 엔진 점화시스템 등 주요 시스템과 관련된 전선연결시스템은 시스템에 통합된 부품으로 간주함.

▪ § 25.1707 System separation: EWIS.(시스템 분리)
: 전선연결시스템의 설계 및 장착은 구성품의 고장으로 인한 위험방지를 위하여 다른 전선연결시스템 및 시스템으로부터 적정하게 물리적으로 분리하도록 규정하고 있다. 또한 전기적 인터페이스와 큰 전류가 흐르는 전선 및 케이블, 그리고 이와 관련된 전선연결시스템 구성품은 타 주요 회로의 손상으로 인한 고장을 최소화하도록 규정하고 있음.

▪ § 25.1709 System safety: EWIS.(안전성)
: 각 전선연결시스템은 파국적 고장(catastrophic failure)이나 위험한 고장(hazardous failure) 상태를 유발하지 않도록 설계 및 장착하도록함.

▪ § 25.1711 Component identification: EWIS.(구성품 식별)
: 관련 규정에 따라 리던던시(redundancy)가 요구되는 시스템은 특별하게 식별할 수 있어야 하며, 식별표지는 운용수명기간동안 유지되고 전선연결시스템의 성능에 악영향을 주지 않아야함.

▪ § 25.1713 Fire protection: EWIS.(화재 방지)
: 모든 전선연결시스템 구성품은 용도나 특성에 따라서 내화성이나 자체소화 능력을 갖추어야 함.

▪ § 25.1715 Electrical bonding and protection against static electricity: EWIS. (전기적 본딩 및 정전기 방지)
: 전선연결시스템 구성품에 의한 전기적인 본딩은 타 시스템에 위험이나 손상을 유발하지 않아야 하며, 전기적 회귀경로가 있어야 함.

▪ § 25.1717 Circuit protective devices: EWIS.(회로보호기구)
: 전선연결시스템 구성품은 회로보호기구가 장착되어 있어야 하며, 고장 상태에서 화재 등의 위험을 초래하지 않아야함.

▪ § 25.1719 Accessibility provisions: EWIS.(접근 장치)
: 계속감항성 유지를 위해 전선연결시스템 구성품의 검사 및 대체를 위한 접근성 요건을 규정하고 있음.

▪ § 25.1721 Protection of EWIS.(보호)
: 전선연결시스템을 화물실 또는 수화물실에 설치하는 경우, 전선연결시스템의 정비, 보급 시의 작업자나, 비행 중 이동하는 승객 또는 객실승무원에 의한 전선연결시스템의 손상 위험 및 손상 방지 요건을 제시하고 있음.

▪ § 25.1723 Flammable fluid fire protection: EWIS.(인화성 유체 화재방지)
: 전선연결시스템 구성품을 유체시스템에서 누출된 인화성 유체 또는 증기가 존재할 수 있는 영역에 설치할 경우 잠재적 점화원으로 간주하고, 이의 장착 요건을 규정하고 있음.

▪ § 25.1725 Powerplants: EWIS.(동력장치)
: 동력장치에 관련된 전선연결시스템은 구성품의 고장이 다른 동력장치의 고장이나 이에 따른 승무원의 조치를 요구하지 않도록 설계 및 장착하여야 한다. 또한, 엔진의 로터 파손 또는 화재로 인한 전선연결시스템 손상 시 이에 따른 비행기 위험을 최소화하기 위한 설계 유의사항을 규정하고 있음.

▪ § 25.1727 Flammable fluid shutoff means: EWIS.(인화성 유체 차단 수단)
: 인화성 유체 차단수단 및 제어장치에 관련된 전선연결시스템의 자재의 불연성요건과 화재 차단수단의 작동에 영향을 주지 않도록 설치하는 요건을 규정하고 있음.

▪ § 25.1729 Instructions for Continued Airworthiness: EWIS.(계속 감항성 지침서)
: 전선연결시스템에 적용되는 감항성유지지침서를 작성하고 승인 받아야함.

▪ § 25.1731 Powerplant and APU fire detector system: EWIS.(동력 장치 및 APU 화재탐지시스템)
: 화재위험구역에 설치된 화재 또는 과열 탐지시스템용의 전선연결시스템은 내화성이 있어야 하고, 보호되지 않는 타 화재구역을 통과하여 설치할 수 없음.

▪ § 25.1733 Fire detector systems, general: EWIS.(화재탐지시스템 일반)
: 화재방지시스템에 관련된 전선연결시스템은 해당 시스템의 적합성을 입증하는 전체 시스템의 일부로 간주함.

(다) 비행 안전
- Part 25에서 추가된 비행 안전은 2개의 항목이 있음.

▪ § 25.27 Center of gravity limits.(중량중심범위)
: 최전방 및 최후방 중량중심의 범위를 설정하여야 하며, 이러한 범위는 신청자가 선정한 최끝단의 한계, 구조가 입증된 최끝단의 한계, 각 비행요건에 대한 적합성을 보일 수 있는 최끝단의 한계를 넘지 않도록 함.

▪ § 25.255 Out-of-trim characteristics(트림이 되지 않은 상태에서의 특성)
: 트림이 되지 않은 상태를 정의하고 이 상태에서의 충분한 기동안정성과 조종성의 입증을 요구하고 있음.

(라) 구조강도

- Part 25의 구조강도에서 Part 23 대비 추가된 요건은 10개임.

▪ § 25.457 Wing flaps(플랩)
: 플랩과 그 작동장치 그리고 지지구조에 대하여 공력으로 발생하는 하중을 고려하여 구조적 안전성을 확보할 수 있어야 함.

▪ § 25.487 Rebound landing condition.(리바운드 착륙조건)
: 비행기의 착륙 중 리바운드 시 착륙장치 및 지지구조물에 발생할 수 있는 하중에 대하여 설계에 고려하여야함.

▪ § 25.489 Ground handling conditions.(지상조종조건)
: 비행기의 지상조종 시 착륙장치 및 기체구조물에 발생하는 하중에 대한 하중조건을 명시하고 있음.

▪ § 25.491 Taxi, takeoff and landing roll.(지상활주, 이륙 및 착륙상태에서의 롤)
: 비행기의 지상활주, 이륙 및 착륙상태에서의 롤 시 착륙장치를 포함한 비행기의 구조물에 발생하는 하중에 대한 하중조건을 명시하고 있다. 하중조건으로 비행기의 정상 운용 중 예상 가능한 가장 고르지 않은 지면의 상태를 고려하여 설계하여야 함.

▪ § 25.495 Turning(지상선회)
: 지상 선회시의 하중조건에 대하여 수직 및 수평방향의 제한하중 계수와 지면반력에 대하여 명시하고 있음.

▪ § 25.503 Pivoting.(피봇팅)
: 선회 시에 구조물에 가해지는 지상하중을 결정하기 위한 하중조건으로서 주륜의 마찰계수와 제한 수직 하중계수를 명시하고 있음.

▪ § 25.507 Reversed braking.(역전제동)
: 역전제동 시에 발생하는 제한하중조건에 대하여 수직 하중, 브레이크 토크, 관성력 등을 명시하고 있음.

▪ § 25.563 Structural ditching provisions.(불시착에 대비한 구조)
: 불시착 기준에 대한 구조적 강도요건은 출입문과 창에 발생 가능한 최대 국부압력에 견디도록 설계하여야함.

▪ § 25.581 Lightning protection.(낙뢰 보호)
: 비행기의 금속부재 및 비금속부재에 대해서 낙뢰에 의해 치명적인 영향이 없고 보호됨을 입증하여야함.

▪ § 25.631 Bird strike damage.(조류충돌에 의한 손상)
: Vc 속도에서 8 lb 중량의 조류가 꼬리날개 부분과 충돌 후에도 안전하게 비행하여 착륙할 수 있도록 기체 설계하도록 규정함.

(마) 승객, 승무원 및 화물을 위한 설비

▪ § 25.772 Pilot compartment doors.(조종실 문)
: 조종실과 객실 사이에 잠글 수 있는 문을 장착한 비행기는 승무원과 승객이 비상탈출구로 가기 위해 이 문을 사용할 필요가 없도록 비상탈출구를 설계하여야 하며, 비행승무원이 조종할 수 없는 경우 비행보조자가 조종실에 들어갈 수 있는 비상방법이 있어야함.

▪ § 25.789 Retention of items of mass in passenger and crew compartments and galleys. (객실, 조종실 및 조리실내 중량물 고정)
: 객실, 조종실 및 조리실내의 중량물은 규정된 비행 및 지상하중상태와 비상착륙상태에 따른 적절한 최대하중계수에서 한쪽 쏠림에 의한 위험 방지 수단을 구비하여야 함.

▪ § 25.793 Floor surfaces.(바닥 표면)
: 사용 중에 젖을 수 있는 모든 바닥표면은 미끄러지지 않는 특성이 있어야 함.

▪ § 25.795 Security considerations.(보안)
: 승인되지 않은 사람 및 소형무기나 절단장비에 의한 침입을 방지할 수 있도록 조종실 문을 설계 하여야 함.

▪ § 25.801 Ditching.(비상착수)
: 비상 착수 시 탑승자가 즉시 부상을 입거나 탈출하는 것이 불가능하게 되는 가능성을 최소화하도록 설계하여야 한다. 또한, 비상 착수 시 탑승자 전원이 구명정에 탑승할 때까지 비행기가 균형이 잡힌 상태로 떠 있을 수 있어야 함.

▪ § 25.817 Maximum number of seats abreast.(1열의 최대 좌석수)
: 승객용 통로가 한 개밖에 없는 비행기는 통로 양쪽 옆의 좌석이 각각 세 개를 초과할 수 없음.

▪ § 25.819 Lower deck service compartments (including galleys).(객실바닥 아래 서비스실(조리실을 포함))
: 기내의 객실바닥 아래에 있는 서비스실은 비상탈출, 통신수단, 좌석 등에 대한 요구조건에 적합하여야 함.

▪ § 25.820 Lavatory doors.(화장실 문)
: 잠금장치가 설치되어 있는 화장실 문의 경우 특별한 공구 없이도 화장실 밖에서 열 수 있도록 설계하여야 함.

▪ § 25.832 Cabin ozone concentration.(객실 오존농도)
: 비행 중 객실 내 오존 농도가 규정된 수준 이상을 초과하지 않는다는 것을 입증하여야 함.

▪ § 25.833 Combustion heating systems.(연소식난방시스템)
: 연소식 가열기는 승인된 것을 사용하도록 함.

▪ § 25.854 Lavatory fire protection.(화장실 화재방지)
: 승객 20인승 이상 비행기의 경우 화장실에 연기 감지 시스템과 자동 소화 장치 장착 하여야 함.

▪ § 25.856 Thermal/Acoustic insulation materials.(단열 및 방음 재료)
: 비행기 동체에 장치된 단열/방음 재료는 화염 전파시험기준 또는 기타 승인된 대등한 요구조건에 적합하여야 함.

▪ § 25.857 Cargo compartment classification.(화물실의 분류)
: 비행기의 화물실은 A급, B급, C급, E급으로 분류되며, 각 급에 해당하는 요건에 적합하여야함.

▪ § 25.858 Cargo or baggage compartment smoke or fire detection systems. (화물실 및 수하물실 연기 또는 화재탐지시스템)
: 화물실의 연기 또는 화재감지장치는 화재 발생 후 1분 이내에 승무원에게 시각적인 경보를 제공해야 하며 항공기의 구조적 안전성이 저하되는 온도보다 충분히 낮은 온도에서 화재를 감지할 수 있어야 함.

▪ § 25.867 Fire protection: other components.(화재방지 : 기타 구성부품)
: 나셀 중심선의 나셀 직경 내에서의 후방표면은 최소한 제2종 내화성재료로 제작되어야 함.

▪ § 25.869 Fire protection: systems.(화재방지 시스템)
: 화재 보호와 관련하여 전기 계통의 구성품, 케이블, 단자, 진공공기계통의 도관 및 연결부위, 산소 장비 및 배관 등에 요구되는 사항을 규정하고 있음.

▪ § 25.875 Reinforcement near propellers.(프로펠러 근방의 보강).
: 프로펠러 익단에 가까운 부분은 진동 및 프로펠러에서 분리되는 얼음의 충돌을 견딜 수 있는 강도가 있어야 함.

(바) 동력장치

▪ § 25.941 Inlet, engine, and exhaust compatibility.(공기흡입구, 엔진 및 배기구의 적응성)
: 가변식 흡입구 또는 배기 장치를 채용하는 비행기의 공기흡입구, 엔진 및 배기구로 구성된 모든 시스템은 승인된 모든 운용조건에서 적절하게 작동됨을 입증해야 한다. 또한 조종사의 조종력 강도는 규정된 한계를 초과하지 않아야 함.

▪ § 25.945 Thrust or power augmentation system.(추력 또는 출력증강시스템)
: 모든 유체 분사장치는 엔진의 운용 조건에서 적절하게 작동하고 결빙으로 인하여 비행기에 악영향을 미치지 않아야 한다. 또한, 모든 증강장치의 유체 탱크는 운용중의 진동, 관성력 등에 파괴되지 않아야하고 1.5배의 내부압력을 견뎌야 하며, 탱크용량의 2%를 팽창공간으로 유지해야 함.

▪ § 25.952 Fuel system analysis and test.(연료시스템 분석 및 시험)
: 연료시스템은 감항당국이 요구하는 시험과 분석을 통하여 입증하고, 필요한 경우 작동 특성 재현 시험을 수행하여야 한다. 열교환기에서 연료를 공급하는 경우 열교환기의 결함으로 인한 위험이 발생하지 않아야 함.

▪ § 25.981 Fuel tank ignition prevention.(연료탱크 발화방지)
: 연료 또는 증기의 발화로 인한 고장을 유발할 수 있는 연료탱크시스템에는 점화원이 존재하지 않음을 입증해야 한다. 또한 부록 N의 기단 평균 가연성 노출(FAFE), 그리고 부록 M의 가연성 노출 판단기준에 제시된 요건을 만족해야하고 형상통제 제한사항(CDCCL)을 확인해야 함.

▪ § 25.1025 Oil valves.(오일 밸브)
: 오일 차단밸브를 닫는 장치가 프로펠러의 페더링을 방해하지 않아야 하고, 가속비행 상태의 하중이 밸브에 연결된 라인에 전달되지 않도록 하여야 함.

▪ § 25.1107 Inter-coolers and after-coolers.(중간냉각기 및 후방냉각기)
: 중간 및 후방냉각기는 운용 중에 받는 진동, 관성력, 공기압력 하중에도 견디어야 함.

▪ § 25.1127 Exhaust driven turbo-superchargers.(배기가스 구동식 터보과급기)
: 터보과급기는 승인된 것이거나 해당 용도에 적합해야 하고, 배기관과 터빈사이의 팽창에 대한 유연성이 있어야 한다. 또한 터보과급기의 제어시스템의 고장에도 터빈의 최대 회전수를 초과하지 않아야 함.

▪ § 25.1159 Supercharger controls.(슈퍼과급기 제어장치)
: 각 수퍼과급기 제어장치는 두 명의 조종사가 조작할 수 있는 위치에 있거나, 제어패널을 갖춘 별도의 항공기관사(flight engineer) 좌석이 있는 경우, 항공기관사가 조작할 수 있어야 함.

▪ § 25.1161 Fuel jettisoning system controls.(연료방출시스템 제어장치)
: 연료방출시스템 제어장치는 우발적인 작동을 방지하기 위한 보호장치를 갖추어야 하며 화재진화에 사용하는 소화기 조작 장치나 기타 장치 근처에는 배치하지 않아야함.

▪ § 25.1167 Accessory gearboxes.(보기 기어박스)
: 엔진의 일부로 승인받지 않은 보기 기어박스를 장착한 비행기는 시험을 수행하여 해당 요건에 대한 적합성을 입증하고, 축의 정렬 오류와 비틀림 하중에 대해 분석해야함.

▪ § 25.1185 Flammable fluids.(가연성 유체)
: 가연성 유체 탱크 등은 지정방화구역 밖에 있어야 하고, 방화벽은 1.27cm(0.5in) 이상의 간격이 있어야 한다. 가연성 액체 시스템의 흡수성이 강한 재료를 사용하는 경우 위험한 양 만큼 액체가 흡수되지 않도록함.

▪ § 25.1187 Drainage and ventilation of fire zones.(화재위험구역의 방출 및 환기)
: 가연성 액체를 포함하는 부분의 파손 또는 고장으로 위험을 억제하기 위해서는 누출된 유체가 다른 화재와 연결되지 않고 가연성 가스가 추적되지 않도록 해야 한다. 모든 지정화재 위험 구역의 강제 통풍원에는 승무원들이 이를 차단할 수 있는 수단이 강구되어야함.

▪ § 25.1207 Compliance.(적합성)
: 동력장치에 해당되는 요건에 대한 인증을 실제 화재 시험 또는 유사한 형식의 동력장치 구성품을 이용하는 비행기의 사용경험을 바탕으로 분석할 수 있음.

(사) 항공장비

▪ § 25.1310 Power Source Capacity and Distribution.(전원의 용량 및 분배)
: 시스템의 전기부하, 엔진 고장이후의 필수부하, 전기시스템 고장 이후의 필수부하 등의 전력이 필요한 부하에 전기를 공급할 수 있어야 함.

▪ § 25.1316 System lightning protection.(시스템의 낙뢰보호)
: 낙뢰를 맞은 후에도 전기 및 전자시스템의 운용에 영향을 미치지 않도록 시스템이 보호됨을 증명하여야 함.

▪ § 25.1333 Instrument systems.(계기 시스템)
: 계기 시스템은 독립적으로 구성되어야 하며, 장비, 시스템 및 이들의 장착이 단일고장 또는 극히 예상할 수 없는 복합 고장이 발생한 뒤에 추가적인 조작이 없어도 조종사들에게 지속적으로 표시될 수 있도록 설계 되어야함.

▪ § 25.1355 Distribution system.(배전 시스템)
: 배전 버스, 공급기와 해당 제어 및 보호장치에 전원 공급 방식을 규정하고 있음.

▪ § 25.1360 Precautions against injury.(부상에 대한 예방조치)
: 탑승한 사람에게 전기적 쇼크나 화상을 입힐 수 있는 위험성을 최소한으로 하도록 전기 시스템을 설계하여야 함.

▪ § 25.1362 Electrical supplies for emergency conditions.(비상조건 전기공급장치)
: 비상착륙 또는 착수 이후 비상절차에 따라 요구되는 기능에 적정한 전기가 공급되고, 비상 전기회로는 비상조건 하에서 그 기능이 저하될 위험성이 최소화되도록 장착하도록 보호하여 설계하여야 함.

▪ § 25.1363 Electrical system tests.(전기시스템 시험)
: 비행기에서 사용하는 전원 발생 장비, 배전, 발전기와 똑같은 것을 사용하여 실물모형에서 수행하여 전기시스템의 적합성을 증명하여야 함.

▪ § 25.1403 Wing icing detection lights.(주익 착빙감시등)
: 운용한계에 의거 착빙 기상 상태로의 야간운용이 금지되어 있는 경우를 제외하고 주익이 결빙의 축적에 의하여 위험을 초래할 수 있는 부분을 조명하는 장치 또는 다른 착빙의 유무를 감시하기 위한 장치를 규정하고 있음.

▪ § 25.1421 Megaphones.(휴대용 확성기)
: 휴대용 확성기를 탑재하는 경우, 해당 요건에서 규정한 극한 관성력을 받을 때에도 휴대용 확성기를 부착해 둘 수 있는 수단을 갖추어야 함.

▪ § 25.1423 Public address system.(기내 방송장치)
: 비행기가 비행 중 또는 지상에서 멈추었을 때 모든 엔진 또는 보조동력장치가 정지하거나 고장 난 후 또는 이들 장치로 작동되는 모든 전원의 고장이나 단속이 발생하여도 기내 방송장치가 작동하도록 함.

▪ § 25.1439 Protective breathing equipment.(보호호흡장치)
: 고정식(고정형 또는 내장형) 호흡보호장비 설치, 이동식 호흡보호장비 비치, 호흡보호장비가 갖출 요소, 구조, 공급해야 할 방호산소량을 규정하고 있음.

▪ § 25.1455 Draining of fluids subject to freezing.(동결 위험이 있는 용액의 배출)
: 동결 위험이 있는 용액이 비행 중 또는 지상운용 중에 기외로 배출하는 경우, 배출에 의해 비행기에 위험한 양의 얼음이 부착되지 않도록 배출구를 설계하고 배치하여야 함.

(아) 비행기 운용한계 및 정보

▪ § 25.1505 Maximum operating limit speed.(최대운용제한속도)
: 최대운용제한속도(VMO/MMO)는 운용한계로서 설정되어야 함.

▪ § 25.1515 Landing gear speeds. (착륙장치작동속도)
: 착륙장치작동속도(VLO)는 안전하게 착륙장치를 내리거나 올린 상태에서 비행 시 초과할 수 없는 속도로서 결정하여야 하며, 착륙장치를 내렸을 때와 올렸을 때의 속도가 동일하지 않을 경우에는 두 개의 속도를 구분하여야 함.

▪ § 25.1516 Other speed limitations.(기타속도한계)
: 속도와 관계된 제한이 설정되어야 하는 경우 이는 기타속도한계로 설정되어야함.

▪ § 25.1517 Rough air speed, VRA.(돌풍속도, VRA)
: 돌풍속도(VRA)는 난류통과 속도로서 최대돌풍 강도에 대한 설계속도(VB) 이하로 설정되어야함.

▪ § 25.1531 Maneuvering flight load factors.(기동하중배수)
: 기동하중배수제한은 하중배수의 정(+)의 제한 값을 넘는 값으로 결정하여야함.

▪ § 25.1533 Additional operating limitations.(기타 운용제한사항)
: 기타 운용제한사항 조항에서는 최대이륙중량 설정 요건, 최소이륙거리 설정요건 등을 제시하고 있으며 이는 운용한계로 설정되어야함.

▪ § 25.1545 Airspeed limitation information.(대기속도제한 표시)
: 대기속도 제한사항은 승무원이 용이하게 읽고 이해할 수 있도록 표시하여야 함.

(자) 기타

▪ § 25.5 Incorporations by reference.(인용문서)

: Part 25에서 인용되는 문서에 대해 구매할 수 있는 주소 및 방법을 제시하고 있음.

- 위의 Part 25, 34 및 36의 기준을 토대로 중소형항공기급의 인증을 위하여 요구되는 세부 인증기술은 아래와 같음.

・수송급비행기의 Cargo ULD(Unit Load Device)의 장착 승인

・수송급비행기의 인증비행시험을 통한 적합성확인 방법

・보조연료시스템의 장착 승인

・보조연료시스템의 장착 승인연기탐지, 침투, 비상탈출 시험 및 관련 비상절차에 대한 비행교범 검증

・보조연료시스템의 장착 승인관성항법계통

・보조연료시스템의 장착 승인기타, 비필수(Non-required) 전기 장비의 장착승인

・보조연료시스템의 장착 승인보조연료시스템의 장착 승인수송급비행기의 전자시현 장비

・보조연료시스템의 장착 승인수송급비행기의 윈드쉬어 경고계통 승인 감항기준

・보조연료시스템의 장착 승인이륙추력 경감/완화 절차

・보조연료시스템의 장착 승인수송급비행기의 비행관리계통 승인

・보조연료시스템의 장착 승인전기 결함 및 화재 방지 및 방호 대책

・보조연료시스템의 장착 승인수송급비행기의 객실 인테리어 내충돌성

・보조연료시스템의 장착 승인인증정비요건

・보조연료시스템의 장착 승인고고도 아음속비행에 대한 여압, 환기, 산소계통 평가

・보조연료시스템의 장착 승인지상근접경보체계(TAWS) 장착 승인 감항기준

・보조연료시스템의 장착 승인결빙상태 성능 및 조종 특성

· 보조연료시스템의 장착 승인표준 전기 배선 지침서 개발

· 보조연료시스템의 장착 승인고속기동 특성

· 보조연료시스템의 장착 승인설계 급강하 속도

· 보조연료시스템의 장착 승인지상활주, 이륙 및 착륙 회전 설계하중

· 보조연료시스템의 장착 승인좌석결속 및 승객보호에 대한 동적 평가

· 보조연료시스템의 장착 승인구조물에 대한 손상허용 및 피로평가

· 보조연료시스템의 장착 승인수송급비행기의 공탄성 안정 입증방법

· 보조연료시스템의 장착 승인능동형 비행조종

· 보조연료시스템의 장착 승인이륙 형상 경보 체계

· 보조연료시스템의 장착 승인착륙장치 충격흡수 시험

· 보조연료시스템의 장착 승인브레이크 계통 인증 시험 및 해석 방법

· 보조연료시스템의 장착 승인조종실 시야 설계 고려사항

· 보조연료시스템의 장착 승인바람 및 윈드쉴드

· 보조연료시스템의 장착 승인조종실 방호(무단점유 방지, 관통 방지, 스모크/화염 방지)

· 보조연료시스템의 장착 승인객실 스모크 방지

· 보조연료시스템의 장착 승인화물실 화재 진압

· 보조연료시스템의 장착 승인생존장비 계통

· 보조연료시스템의 장착 승인비상탈출 실증

· 보조연료시스템의 장착 승인비상구 배치 계획

· 바닥면 비상탈출 경로 표시

· 보조연료시스템의 장착 승인좌석쿠션 화염성 평가 요건

· 보조연료시스템의 장착 승인열/음원 절연재 화염 전파 시험방법 및 장착

· 보조연료시스템의 장착 승인화재 방지 계통

· 보조연료시스템의 장착 승인연료 탱크 화재 감소대책

· 보조연료시스템의 장착 승인터빈 엔진 운용 특성 평가

· 보조연료시스템의 장착 승인수송급비행기의 Cargo ULD(Unit Load Device)의 장착 승인

· 보조연료시스템의 장착 승인관성항법시스템

· 보조연료시스템의 장착 승인수송급 비행기 인증비행시험

· 보조연료시스템의 장착 승인보조 연료 시스템 장착

· 보조연료시스템의 장착 승인연기 탐지, 관통 및 비상탈출 시험 및 관련 비상절차 비행교범

· 보조연료시스템의 장착 승인수송급 비행기 전자 시현 시스템

· 전자식 조종실 시현장치

· 보조연료시스템의 장착 승인수송급 비행기의 공중 윈드시어 경고시스템 승인을 위한 감항기술기준

· 보조연료시스템의 장착 승인감소된 이륙 추력(출력) 절차

· 보조연료시스템의 장착 승인수송급 비행기의 비행관리시스템 승인

· 보조연료시스템의 장착 승인전자장애와 화재의 방지 및 보호

· 보조연료시스템의 장착 승인수송급 비행기 객실 내장재 내추락성

· 보조연료시스템의 장착 승인인증관리요구조건

· 보조연료시스템의 장착 승인고고도 운용을 포함한 아음속 비행을 위한 여압, 환기

및 산소 시스템 평가

- 보조연료시스템의 장착 승인수송급 비행기 구조 인증
- 보조연료시스템의 장착 승인수송급 비행기 기계 시스템 인증
- 보조연료시스템의 장착 승인Part 25 비행기의 지형식별 및 경고시스템의 장착 승인을 위한 감항기술기준
- 보조연료시스템의 장착 승인Part 25 부록 C 결빙조건에서의 성능 및 조종 특성
- 보조연료시스템의 장착 승인표준 배선실무 문서의 개발
- 보조연료시스템의 장착 승인향상된 구역해석절차를 이용한 수송급 비행기 전기배선내부연결시스템의 계속감항성을 위한 지침 개발
- 보조연료시스템의 장착 승인고속 특성
- 보조연료시스템의 장착 승인설계 다이브 속도
- 보조연료시스템의 장착 승인지상이동, 이륙 및 착륙 롤 설계하중
- 보조연료시스템의 장착 승인수송급 비행기에서의 좌석 구속시스템과 탑승객 보호의 동적 평가
- 보조연료시스템의 장착 승인구조의 손상 허용 및 피로평가
- 보조연료시스템의 장착 승인수송급 비행기 공탄성 안정성 입증
- 보조연료시스템의 장착 승인능동 비행 조종
- 보조연료시스템의 장착 승인이륙 형상 경고 시스템
- 보조연료시스템의 장착 승인충격 흡수 시험
- 보조연료시스템의 장착 승인브레이크 및 브레이크 시스템의 인증시험 및 해석
- 보조연료시스템의 장착 승인조종실 시야설계 고려사항
- 보조연료시스템의 장착 승인창 및 방풍창

· 보조연료시스템의 장착 승인동체 문, 해치 및 비상구

· 보조연료시스템의 장착 승인동체 문 및 해치

· 보조연료시스템의 장착 승인비행 승무원 좌석 및 상체 구속시스템 장착

· 보조연료시스템의 장착 승인조종실 침입 방지

· 보조연료시스템의 장착 승인조종실 관총 방지

· 보조연료시스템의 장착 승인조종실 보호 (연기 및 연무)

· 보조연료시스템의 장착 승인승객실 연기 보호

· 보조연료시스템의 장착 승인화물실 화제 진압

· 보조연료시스템의 장착 승인시스템의 생존성

· 보조연료시스템의 장착 승인용이한 수색을 위한 내부 설계

· 보조연료시스템의 장착 승인비상탈출 실증

· 보조연료시스템의 장착 승인비상구의 균일 분포

· 보조연료시스템의 장착 승인바닥면 근접 비상탈출 경로의 표시

· 보조연료시스템의 장착 승인빛 흡수 발광 요소를 갖는 바닥면 근접 비상탈출 경로의 표시 시스템

· 보조연료시스템의 장착 승인비행기 좌석 쿠션의 가연성 요구조건

· 열/소음 절연물 화염 전파 시험방법의 세부사항

· 화재관통 보호를 위한 열/소음 절연물 장착

· 화재 보호 시스템

· 전기적 본딩 및 정전기에 대한 보호

· 프로펠러 블레이드 및 허브 파괴로 인한 위험의 최소화

· 터빈 엔진 운용특성 평가

· 연료탱크 접근 커버

· 연료탱크 화재원 방지

· 연료탱크 가연성 감소 방법

· Wheels-up 착륙시의 연료시스템 보호를 위한 설계 고려사항

· 시스템 설계 및 해석

· 자동 조종 시스템 승인

· 비행 안내 시스템의 승인

· 전자 장치와 장착

· 회로 보호 장치

· 부상에 대한 보호

· 비상상태를 위한 전기 공급

· 전기 장치품, 모터 및 변압기

· 결빙조건에서의 비행을 위한 수송급 비행기의 인증

· 유압 시스템 인증 시험 및 해석

· 배출수/휴대용 배수 시스템 인증 시험

· 조종실 음성 녹음기

· 최소 비행승무원

· 수송용 비행기의 구조 수리를 위한 계속감항성 유지 지침서

· 비행기 비행교범

부록

<부록 1> 주요 모델 별 성능 및 가격

Model	제조업체	Engine	Avionics	Range (km)	Seats (명)	Price ($M)
D-Jet	Diamond	Williams	Garmin	2,500	2-4	1.4
Mustang	Cessna	P&W Canada	Garmin	2,130	5	3.1
Honda Jet*	Honda	GE-Honda	Garmin	2,593	6	3.7
Phenom 100	Embraer	P&W Canada	Garmin	2,148	4	3.7
Citation M2*	Cessna	Williams	Garmin	2,408	6	4.2
Citation CJ1+	Cessna	Williams/ Rolls-Royce	Rockwell Collins	2,408	5	5.1
Beechjet 400XP	Hawker-beechcraft	P&W Canada	Rockwell Collins	2,898	7	6.7
Citation CJ2+	Cessna	Williams/ Rolls-Royce	Rockwell Collins	2,987	5	6.9
Premier IA	Hawker-beechcraft	Williams	Rockwell Collins	2,519	6	6.9
Phenom 300	Embraer	P&W Canada	Garmin	3,334	7	8.0
Citation CJ3	Cessna	Williams/ Rolls-Royce	Rockwell Collins	3,473	6	8.2
Hawker 200*	Hawker beechcraft	Williams	Rockwell Collins	2,863	4	8.3
Citation CJ4	Cessna	Williams	Rockwell Collins	3,380	6	9.6
Citation Encore+	Cessna	P&W Canada	Rockwell Collins	3,313	8	9.2
Learjet 40XR	Bombardier	Honeywell	Honeywell	3,348	6	10.6
Hawker 750	Hawker-beechcraft	Honeywell	Rockwell Collins	4,074	8	11.9
Citation XLS+	Cessna	P&W Canada	Rockwell Collins	3,441	8	12.5
Learjet 45XR	Bombardier	Honeywell	Honeywell	3,795	9	13.2
Hawker 850	Hawker-beechcraft	Honeywell	Rockwell Collins	4,893	8	13.7
Learjet 60XR	Bombardier	P&W Canada	Rockwell Collins	4,380	9	14.1

Model	제조업체	Engine	Avionics	Range (km)	Seats (명)	Price ($M)
Hawker 900XP	Hawker-beechcraft	Honeywell	Rockwell Collins	5,463	8	14.5
Citation Latitude*	Cessna	P&W Canada	Garmin	3,704	8	14.9
G150	Gulfstream	Honeywell	Rockwell Collins	5,471	8	15.1
Legacy 450*	Embraer	Honeywell	Rockwell Collins	4,260	8	15.3
Learjet 85*	Bombardier	P&W Canada	Rockwell Collins	5,556	9	17.1
Citation Sovereign	Cessna	P&W Canada	Honeywell	4,934	8	17.6
Falcon50/EX	Dassault	Honeywell	Rockwell Collins	5,695	10	18.0
Legacy 500*	Embraer	Honeywell	Rockwell Collins	5,556	10	18.4
G200	Gulfstream	P&W Canada	Rockwell Collins	6,297	10	20.5
Citation X	Cessna	Rolls-Royce	Honeywell	5,686	12	21.7
Hawker 4000	Hawker-beechcraft	Pratt& Whitney	Honeywell	5,941	10	22.9
G280	Gulfstream	Honeywell	Rockwell Collins	6,297	12	24.0
Challenger 300	Bombardier	Honeywell	Rockwell Collins	5,741	13	24.8
Falcon 2000DX	Dassault	P&W Canada	Honeywell	6,019	19	25.0
Falcon 2000S*	Dassault	P&W Canada	Honeywell	6,204	6	25.0
Legacy 600	Embraer	Rolls-Royce	Honeywell	6,019	13	25.0
Citation Columbus	Cessna	P&W Canada	Rockwell Collins	7,408	10	27.0
Challenger 605	Bombardier	GE	Rockwell Collins	7,491	12	28.1
Legacy 650	Embraer	Rolls-Royce	Honeywell	7,223	13	29.5
Challenger 850	Bombardier	GE	Rockwell Collins	5,130	15	31.2
Falcon 2000LX	Dassault	Honeywell	Honeywell	7,408	19	33.0
G450	Gulfstream	Rolls-Royce	Honeywell	8,056	16	38.9
Falcon 900LX	Dassault	Honeywell	Honeywell	8,890	19	39.0
ACJ/A318 Elite	Airbus	CFM	Thales	7,408	8-18	47.0

Model	제조업체	Engine	Avionics	Range (km)	Seats (명)	Price ($M)
Global 5000	Bombardier	Rolls-Royce	Honeywell	9,630	8-16	49.1
Lineage 1000*	Embraer	GE	Honeywell	7,778	19	50.0
Falcon 7X	Dassault	P&W Canada	Honeywell	11,019	12	50.1
A319 ACJ	Airbus	IAE	Thales	12,038	39 (19/51)	51.0
G550	Gulfstream	Rolls-Royce	Honeywell	12,501	8	53.5
Global 6000/Express/XRS	Bombardier	Rolls-Royce	Honeywell	11,390	10-19	57.5
G650	Gulfstream	Rolls-Royce	Honeywell /Rockwell Collins	12,964	8	58.5
BBJ1	Boeing	CFM	Rockwell Collins/ Honeywell	7,223	19-189	65.0
Global 7000*	Bombardier	GE	Rockwell Collins	13,520	10	65.0
Global 8000*	Bombardier	GE	Rockwell Collins	14,631	8	65.0
A320 Prestige ACJ	Airbus	IAE	Thales	5,700	39	75.0
BBJ2	Boeing	CFM	Rockwell Collins/ Honeywell	5,667	8-63	75.0
BBJ3	Boeing	CFM	Rockwell Collins/ Honeywell	7,926	8-63	90.0

㈜ *표는 현재 개발 중인 항공기

자료: J.P.Morgan, Aerospace and Defense, North American Equity Research 15, November 2011, p.10

<부록 2> 비즈니스 제트기의 성능과 가격

번호	기종	최고 속도 (km/h)	Range (km)	MTOW (lbs)	성능[1] (1)	성능[2] (2)	Price ($M)
1	Mustang	670	2,130	8,645	123.4	184.1	3.1
2	Honda Jet*	778	2,593	9,200	185.6	238.6	3.7
3	Phenom 100	722	2,148	10,472	162.4	224.9	3.7
4	Beechjet 400XP	866	2,898	16,100	404.1	466.6	6.7
5	Premier IA	854	2,519	12,500	268.9	314.9	6.9
6	Phenom 300	834	3,334	17,529	487.4	584.4	8.0
7	Hawker 200*	876	2,863	13,800	346.1	395.1	8.3
8	Citation Encore+	544	3,313	16,300	293.8	540.0	9.2
9	Learjet 40XR	865	3,348	21,000	608.2	703.1	10.6
10	Hawker 750	830	4,074	28,000	946.8	1,140.7	11.9
11	Citation XLS+	815	3,441	20,200	566.5	695.1	12.5
12	Learjet 45XR	858	3,795	20,200	657.7	766.6	13.2
13	Hawker 850	830	4,893	28,000	1137.1	1,370.0	13.7
14	Learjet 60XR	839	4,380	23,500	863.6	1,029.3	14.1
15	G150	874	5,471	24,900	1190.6	1,362.3	15.1
16	Legacy 450*	880	4,260	39,001	1462.1	1,661.4	15.3
17	Learjet 85*	871	5,556	33,500	1621.2	1,861.3	17.1
18	Citation Sovereign	848	4,934	30,300	1267.8	1,495.0	17.6
19	Falcon50/EX	915	5,695	37,478	1953.0	2,134.4	18
20	G200	900	6,297	35,450	2009.1	2,232.3	20.5
21	Citation X	980	5,686	36,100	2011.6	2,052.6	21.7
22	Hawker 4000	890	5,941	39,500	2088.6	2,346.7	22.9
23	G280	900	6,297	39,600	2244.3	2,493.6	24
24	Challenger 300	891	5,741	38,850	1987.3	2,230.4	24.8
25	Falcon 2000DX	900	6,019	41,000	2221.0	2,467.8	25
26	Legacy 600	834	6,019	49,604	2490.0	2,985.7	25
27	Challenger 605	882	7,491	43,100	2847.6	3,228.6	28.1
28	Legacy 650	834	7,223	49,604	2988.1	3,582.9	29.5
29	Challenger 850	900	5,130	52,999	2447.0	2,718.8	31.2

㈜ 성능은 대개 'Productivity = Cabin Volume*Max. Cruise Speed*Max. Range"로 측정
1. 성능(1)은 Cabin Volume 대신에 MTOW를 Proxy 로 사용하여 측정했고
2. 성능(2)는 'Productivity = Range*MTOW'로 측정함

자료: ZenithJet-Business Aviation 10-Year Forecast(May 10, 2011) 및 Wikipedia

<부록 3> 기종 별 특성: 성능, 가격 및 세분영역

번호	기종	성능 (1)	성능 (2)	가격 ($M)	영역
1	Mustang	123.4	184.1	3.1	PLJ
2	Honda Jet*	185.6	238.6	3.7	PLJ
3	Phenom 100	162.4	224.9	3.7	PLJ
4	Beechjet 400XP	404.1	466.6	6.7	VLJ
5	Premier IA	268.9	314.9	6.9	VLJ
6	Phenom 300	487.4	584.4	8.0	LJ
7	Hawker 200*	346.1	395.1	8.3	LJ
8	Citation Encore+	293.8	540.0	9.2	LJ
9	Learjet 40XR	608.2	703.1	10.6	LJ
10	Hawker 750	946.8	1140.7	11.9	MJ
11	Citation XLS+	566.5	695.1	12.5	SLJ
12	Learjet 45XR	657.7	766.6	13.2	SLJ
13	Hawker 850	1137.1	1370.0	13.7	MJ
14	Learjet 60XR	863.6	1029.3	14.1	MJ
15	G150	1190.6	1362.3	15.1	MJ
16	Legacy 450*	1462.1	1661.4	15.3	MJ
17	Learjet 85*	1621.2	1861.3	17.1	MJ
18	Citation Sovereign	1267.8	1495.0	17.6	MJ
19	Falcon50/EX	1953.0	2134.4	18	SMJ
20	G200	2009.1	2232.3	20.5	SMJ
21	Citation X	2011.6	2052.6	21.7	SMJ
22	Hawker 4000	2088.6	2346.7	22.9	SMJ
23	G280	2244.3	2493.6	24	SMJ
24	Challenger 300	1987.3	2230.4	24.8	SMJ
25	Falcon 2000DX	2221.0	2467.8	25	SMJ
26	Legacy 600	2490.0	2985.7	25	SMJ
27	Challenger 605	2847.6	3228.6	28.1	SMJ
28	Legacy 650	2988.1	3582.9	29.5	SMJ
29	Challenger 850	2447.0	2718.8	31.2	SMJ

㈜ 1. 성능(1) = Maximum Speed*Range*MTOW
2. 성능(2) = Range* MTOW

<부록 4> Part25급 인증시제기 개발비 상세내역

(단위: 억 원, %)

연 구	연구 내용		예 산 (억원)							비고
			Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y8	합	
중소형 항공기 (Part 25급) 인증기 개발	개념정의	- 형상정의, 필수시험 수행, 시장분석/마케팅	42	40	36	23	19	23	183	정부
		- 주요장비 확보 방안 마련	14	13	12	8	6	8	61	민간
	TRP	- 구조물 제작개념 및 공정 검증	69							정부
		- 핵심시스템 설계개념 및 성숙도 검증	23							민간
	개발관리	- 엔진, 항공 전자, 주요장비, 구조물 등 공급업체의 투자 유도 및 도입 관리	52	52	47	25	23	25	224	정부
		- 소요 장비 구매 및 유지 관리 - 항공기 제작사 인증 체계 구축	17	17	16	8	8	8	75	민간
	체계개발	- 기본설계(외형설계, 내부배치 설계, 성능해석, 형상 확정, 중량해석, 형상관리 등) - 공력해석(전산유체해석, 관련 풍동시험, 조종안정성 해석 등) - 구조해석(플러터해석, 하중해석, 응력해석, 손상허용해석, 물성치확보 시험 등) - 구조설계(동체, 날개, 꼬리날개 등)	417	566	508	242	236	188	2,157	정부
			139	189	169	81	79	63	719	민간

		- 세부계통 설계 및 해석(착륙장치, 산소, 환경제어, 비행조종, 엔진, 전기, 배선, 항공전자 등) - 제품보증 해석(신뢰성, 안전성, 정비성 해석 등)								
	시험평가	- 실험실 시험(시편시험, 화염시험, 재료시험, 구조시험 등) - 지상 시험(계통시험, EMI/EMC 시험, 엔진 작동시험, 지상진동시험 등) - 비행 시험(비행시험준비, 개발 비행시험, 인증 비행시험, 기능 및 신뢰성 확인 시험 등)	33	147	157	85	91	81	594	정부
			11	49	52	28	30	27	198	민간
	시제기 제작	- 엔진장착, 장비 장착, 동체 및 날개 조립 등 항공기 완성	55	196	519	583	369	86	1,808	정부
			18	65	173	194	123	29	603	민간
	제작 인프라	- 치공구, 부품/소조립기술, 생산기술, 품질/합치성검사	16	15	14	9	10	11	75	정부
			5	5	5	3	3	4	25	민간
	제작증명 시범기	- 시범기 제작, 품질시스템 구축	10	9	8	5	39	68	139	정부
			3	3	3	2	13	23	46	민간
총 합			926	1,367	1,720	1,297	1,048	642	7,000	

<부록 5> 비즈니스제트기 '가격 대 성능' 회귀분석 결과

1. 가격 대 성능(1)

○ 성능(1) =최고속도*항속거리*최고이륙중량

○ 회귀 방정식

Ln Price = - 7.10 + 0.658 Ln Prod

예측변수	계 수	SE계수	T	P
상수	-7.1034	0.7677	-9.25	0.000
Ln Prod	0.65776	0.03037	21.66	0.000

S = 0.151766 R-제곱 = 94.6% R-제곱(수정) = 94.4%

2. 가격 대 최고속도・항속거리・최고이륙중량

○ 회귀 방정식

Ln Price = - 4.29 + 0.163 Ln MaxSp + 0.543 Ln Range + 0.803 Ln MTOW

예측변수	계 수	SE계수	T	P
상 수	-4.290	1.836	-2.34	0.028
Ln MaxSp	0.1629	0.3112	0.52	0.605
Ln Range	0.5433	0.2237	2.43	0.023
Ln MTOW	0.8033	0.1583	5.08	0.000

S = 0.149290 R-제곱 = 95.1% R-제곱(수정) = 94.5%

3. 가격 대 성능(2)

○ 성능(2) = 항속거리*최고이륙중량

○ 회귀 방정식

Ln Price = - 3.62 + 0.709 Ln Prod(2)

예측변수	계수	SE계수	T	P
상 수	-3.6244	0.5827	-6.22	0.000
Ln Prod(2)	0.70902	0.03142	22.57	0.000

S = 0.145961 R-제곱 = 95.0% R-제곱(수정) = 94.8%

4. 가격 대 항속거리・최고이륙중량

○ 회귀 방정식

Ln Price = - 3.40 + 0.547 Ln Range + 0.820 Ln MTOW

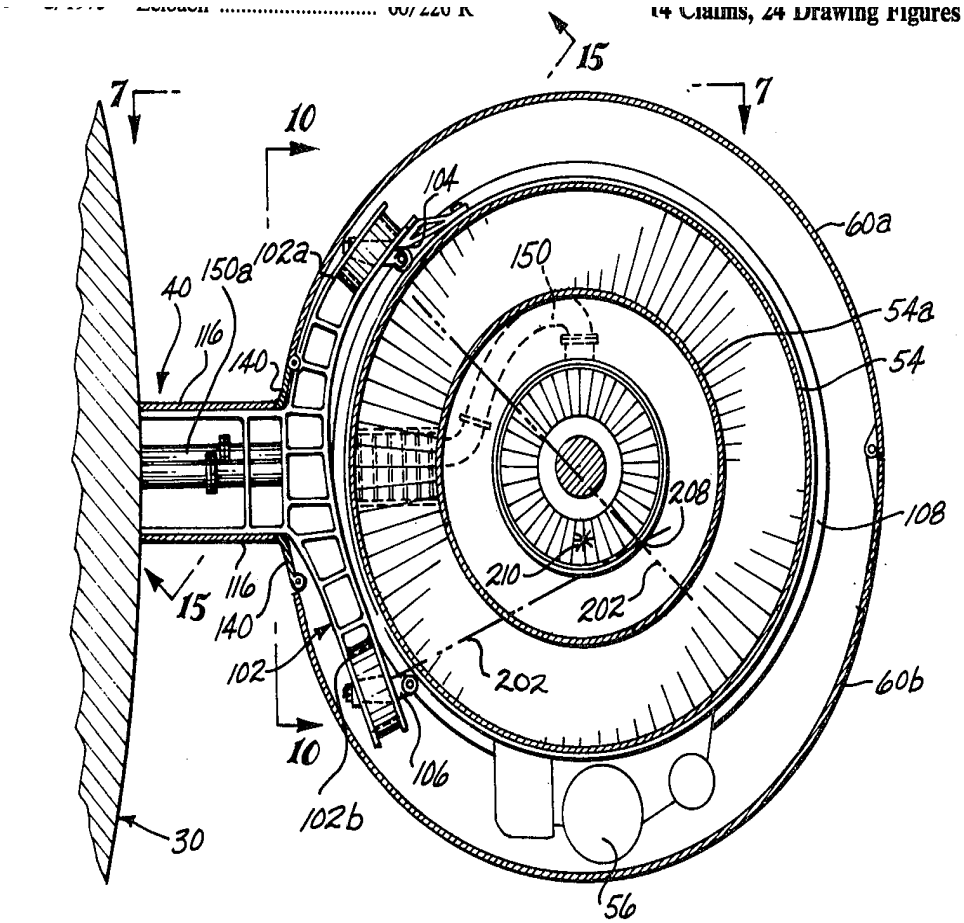
예측변수	계 수	SE계수	T	P
상 수	-3.3953	0.6638	-5.12	0.000
Ln Range	0.5472	0.2204	2.48	0.020
Ln MTOW	0.8200	0.1528	5.36	0.000

S = 0.147191 R-제곱 = 95.1% R-제곱(수정) = 94.7%

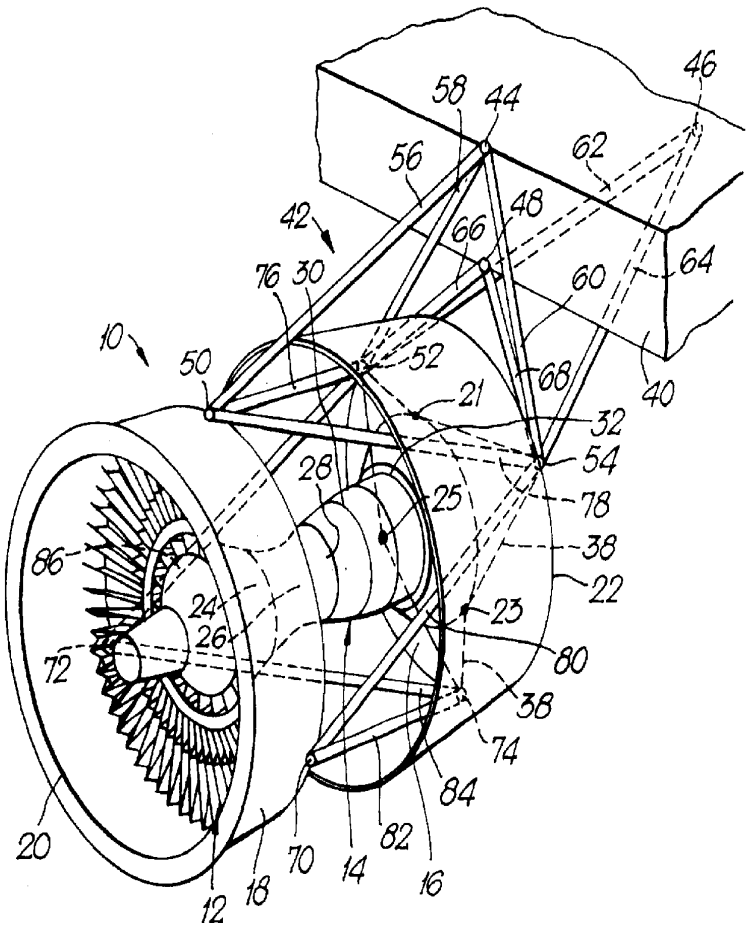
<부록 6> 주요특허 요지리스트

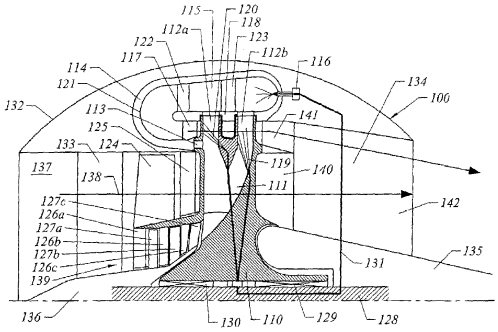
1. 엔진분야 요지리스트

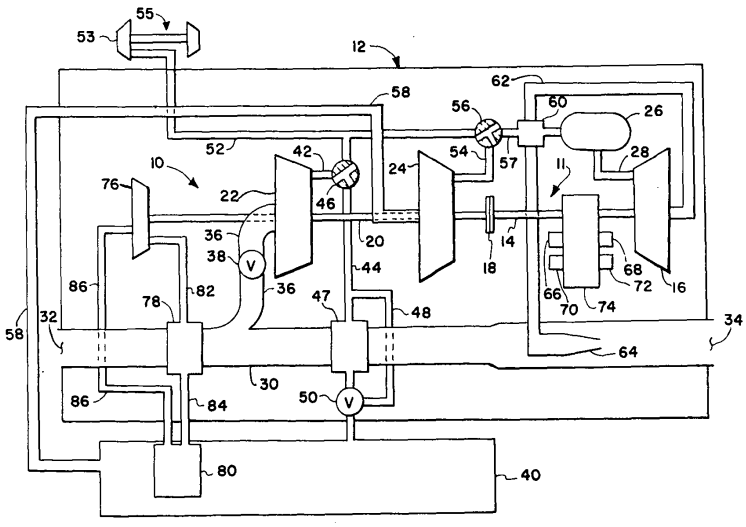
P-1 Nacelle assembly and mounting structures for a turbofan jet propulsion engine			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4044973 (1977.08.30)	출원번호	1975-644915 (1975.12.29)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64D-029/06
발명자	Moorehead | James R.	우선권주장	-
패밀리특허	US4044973A1		
요약	A nacelle assembly including an inlet channel, an exterior cowl, a fan channel, and a turbine exhaust nozzle is directly mounted on a turbofan jet propulsion engine. The engine in turn is shock mounted directly on a strut, in turn affixed to an aircraft. A central portion of the outer cowl is hinged to open in a clam shell manner about hinges positioned adjacent the strut location to expose the fan casing and engine accessories for maintenance and removal. A rearward portion of the nacelle assembly is formed in two D-duct structures that are also hinged to open in a clam shell manner about hinges positioned adjacent the strut location. The D-duct structures include portions of the outer cowl and of the fan duct walls. When the D-duct structures are open, the turbine casing of the turbofan engine is exposed for maintenance, repair and removal. A pair of beams, affixed at one end to the aircraft fuselage, and enclosed by an aerodynamic fairing, constitute the mounting strut. The beams extend beyond the fairing into the nacelle and through a fan duct bifurcating structure. The forward of the two beams forks into a yoke-like structure that surrounds a portion of and is affixed by shock mounts to the exterior of the fan casing. The rear beam is also affixed to the turbine casing by a shock mount.		
대표청구항	In a structure for mounting a turbofan engine on a aircraft fuselage, said turbofan engine having a high bypass ratio and including a turbine casing housing a turbine engine, the rearward end of a turbine nozzle operably associated with said turbine casing for directing propulsion gases rearwardly from said engine, an annular fan casing surrounding and spaced outwardly from said turbine casing, a low pressure fan mounted within said fan casing and driven by said turbine engine, said fan casing being structurally coupled to said turbine casing, an improved structure for interchangeably mounting said turbofan engine to a plurality of locations on a fuselage comprising: a structural yoke and means for affixing said yoke to the fuselage of an airplane, said yoke extending about a portion of the periphery of said fan casing and beinspaced therefrom, said yoke having a central portion, a first end spaced in first direction from said central portion and a second end spaced in the opposite direction from said central portion, first shock absorbing mounting means associated with the first end of said yoke for releasably coupling the first end to a first location on the periphery of said fan casing,second shock absorbing mounting means associated with the second end of said yoke for releasably coupling the second end of said yoke to a second location on the periphery of said fan casing, said second location being spaced from said first location, a mounting arm and means for affixing said arm to the fuselage of an airplane, said arm having an outer end located adjacent said turbine casing and		

	rearwardly from said yoke, said arm extending in a generally radial direction toward said turbofan engine, third shock absorbing mounting means associated with the outer end of said arm for releasably coupling said outer end to said turbine casing, nacelle means associated with said engine and including inner and outer fan duct walls defining an annular fan duct associated with and extending rearwardly from said fa casing for receiving fan air from said fan and directing said fan air rearwardly relative to said engine, and bifurcation means affixed to said engine and associated with said fan duct for splitting the flow of air therethrough, said bifurcation means extending longitudinally along said duct from a forward location adjacent said fan casing to a location rearwardly thereof, said bifurcation means being located in said fan channel adjacent the central portion of said yoke and having a central channel therethrough communicating between the region inside the inner fan duct wall and the region outside the outer fan duct wall, said mounting arm extending through said central channel, said nacelle means being coupled to said bifurcation means and said engine so as to be isolated from said mounting arm and said yoke when said engine is mounted thereon, and to remain coupled to said bifurcation means and said engine when said engine is released from said yoke and said mounting arm.
대표도면	

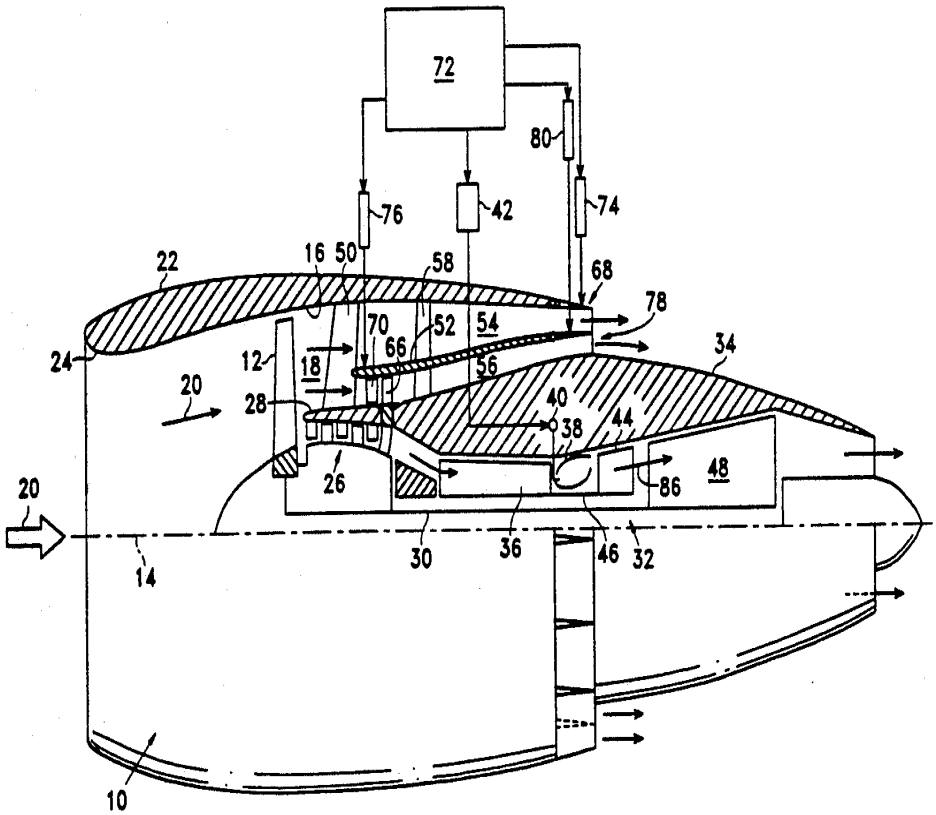
P-2 Mounting for coupling a turbofan gas turbine engine to an aircraft structure			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5746391 (1998.05.05)	출원번호	1996-625356 (1996.04.01)
출원인	Rolls-Royce plc (GB)	IPC(Main)	F02C-007/20
발명자	Rodgers | Leonard J. | Newton | Arnold C. | Berry | James P. | Farrar | Peter G. G. | Udall | Kenneth F.	우선권주장	-
패밀리특허	US5746391A1		
요약	A mounting for connecting a turbofan gas turbine engine to an aircraft structure comprises three mounting points at the vertices of a triangle on the aircraft structure and three mounting points on the fan casing of the turbofan gas turbine engine. The first mounting point on the aircraft structure is connected to all of the three mounting points on the fan casing by three links. The second mounting point on the aircraft structure is connected to the second mounting point and the third mounting point on the fan casing by two links. The third mounting point on the aircraft structure is connected to the second mounting point and the third mounting point by two links. The links provide an open spaceframe which defines the structure of a pylon. The mounting has reduced weight compared to conventional mountings and is cheaper to manufacture.		
대표청구항	1. A mounting for coupling a turbofan gas turbine engine to an aircraft structure, the turbofan gas turbine engine having an axis and comprising a core engine and a fan, the core engine having compressor means, combustion means, turbine means and a core casing, the fan operating within a fan duct defined in part by a fan casing, the fan casing extending from a fan duct intake to a fan duct nozzle, the aircraft structure having three mounting points on the aircraft structure, the three mounting points being arranged at the vertices of a first triangle, the fan casing having three mounting points arranged at the vertices of a second triangle, support means connecting the three mounting points on the fan casing with the core casing to support the core engine, first connecting means connecting a first one of the mounting points on the aircraft structure with the three mounting points on the fan casing, second connecting means connecting a second one of the mounting points on the aircraft structure with two of the mounting points on the fan casing, and third connecting means connecting a third one of the mounting points on the aircraft structure with at least one of the mounting points on the fan casing; said three mounting points on the aircraft structure being arranged in a first plane, said fan casing having a first mounting point in a second plane, the second plane being arranged perpendicular to the axis of the turbofan gas turbine engine,		

	said fan casing having a second mounting point and a third mounting point in a third plane, said third plane being arranged perpendicular to the axis of the gas turbine engine, the third plane being spaced axially from the second plane, the second and third mounting points being angularly spaced on the fan casing such that the three mounting points on the fan casing are arranged at the vertices of the second triangle, the second connecting means connecting a second one of the mounting points on the aircraft structure with the second and third mounting points on the fan casing, the third connecting means connecting a third one of the mounting points on the aircraft structure with at least one of the second or third connecting points on the fan casing.
대표도면	

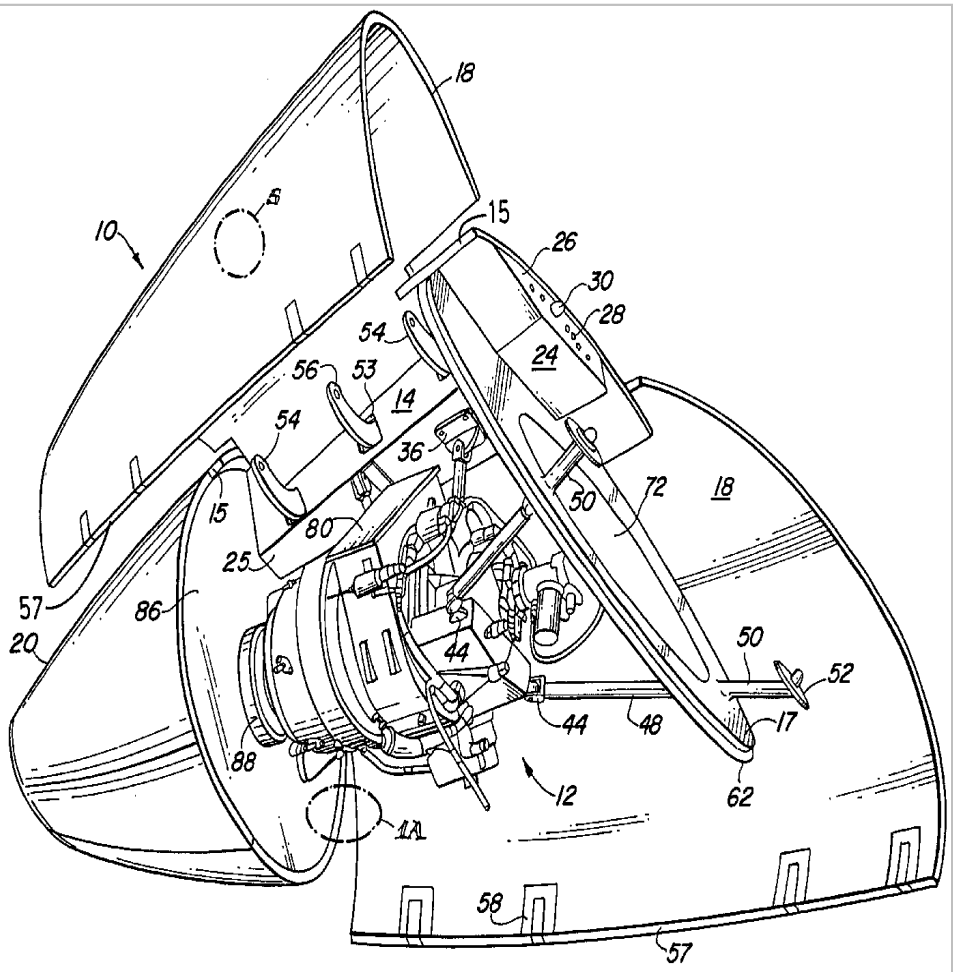
P-3 Integrated bypass turbojet engines for air craft and other vehicles			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6966174 (2005.11.22)	출원번호	2003-383462 (2003.03.06)
출원인	-	IPC(Main)	F02C-003/14
발명자	Marius A. Paul	우선권주장	-
패밀리특허	AU2003299459A1 | CA2484580A1 | CN001692216A | CN002555055Y | EP1534945A2 | EP1534945A4 | JP3092665U | US6733436B2 | US6966174B2 | US2003-0192303A1 | US2003-0192304A1 | US2004-0010179A1 | US2004-0025490A1 | WOWO2004-092567A2 | WOWO2004-092567A3		
요약	Turbojet engines and aircraft configurations for advantageous use of the turbojet engines; the turbojet engines utilizing ram air turbine units that centrifugally compress air isothermally for use in various combustion configurations designed for stoichiometric combustion, wherein a stream of by-pass ram-air jets is mixed with combustion gas jets for discharge in a common discharge nozzle.		
대표청구항	1. A turbojet engine comprising: a turbojet housing structure with an air intake and a common jet ejection nozzle, a rotor disk unit having a fan unit with a fan portion and a peripheral turbine portion, the fan portion having fan blades with internal centrifugal compressor cells with openings to the air intake and the turbine portion having turbine blades extending from the fan blades, the turbine blades having internal passages communicating with the compressor cells and having radial open tips wherein the rotor disk unit has fuel channels to the internal passages of the turbine blades, wherein fuel injected into the turbine blades cools the compressed air and turbine blades, and, a peripheral combustion chamber around the radial tips of the turbine blades constructed to direct combustion gases back around to the turbine blades with at least one fuel injector and nozzles that discharge combustion gases between turbine blades of the rotor disk unit wherein air that bypasses the combustion chamber flows through the fan unit between the fan blades cooling air flow compressed in the centrifugal compressor cells that with fuel injected into the turbine blades is radially ejected into the combustion chamber from the tips of the turbine blades, wherein combustion gases passing between the turbine blades mix with the bypass air passing between the fan blades in the common jet ejection nozzle.		
대표도면			

P-4 Independent power generator			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4091613 (1978.05.30)	출원번호	1976-710036 (1976.07.30)
출원인	The United States of America as represented by the Administrator of the National Aeronautics and Space Administration (US)	IPC(Main)	F02C-007/00
발명자	Young | Richard N.	우선권주장	-
패밀리특허	US4091613A1		
요약	A gas turbine powered aircraft auxiliary power system capable of efficiently supplying all aircraft auxiliary services both in flight and on the ground and further capable of operating independently of the aircraft main engines. The system employs multiple gas turbine compressor stages, and utilizes the aircraft cabin as a plenum chamber between the first and second compressor stages, thereby accomplishing cabin pressurization, ventilation and heating.		
대표청구항	1. An aircraft auxiliary power system comprising a gas turbine engine having a combustion chamber, a pressurizable aircraft cabin, a plurality of intake air compressor means, wherein the first of said ntake air compressor means discharges to said pressurizable aircraft cabin and the second intake air compressor means receives intake air from said pressurizable aircraft cabin, and a ram air duct having an inlet and outlet open to the ambient atmosphere, and connected to said first intake air compressor means in order to convey air thereto; a gas turbine exhaust duct for conveying exhaust gases from said gas turbine engine to the atmosphere having an exhaust gas exit nozzle located within said ram air duct and facing downstream with respect to the air flow through said ram air duct.		
대표도면			

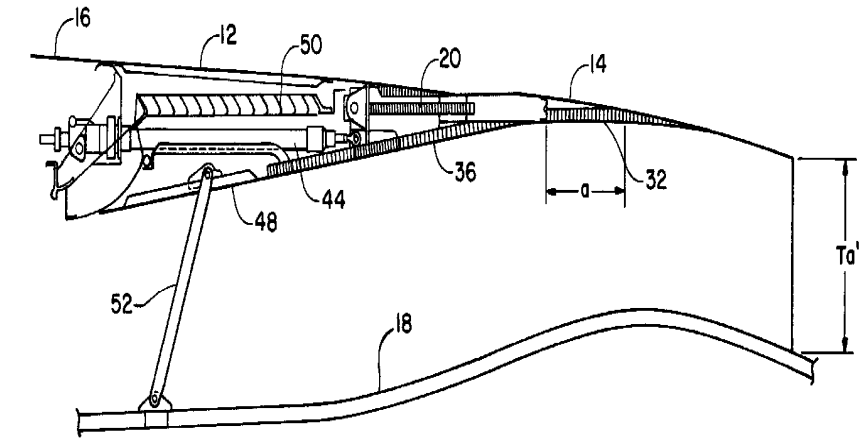
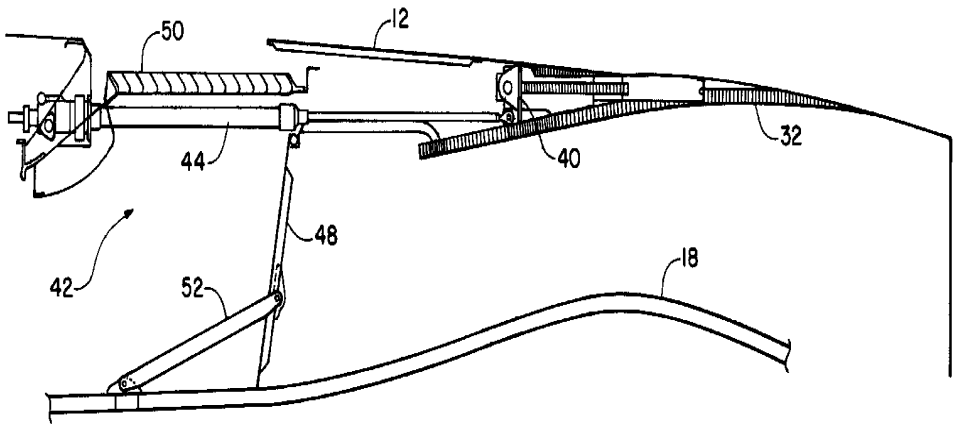
P-5 Variable specific thrust turbofan engine			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5261227 (1993.11.16)	출원번호	1992-982167 (1992.11.24)
출원인	General Electric Company (US)	IPC(Main)	F02K-003/02
발명자	Giffin, III | Rollin G.	우선권주장	-
패밀리특허	US5261227A1		
요약	An aircraft turbofan engine and method of operation effect variable specific thrust. The engine includes a fan disposed in a fan casing and a booster compressor disposed in a first flow splitter and powered by a core engine. A second flow splitter is disposed inside the fan casing and defines fan outer and inner ducts. The booster compressor includes at least one stage of rotor blades each having a shroud and an integral rotor flade extending radially outwardly therefrom into the fan inner duct. The fan outer duct includes a variable area first exhaust nozzle disposed at an aft end of the fan casing and is positionable in a first position to permit shifting of a portion of the fan air from the outer duct to the inner duct for flow between the flades to vary specific thrust of the engine.		
대표청구항	1. A turbofan gas turbine engine comprising: a fan disposed in a fan casing defining an annular fan duct for receiving fan air compressed by said fan; a booster compressor disposed in an annular first flow splitter and in serial flow communication with said fan; a second compressor disposed in an inner casing and in flow communication with said booster compressor, said inner casing extending aft of said first splitter and coextensively therewith; a combustor disposed in said inner casing and in flow communication with said second compressor; a high pressure turbine (HPT) disposed in said inner casing and in flow communication with said combustor, and fixedly joined to said second compressor for driving said second compressor; a low pressure turbine (LPT) disposed in said inner casing and in flow communication with said HPT, and fixedly joined to said fan and said booster compressor for driving said fan and booster compressor; an annular second flow splitter disposed aft of said fan in said fan duct and spaced radially between said fan casing and said inner casing and first splitter to define a fan outer duct and a fan inner duct, said second splitter having a forward end defining with said fan casing an inlet of said outer duct, and defining with said first splitter an inlet of said inner duct; said booster compressor including at least one stage of rotor blades, each blade having a shroud disposed coextensively with said first splitter and said inner casing for providing a flow boundary therewith, and an integral rotor flade extending radially outwardly from said shroud in said fan inner duct; and a variable area first exhaust nozzle disposed at an aft end of said fan casing and defining with said second splitter an outlet of said outer duct for		

	discharging said fan air therefrom to atmosphere, said outer duct outlet having a selectively variable discharge flow area, and said first exhaust nozzle being positionable in a first position to reduce said outer duct outlet flow area to permit shifting of a portion of said fan air from said outer duct to said inner duct for flow between said flades to vary specific thrust of said fan air channeled through said outer and inner ducts.
대표도면	

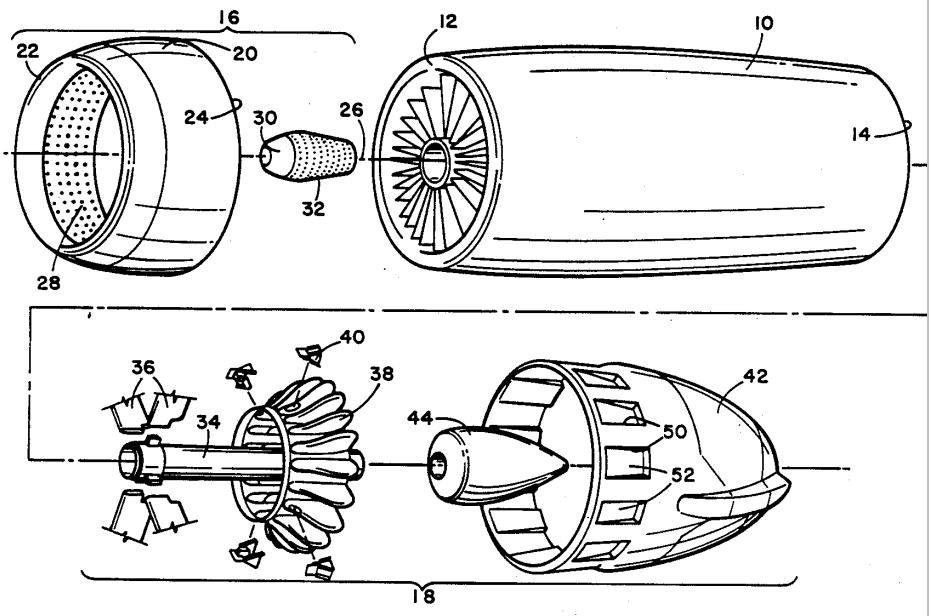
P-6 Detachable integral aircraft tailcone and power assembly			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B1(Utility Patent Grant (no pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6244539 (2001.06.12)	출원번호	1999-456251 (1999.12.07)
출원인	AlliedSignal Inc. (US)	IPC(Main)	B64D-027/00
발명자	Liston | Laurence D. N. | Schoepf | Joseph L. | Royalty | Charles Michael	우선권주장	-
패밀리특허	CA2261730A1 CA2261730C | DE69712210D1 | DE69712210T2 | DE69712797D1 | DE69712797T2 | EP1010618A2 | EP0923488A1 | EP0923488B1 | EP1010618B1 | EP1010618A3 | JP2000-516553A | JP2000-516553A | US6039287A1 | US6244539B1 | US6308915B1 USRE39972E1 | WOWO1998-005553A1		
요약	The present invention provides a tailcone and power assembly mountable to the body of an aircraft using a height adjustable dolly. The tailcone assembly comprises a longitudinal support member, a gas turbine engine mounted to the support member; a firewall; two curved rotatable casings hingeably connected to the support member; an inlet duct extending from an aperture in one of the rotatable casings to the engine inlet; an integral exhaust casing, and interface means for making necessary engine accessory connections to the aircraft. The tailcone is installed on the aircraft by mounting the tailcone in the adjustable dolly, rolling the dolly up to the aircraft, adjusting the dolly until the auxiliary power assembly is properly aligned for attachment to the aircraft, connecting the engine accessories to the aircraft, and bolting the assembly to the aircraft.		
대표청구항	1. An integrated muffler and exhaust cone for use in an aircraft tailcone having a gas turbine engine mounted therein, comprising: an exhaust cone portion of an aircraft tailcone extending from a forward end to and an aft end that opens to ambient, said exhaust cone portion defining an interior chamber, said exhaust cone portion further having a bulkhead at the forward end that fluidly isolates the interior chamber from the remainder of said tailcone; said bulkhead also having an aperture; a solid casing defining a conduit having a first end extending through said aperture for coupling to the exhaust of the gas turbine engine for receiving the exhaust gas from said engine and a second end extending to said open aft end for porting the exhaust gas from said engine out of said tailcone; and a plurality of baffles circumscribing said casing, each of said baffles fluidly isolated from the hot gas flowing in said conduit by said solid casing.		

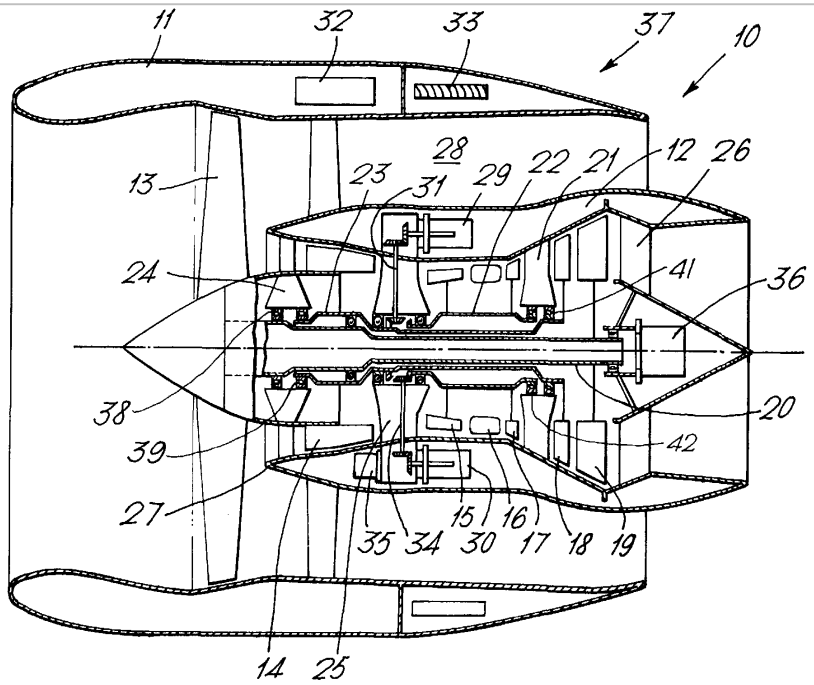
대표도면	 18 10 6 15 26 30 28 54 24 56 53 14 54 36 15 80 50 72 18 25 57 86 20 44 50 52 44 48 17 88 12 62 1A 58 57

P-7 Variable fan exhaust area nozzle for aircraft gas turbine engine with thrust reverser			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5806302 (1998.09.15)	출원번호	1996-719080 (1996.09.24)
출원인	Rohr, Inc. (US)	IPC(Main)	F02K-001/09
발명자	Cariola | Roy E. | Aten | Michael R.	우선권주장	-
패밀리특허	US5806302A1		
요약	A structure to provide a variable nozzle for the fan air flow of a turbofan aircraft gas turbine engine with the nozzle being defined by the exit throat area defined by the aft edge of a trailing edge portion of the fan cowl and the core engine housing. A trailing edge cowl portion is slidably positioned in a rearwardly opening annular cavity in the aft end of the fan cowl for reciprocal axial translation between a deployed position to provide an enlarged exit throat area to provide enhanced performance of the aircraft engine during take off and climb to a cruising altitude and a stowed position to provide an optimum exit throat area for cruise condition of the engine. The trailing edge portion is sealably secured within the core cowl cavity to preclude any air leakage from the fan air stream of the fan duct around the trailing edge portion. A unique dual slider and track arrangement is provided to permit the variable nozzle to be translated aft simultaneously with and/or independently of a translating cowl portion of the fan cowl which may form a portion of a blocker door/cascade thrust reverser structure. The trailing edge portion includes sound attenuation treatment on its inner surface for exposure which when deployed enhances the sound attenuation capability of the nacelle system. The variable nozzle may also be used to advantage with other thrust reverser systems such as a four pivoting door structure positioned in the fan cowl.		
대표청구항	1. A structure to provide a variable nozzle for the fan air flow of an aircraft gas turbine engine, the nozzle being defined by the spacing between a trailing edge portion of the translating cowl and the core engine housing to provide a determinable exit throat area for such fan air flow, said structure comprising: a generally annularly shaped translating cowl that is spaced from and which surrounds a portion of an aft portion of the housing of the core jet engine, said cowl being translatable for thrust reverser purposes and having an annular horizontally extending cavity provided at its trailing edge; a first actuator means cooperating with said translating cowl to reciprocally translate said cowl longitudinally; a generally annularly shaped nozzle trailing edge portion which is positionable within said cavity and reciprocally extensible from a first stowed position to a second extended deployed position, and a second actuator means cooperating with said nozzle trailing edge portion to provide reciprocal determinable extension thereof whereby the throat area defined by the trailing edge portion and the core engine housing may be varied by a predetermined amount in order to provide an optimum throat area for a flight condition of such aircraft jet engine without choking the core jet		

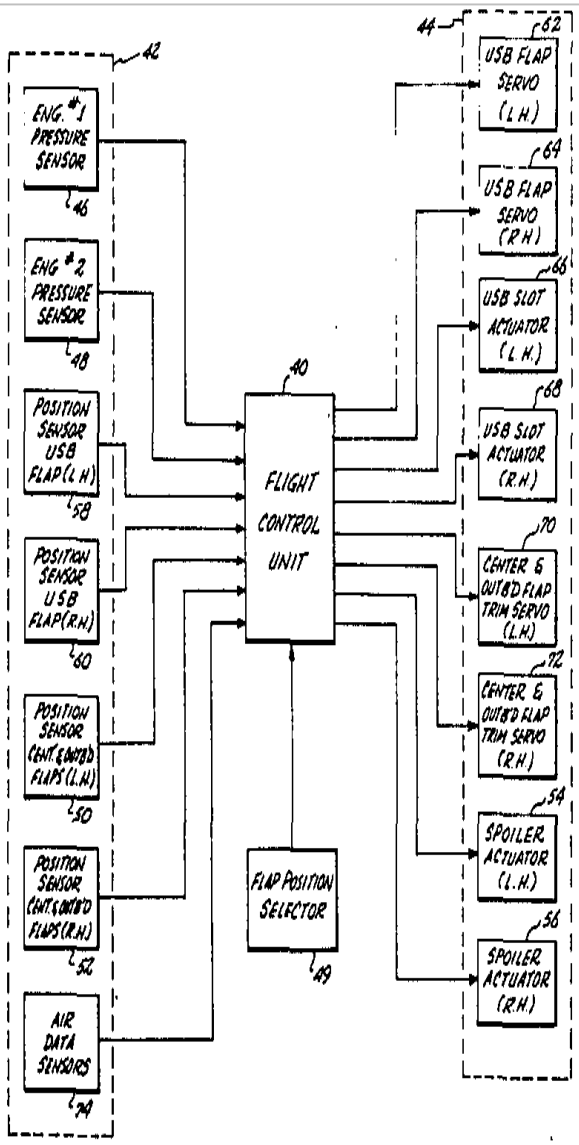
	engine by diminishing the flow of such fan air upstream of such variable nozzle during an extension of said nozzle trailing edge portion.
대표도면	 

P-8 Jet engine noise suppression system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4909346 (1990.03.20)	출원번호	1989-372051 (1989.06.27)
출원인	Nordam (US)	IPC(Main)	F02K-001/08
발명자	Torkelson | Delbert W.	우선권주장	-
패밀리특허	CA1309872C | DE69016513D1 | DE69016513T2 | EP0405796A1 | EP0405796B1 | JP3136152B2 | US4909346A1		
요약	A noise suppression system for use with a jet aircraft engine having a plug support cylinder affixed to the engine, a tubular ejector shroud affixed to the engine and encompassing the plug support, the shroud having a reduced internal diameter adjacent the aft end and a plurality of spaced apart blow-in openings formed circumferentially about the shroud forward end providing passageways for the entrance of ambient air from the exterior to the interior of the shroud. A blow-in door is secured to the shroud for opening and closing each of the blow-in openings. A translating plug is supported on the plug support cylinder and is positionable between a forward position and an aft position and forms an annular exhaust nozzle between the exterior of the plug and the interior of the aft end of the shroud. A daisy mixing nozzle is positioned within the shroud aft of the blow-in doors, the nozzle being configured of a plurality of lobes providing undulating interior and exterior surfaces. When the plug is in the forward position the blow-in doors are open permitting ambient air to mix with exhaust gas from the jet engine and the nozzle area is enlarged producing lower gas velocities and lower sound intensities. When the plug is in the aft position, the blow-in doors are closed and the nozzle area is reduced providing higher gas velocities for increased thrust with some increase in sound intensity.		
대표청구항	1. In combination with a jet aircraft engine in which the engine has a forward air intake end, and an aft exhaust gas discharge end, the engine having a longitudinal axis about which turbine components rotate, a noise suppression system, comprising: a plug support cylinder having a forward end affixed coaxially to said jet engine aft end and the cylinder having a rearward end; a tubular ejector shroud having a forward end affixed to said engine aft end and the shroud having an open aft end, the shroud being coaxial of said engine and having a reduced internal diameter adjacent the aft end, the shroud having in a plane perpendicular the tubular axis and adjacent the forward end thereof, a plurality of circumferentially spaced blow-in openings providing passageways for entrance of ambient air from an exterior to an interior of the shroud, a blow-in door secured to said shroud for each of said blow-in openings, each door having a closed and an open position; a translating plus of generally tear drop external configuration received on and supported by said plug support cylinder, the translating plug being symmetrical about said plug support cylinder and external diameter less than the internal diameter of said shroud, the translating plug being selectably		

	positionable on said plug support cylinder between a forward position and an aft position, an annular exhaust nozzle being formed between an exterior of the plug and the interior of the shroud, and providing a relatively larger cross-sectional area of the annular nozzle when said plug is in the forward position and a relatively smaller cross-sectional area of the annular nozzle when said plug is in the aft position; and a daisy mixing nozzle received within said shroud and adjacent the forward end thereof, the nozzle being in a form of a tubular member configured of a plurality of lobes providing undulating interior and exterior surfaces, the mixing nozzle being aft of said blow-in openings, whereby when said plug is in the forward position said blow-in doors are open permitting ambient air to mix with exhaust gas from said jet engine and said nozzle area is enlarged producing lower gas velocities and lower sound intensities at the shroud aft end and when said plug is in the aft position said blow-in doors are closed and said nozzle area is reduced producing higher gas velocities for increased thrust.
대표도면	

P-9 Gas turbine engine system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5867979 (1999.02.09)	출원번호	1997-812042 (1997.03.06)
출원인	Rolls-Royce plc (GB)	IPC(Main)	F02K-003/02
발명자	Newton | Arnold C. | Sharp | John	우선권주장	GB 1996-006546 (1996.03.28)
패밀리특허	EP0798454A2 | EP0798454A3 | GB9606546D0 | US5867979A1		
요약	An aircraft mounted gas turbine engine system comprises a three shaft propulsive gas turbine engine having three electrical generators; each one respectively associated with one shaft of the engine. Two of the electrical generators are additionally configured so as to function as electric motors so as to facilitate power transfer between the engine shafts. One of the electric generators provides the primary source of electrical power for the aircraft, while the remaining electrical generators provide electrical power for the engine and back-up power for the aircraft.		
대표청구항	1. An aircraft mounted gas turbine engine system comprising a propulsive gas turbine engine having a core unit that includes compressor and turbine portions and a propulsive fan driven by said core unit, said engine including a plurality of electrical generators and a plurality of independent shafts with at least one of said shafts connected between a said turbine portion and a said compressor portion and one other of said shafts connected betweenanother said turbine portion and another said compressor portion and with one of said shafts connected to said fan, each of said shafts independently driving one of said electrical generators, one of said electrical generators operationally constituting a primary source of electrical power for the aircraft carrying said engine.		
대표도면			

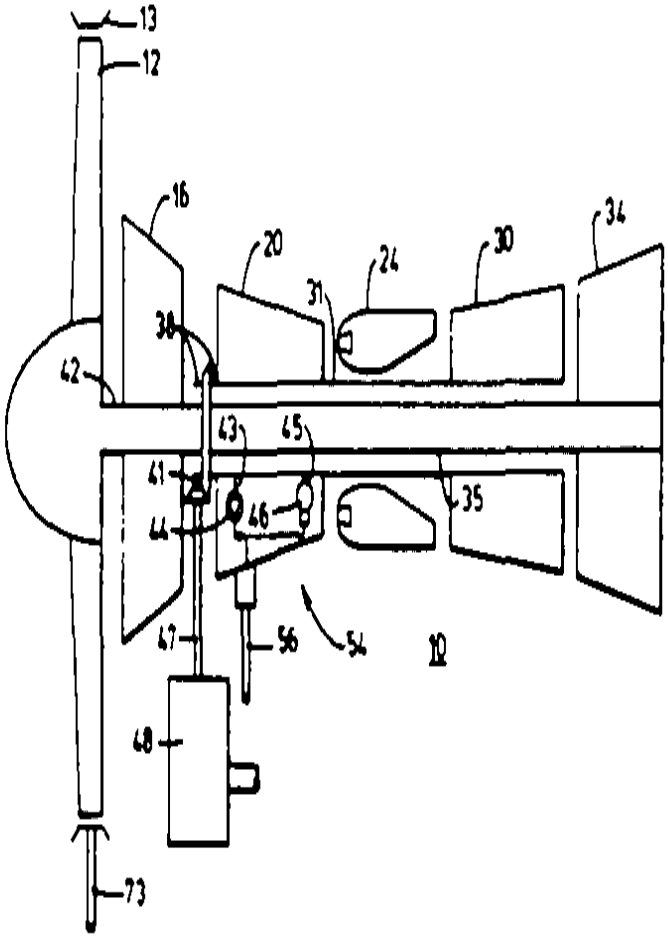
P-10 Engine out control system for STOL aircraft			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4106730 (1978.08.15)	출원번호	1976-728742 (1976.10.01)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	G05D-001/12
발명자	Spitzer | Robert E. | May, III | Fred W.	우선권주장	-
패밀리특허	US4106730A1		
요약	A control system for automatically activating the flight control surfaces of a STOL aircraft that utilizes upper surface blown flaps when the aircraft executes a STOL landing or takeoff maneuver with one engine inoperative in that the engine does not provide the desired or scheduled amount of thrust. The system monitors internal engine pressure of each engine to detect such engine failure and deploys the upper surface blown flaps, conventional flaps and spoilers used as direct lift control devices to provide a relatively uniform lift distribution across the aircraft wing and hence lower induced drag. When the aircraft executes a STOL takeoff procedure with an engine, that does not provide the proper thrust level the upper surface blown flap located aft of that engine is automatically extended to a position that matches the position of those conventional flaps located outboard of the inoperative engine. Closable spanwise slots in the extended upper surface blown flap are opened to cause the upper surface blown flap to effectively function as a conventional slotted flap. During a STOL landing maneuver with an inoperative engine, the system automatically extends the upper surface blown flap located aft of the inoperative engine, opens the spanwise slots in the extended upper surface blown flaps, and compensates for roll moment caused by the inoperative engine by partially retracting the conventional flaps of the wing not including the inoperative engine. Additionally, if the spoilers are being extended as direct lift control devices, the system retracts the spoilers to further reduce drag and flatten the glide path angle.		
대표청구항	1. In an STOL aircraft including first and second oppositely disposed wings projecting outwardly from a fuselage wherein at least one gas turbine engine is positioned on each of said first and second wings for supplying an exhaust stream to a lift augmentation flap extendable downwardly and rearwardly from the trailing edge of the wing upon which said engine is mounted, said lift augmentation flap including at least one spanwise slot and slot closure means for selectively opening or closing each of said spanwise slots, and wherein each of said first and second wings of said STOL aircraft further includes at least one slotted flap extendable downwardly and rearwardly from the trailing edge of said aircraft wing at a position in which said slotted flap is not supplied with an engine exhaust stream from said engine supplying said exhaust stream to said lift augmentation flap, an automatic control system for activating said lift augmentation flaps and said slotted flaps when said STOL aircraft effects a landing maneuver with one engine in an inoperative state wherein the thrust supplied by that engine is less than a predetermined thrust level, said automatic control system comprising:		

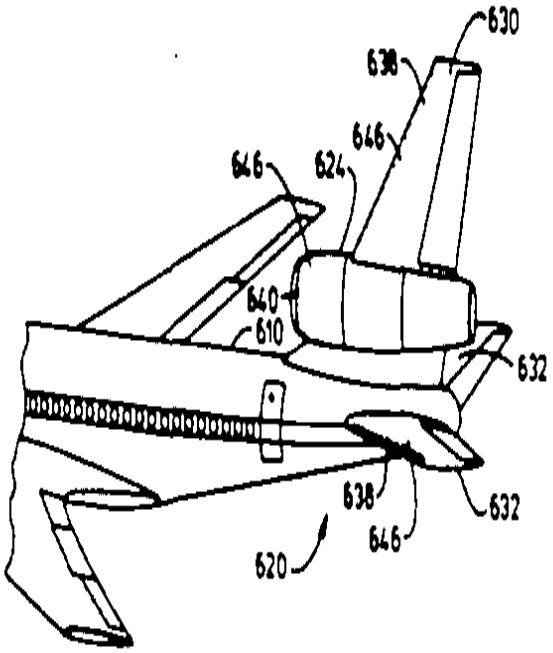
	engine failure detection means for detecting said inoperative state of one of said gas turbine engines; means responsive to said ngine failure detection means for extending that lift augmentation flap normally supplied with an exhaust stream by said inoperative engine to a position wherein the rearward and downward extension of said lift augmentation flap corresponds to the rearward and downward extension of the slotted flap located on that wing of said aircraft including said inoperative engine; means for activating said slot closure means to open said spanwise slot of said lift augmentation flap normally supplied with an exhaust stream by said inoperative engine; and means for partially retracting the slotted flap of the wing not including said inoperative engine to reduce roll moment and associated drap caused by said inoperative engine.
대표도면	

P-11 Gas turbine engine powered aircraft environmental control system and boundary layer bleed

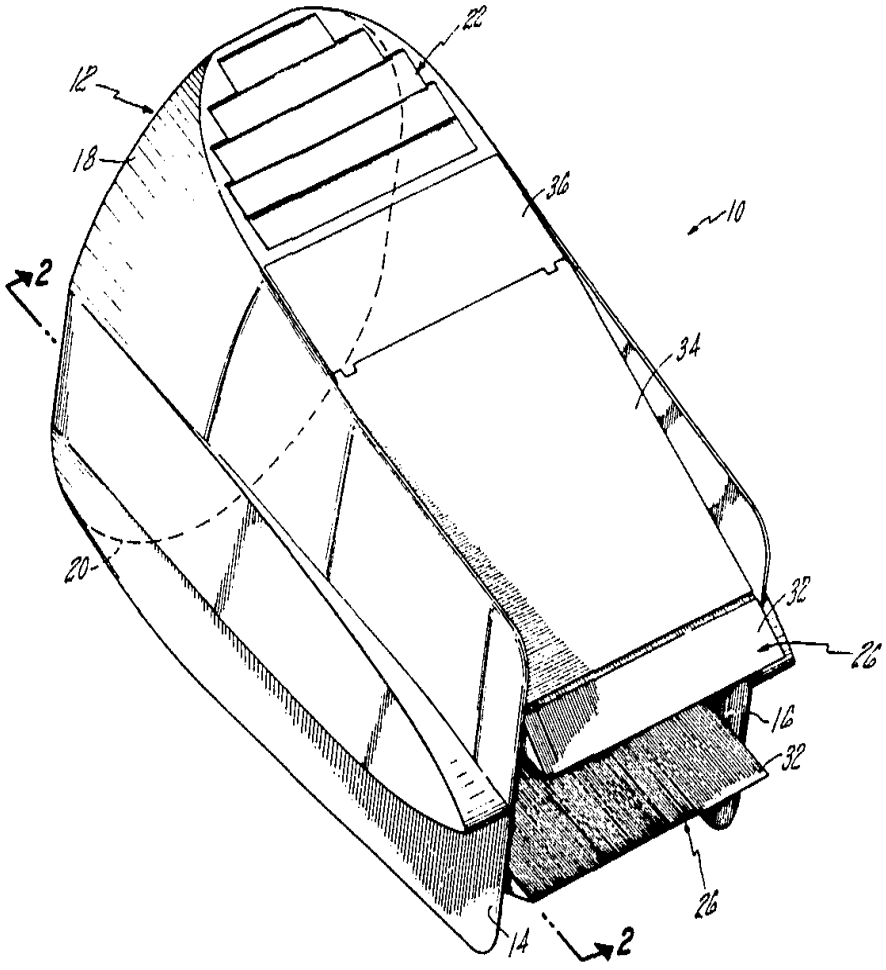
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5143329 (1992.09.01)	출원번호	1991-738985 (1991.08.01)
출원인	General Electric Company (US)	IPC(Main)	B64C-021/06
발명자	Coffinberry | George A.	우선권주장	-
패밀리특허	CA2042201A1 | DE69105354D1 | DE69105354T2 | EP0459816A1 | EP0459816B1 | IL98194D0 | JP2533988B2 | US5125597A1 | US5143329A1		
요약	An aircraft gas turbine engine is provided with a starting air turbine that is directly connected through the starter gearbox to the high pressure (HP) shaft and is provided with an apparatus to extract excess energy from engine compressor bleed air, return it to the engine, and to start the engine with compressed air from starting air sources, and to cool and provide compressed air for powering the Environmental Control System (ECS) and using the bleed air for cabin refreshening. The air turbine may be connected to a nacelle boundary layer bleed compressor to bleed boundary layer air from a forward portion of the nacelle to reduce nacelle surface drag. The ECS may be provided with a wing boundary layer bleed means which uses a cooling air fan in the ECS to draw cooling air through the heat exchangers in the ECS pack from the boundary layer air from a forward portion of the aircraft's wing to reduce its surface drag.		
대표청구항	1. An environmental control system and aircraft boundary layer bleed system apparatus powered by an aircraft propulsive gas turbine engine, said apparatus comprising: a bleed air means to bleed compressor bleed air from a compressor stage of the gas turbine engine, a starting air turbine in fluid supply communication with said bleed air means effective for extracting energy from the bleed air supplied by said bleed air means and converting the extracted energy to useful work, a work transmission means operably connected to said starting air turbine effective to return the work from said air turbine to the engine, a first bleed duct in fluid supply communication with said energy extraction and work conversion means to supply bleed air exhaust from said air turbine to a means for conditioning cabin air for an aircraft, and at least one means for bleeding boundary layer air form the surface of the aircraft.		

대표도면

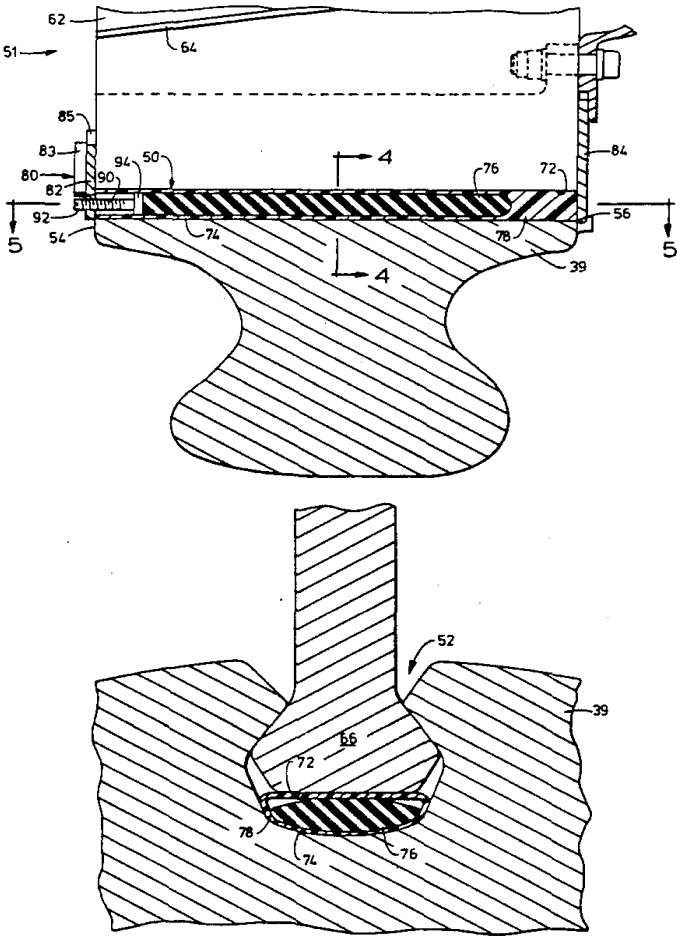

13
12
16
20
24
30
34
31
38
42
43
45
41
46
44
35
47
56
54
10
48
73


630
638
646
646
624
640
610
632
638
632
646
620

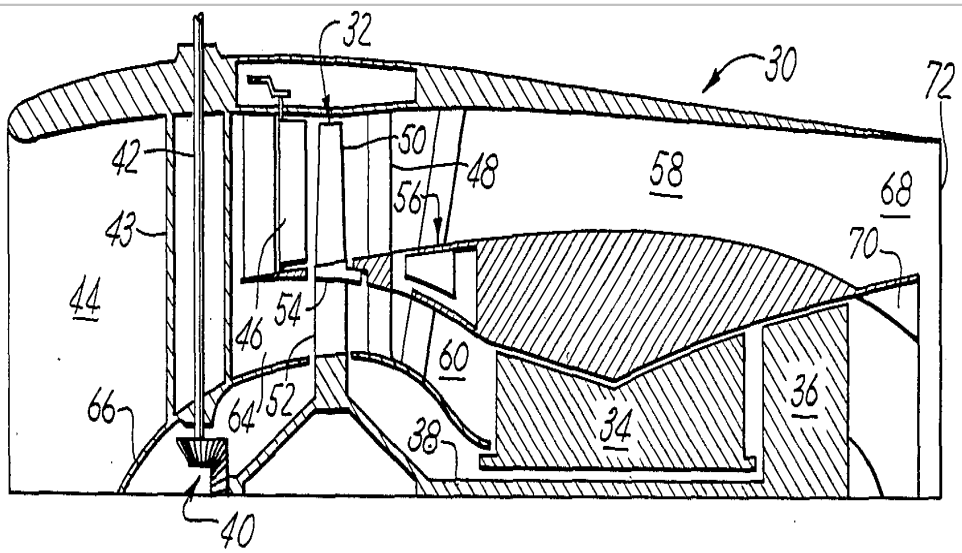
P-12 Exhaust nozzle coupled with reverser exhaust door			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4690329 (1987.09.01)	출원번호	1984-667707 (1984.11.02)
출원인	United Technologies Corporation (US)	IPC(Main)	B63H-011/10
발명자	Madden | William M.	우선권주장	-
패밀리특허	US4690329A1		
요약	A convergent/divergent gas turbine engine exhaust nozzle having reverse thrust apability includes a door which blocks a reverse flow outlet port when the nozzle convergent flap is in any forward thrust operating mode. The door is coupled to the convergent nozzle flap such that it opens as the convergent nozzle flap moves to a reverse thrust position and the flap directs the exhaust gases through the reverser outlet.		
대표청구항	1. An exhaust nozzle assembly for an aircraft engine, said engine having a centerline and comprising: exhaust duct means including means defining reverse flow outlet means, said exhaust duct means having spaced apart stationary sidewall means; and an upper and lower flap assembly each including a nozzle flap having a forward edge and rearward edge, said nozzle flaps each extending between and pivotally secured to said sidewall means, said flaps being spaced apart and rotatable about respective parallel axes and forming between them a gas flow path having an exit area defined by said flap rearward edges and said sidewall means, said nozzle flaps being rotatable through a range of forward thrust positions and a range of reverse thrust positions including a full reverse thrust position wherein said rearward edges meet at said engine centerline and said exit area is reduced to zero, each flap assembly including: (A) blocker door means extending between and pivotally connected to said sidewall means and rotatable about said axis of said nozzle flap of its respective flap assembly from a closed position which blocks said outlet means to an open position which unblocks said outlet means, said respective nozzle flap including seal means along its forward edge in sealing contact with said blocker door means in all positions of said respective nozzle flap to prevent exhaust gases from escaping between said blocker door means and said respective nozzle flap; and (B) actuation means connected to said blocker door means and respective nozzle flap and adapted to (1) rotate said nozzle flap through its range of forward thrust positions and its range of reverse thrust positions; (2) maintain said blocker door means stationary and in its closed position as said respective nozzle flap moves through its range of forward thrust positions; and (3) rotate said blocker door means from its closed position to its open position about said respective nozzle flap axis as said nozzle flap is rotated through its range of reverse thrust positions, said respective nozzle flap adapted		

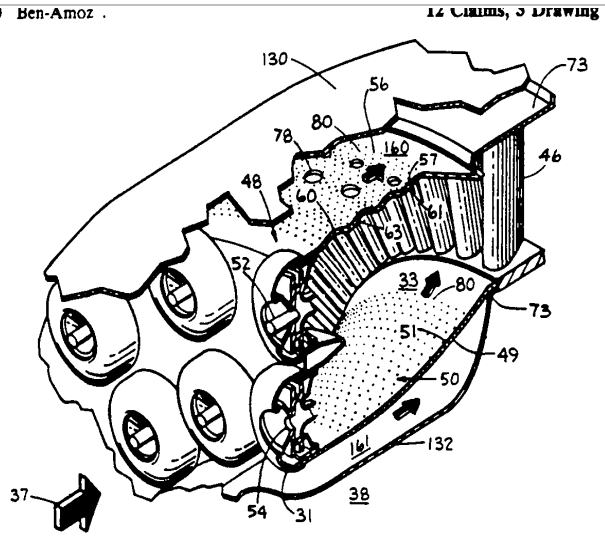
	to direct the engine exhaust through said outlet means when said blocker door means is in its open position wherein said actuation means includes a cam track connected to said respective flap means for rotation therewith, said actuation means also including a cam follower and linkage means connected to said cam follower, said linkage means having a first end pivotally connected to one of said sidewall means and a second end operably connected to said blocker door means, said cam follower being disposed within said cam track, said cam track being adapted to maintain said linkage means substantially stationary as said flap means rotates through its range of forward thrust positions and adapted to move said second end of said linkage means to rotate said blocker door means to its open position as said flap means rotates through its range of reverse thrust positions.
대표도면	

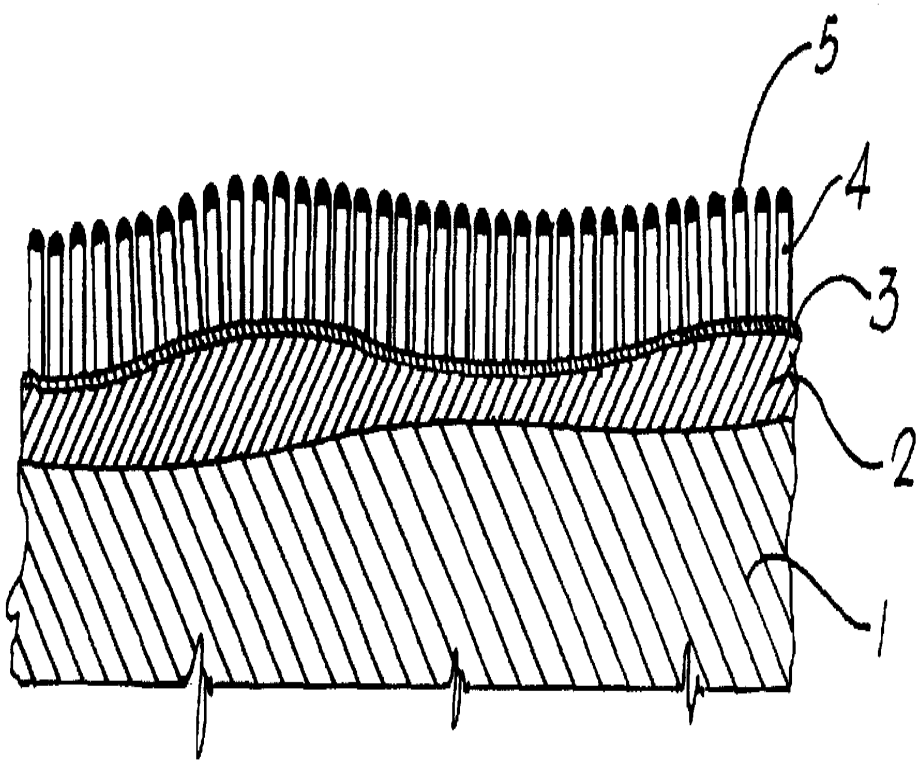
P-13 Apparatus for preloading an airfoil blade in a gas turbine engine			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5123813 (1992.06.23)	출원번호	1991-662693 (1991.03.01)
출원인	General Electric Company (US)	IPC(Main)	B63H-001/20
발명자	Przytulski | James C. | Hemsworth | Martin C.	우선권주장	-
패밀리특허	US5123813A1		
요약	Apparatus for preloading an airfoil blade attached to a rotor disk in a gas turbine engine. The dovetail root of a composite fan blade is preloaded to prevent rubbing and wear against the dovetail slot of a metal rotor disk during fan windmilling, with the aircraft engine off, due to wind and breezes at the airport. A resilient material is inserted into the lower portion of the slot below the engaged blade root. The disk has a radius which intersects the slot. The material is acted upon by a device which adjustably compresses the inserted material perpendicular to the radius of the disk. This causes the compressed material to exert a radially outward force against the bottom of the engaged root of the blade.		
대표청구항	1. Apparatus for preloading an airfoil blade attached to a rotor disk in a gas turbine engine, wherein said blade has a dovetail root, said disk has a corresponding dovetail slot for engaging said root, said slot extends from one side toward the other side of said disk across its periphery, said disk includes a radium intersecting said slot, and said slot includes a lower portion providing a radial space between the bottom of said engaged root and the bottom surface of said slot, and wherein said apparatus comprises: (a) a resilient material insertable into said lower portion of said slot below said engaged root; and (b) means for adjustably compressing said inserted material generally perpendicular to said radius of said disk so that said compressed material exerts a radially outward force towards the bottom of said engaged root of said blade, wherein said means include: (a) two end plates disposed so as to bound said material therebetween, said material and one said end plate each having a coaxial bore; (b) a bolt inserted in said bores, said bolt having one end with external threads protruding from said one end plate and having the other end secured to said other end plate; and (c) a nut threadably engaged on said one end of said bolt.		

대표도면	 62 64 51 85 83 80 82 92 54 94 50 90 4 76 72 84 56 5 74 78 39 4 5 52 39 66 72 78 74 76

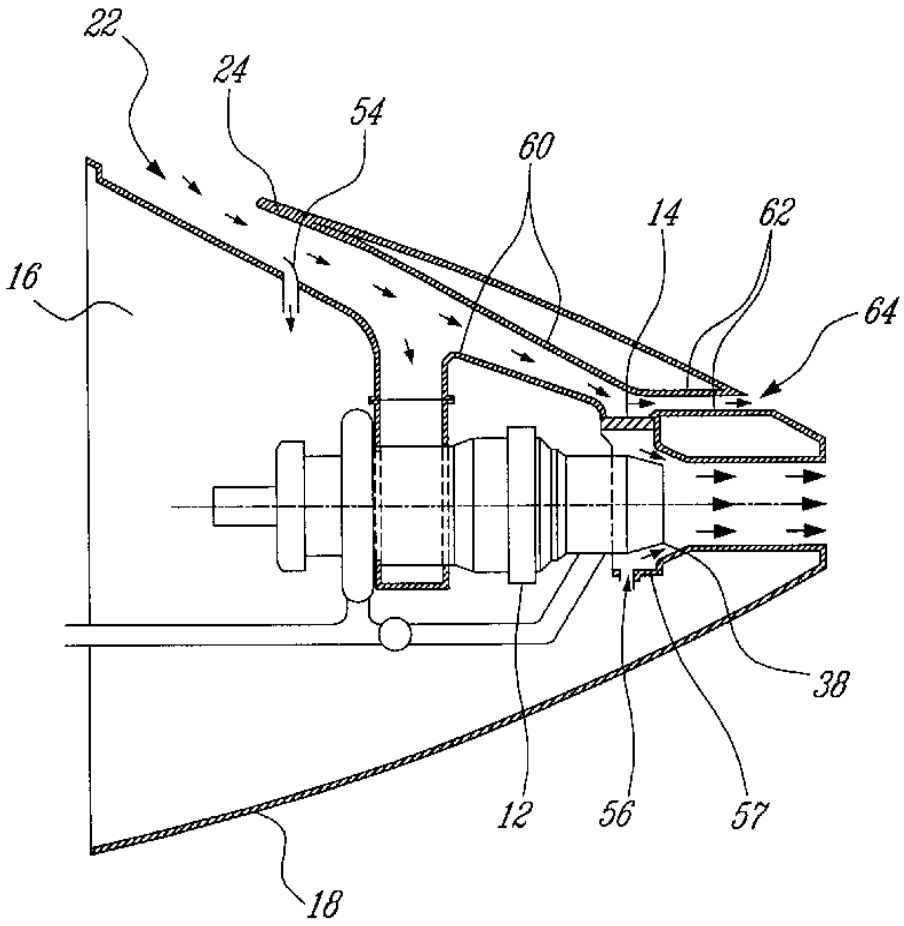
P-14 Convertible aircraft engine			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4791783 (1988.12.20)	출원번호	1981-325156 (1981.11.27)
출원인	General Electric Company (US)	IPC(Main)	F02K-001/38
발명자	Neitzel | Robert E.	우선권주장	-
패밀리특허	CA1200110A1 | FR2517368A1 | FR2517368B1 | GB2110762A | GB2110762B | US4791783A1		
요약	A convertible aircraft engine, capable of turboshaft and/or turbofan modes of operation, is provided in a configuration that combines certain components to permit variation in bypass flow to match engine airflows with the mode of engine operation. The provided components permit the engine to decrease the power requirements of the engine's forward fan when the engine is operated in the turboshaft mode. To permit a decrease in fan power requirements, the fan is split into an outer portion and an inner portion separated by a rotating shroud. Airflow into the fan's outer portion is controlled with a part span inlet guide vane and an outlet guide vane. The guide vanes can be used to lessen the load on the outer portion of the fan while the inner portion continues to accelerate and compress a normal airflow into an engine compressor for supplying the engine's core. The power normally used to drive the fan outer portion is used instead to power a transfer shaft in the turboshaft mode.		
대표청구항	1. A gas turbine aircraft engine having a compressor, a combustor, a high pressure turbine, a low pressure turbine, and means for transferring power from the low pressure turbine, is provided with apparatus that enables engine operation in either a turbofan or turboshaft mode of operation, said apparatus comprising: power transfer means that can be selectively powered by the low pressure turbine to provide power for a turboshaft mode of operation; a split fan having an outer portion and an inner portion separated by a rotating shroud, said split fan being powered by the low pressure turbine; an inlet guide vane for varying airflow to the outer portion of the split fan for the purpose of increasing airflow through the fan outer portion during the turbofan mode of operation and, when rotated to a substantially closed position, decreasing airflow through the fan outer portion during the turboshaft mode of operation; a bypass duct for receiving a bypass airflow accelerated by the fan outer portion; and a mixer wherein the bypass airflow is mixed with core engine flow in an engine tailpipe thereby providing fuel consumption improvement during the turbofan mode of operation and further providing increased power output and reduced residual thrust during the turboshaft mode of operation.		

대표도면	 32 30 72 42 50 48 58 68 43 56 70 44 46 54 60 36 66 64 52 34 38 40

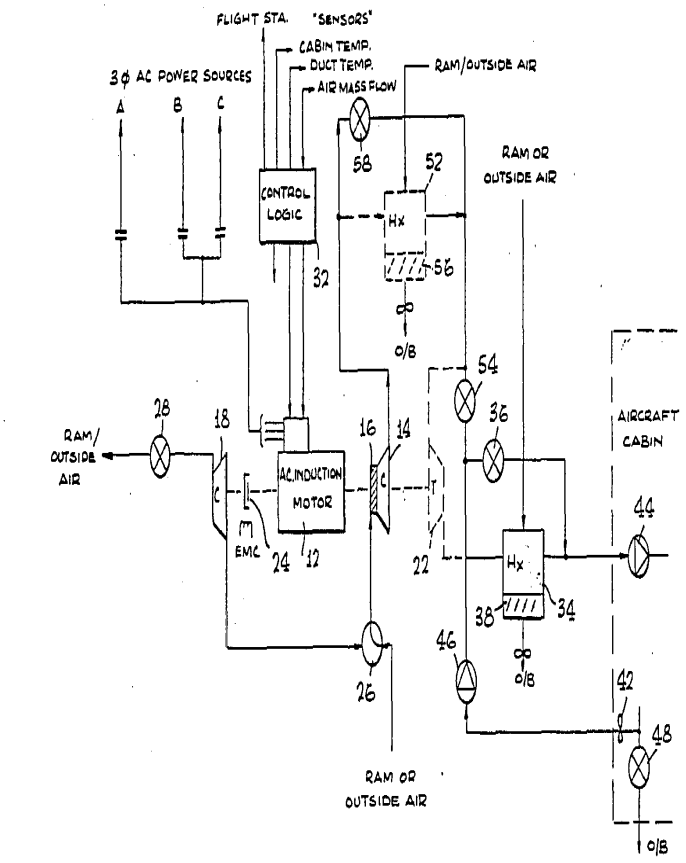
P-15 Combustor liner with circumferentially angled film cooling holes			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5233828 (1993.08.10)	출원번호	1992-951025 (1992.09.24)
출원인	General Electric Company (US)	IPC(Main)	F02C-003/00
발명자	Napoli | Phillip D.	우선권주장	-
패밀리특허	CA2048726A1 | EP0486226A1 | JP1992-083315A | US5233828A1		
요약	A gas turbine ngine combustor is provided, having a an annular single wall sheet metal iner which is generally annular in shape and having disposed therethrough a multi-hole film cooling means which includes at least one pattern of small losely spaced film cooling holes angled sharply in the downstream direction nd angled in a circumferential direction wherein the circumferential angle generally coincides with the swirl angle of the flow along the surface of the liner. Another embodiment provides a corrugated aircraft engine sheet metal ombustor liner which forms an axially extending wavy wall to help resist buckling, particularly useful for outer liners in the combustion section of he engine and in the exhaust section of gas turbine engines incorporating afterburners.		
대표청구항	1. An nnular gas turbine combustor liner for containing a hot combustor flow, said liner comprising: a single wall annular shell having a hot surface and a cold surface and at least one continuous pattern of small closely spaced film cooling holes angled sharply in the downstream direction from said cold surface to said hot surface, said continuous pattern effective to produce a cooling film extending substantially over the entire length of said shell, said film cooling holes having a hole diameter, a downstream slant angle, and spaced at least sufficiently close enough together to effect a cooling film on said hot surface of said shell during combustor operation, and said film cooling holes being angled in a circumferential direction.		
대표도면			

P-16 Synthetic diamond overlays for gas turbine engine parts having thermal barrier coatings			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5714202 (1998.02.03)	출원번호	1995-486975 (1995.06.07)
출원인	-	IPC(Main)	C23C-016/26
발명자	Lemelson | Jerome H. | Conley | James G.	우선권주장	-
패밀리특허	US6099976A1 | US5714202A1		
요약	This invention discloses methods of making new and improved multi-layer coatings for gas turbine engine parts that are exposed to elevated temperatures, such as blades and vanes in the high pressure compressor and turbine of multi-stage aircraft engines, by applying a diamond film over columnar thermal barrier coatings such as yttria-stabilized zirconia, improving the erosion resistance of the thermal barrier coating.		
대표청구항	1. A process for applying a wear-resistant and erosion-resistant diamond coating to a thermally insulated substrate comprising: a. providing a superalloy substrate with a clean surface; b. applying a thin adherent layer of MCrAlY to the clean surface; c. applying a thermally insulating columnar ceramic coating to said MCrAlY layer; and d. applying a thin diamond coating to said ceramic coating.		
대표도면			

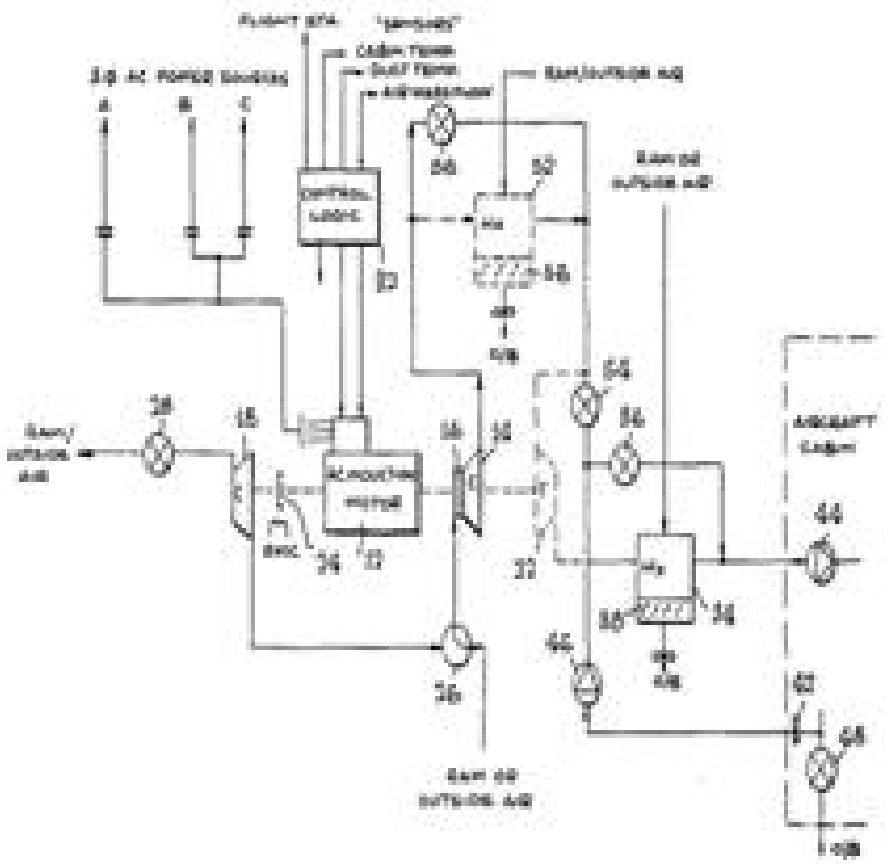
P-17 Passive cooling system for auxiliary power unit installation			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6651929 (2003.11.25)	출원번호	2001-020363 (2001.10.29)
출원인	Pratt & Whitney Canada Corp. (CA)	IPC(Main)	B64D-033/00
발명자	Luc Dionne	우선권주장	-
패밀리특허	CA2703166A1 | CA2703108A1 | CA2703115A1 | CA2464188C | CA2766010A1 | CA2703115C | CA2464188A1 | DE60219939D1 | DE60219939T2 | EP1440004A1 | EP1440004B1 | JP2005-507044A | JP2005-507044A | US6651929B2 | US6651929B2 | US6942181B2 | US7364117B2 | US2003-0080244A1 | US2004-0060278A1 | US2007-0063098A1 | US2008-0245062A1 | WOWO2003-037715A1		
요약	A passive cooling system for an auxiliary power unit (APU) installation on an aircraft is provided. The system is for an auxiliary power unit having at least a compressor portion of a gas turbine engine and an oil cooler contained separately within a nacelle. The system includes the auxiliary power unit housed within the nacelle of the aircraft, an engine exhaust opening defined in the aft portion of the nacelle and communicating with the gas turbine engine, at least a first air inlet duct communicating with a second opening defined in said nacelle and with said compressor portion and the oil cooler is located within a second duct communicating with an opening other than the engine exhaust opening of said nacelle and with the engine exhaust opening. Exterior cooling air and engine exhaust ejected through said engine exhaust opening entrain cooling air through said second duct to said oil cooler, and thus provide engine oil cooling. An exhaust eductor is also provided.		
대표청구항	1. A passive cooling system for an auxiliary power unit installation on an aircraft, comprising: an auxiliary power unit housed within a compartment of the aircraft, the compartment being defined at least in part by an aircraft skin, the auxiliary power unit comprising at least a compressor portion of a gas turbine engine and an oil cooler contained separately within said compartment; an engine exhaust opening defined in the aft portion of said aircraft skin and communicating with said gas turbine engine; at least a first air inlet duct communicating with a second opening defined in said aircraft skin and with said compressor portion; and said oil cooler located within a second duct communicating with an opening other than the engine exhaust opening and with said engine exhaust opening, whereby exterior cooling air and engine exhaust ejected through said engine exhaust opening entrain cooling air through said second duct to said oil cooler, providing oil cooling.		

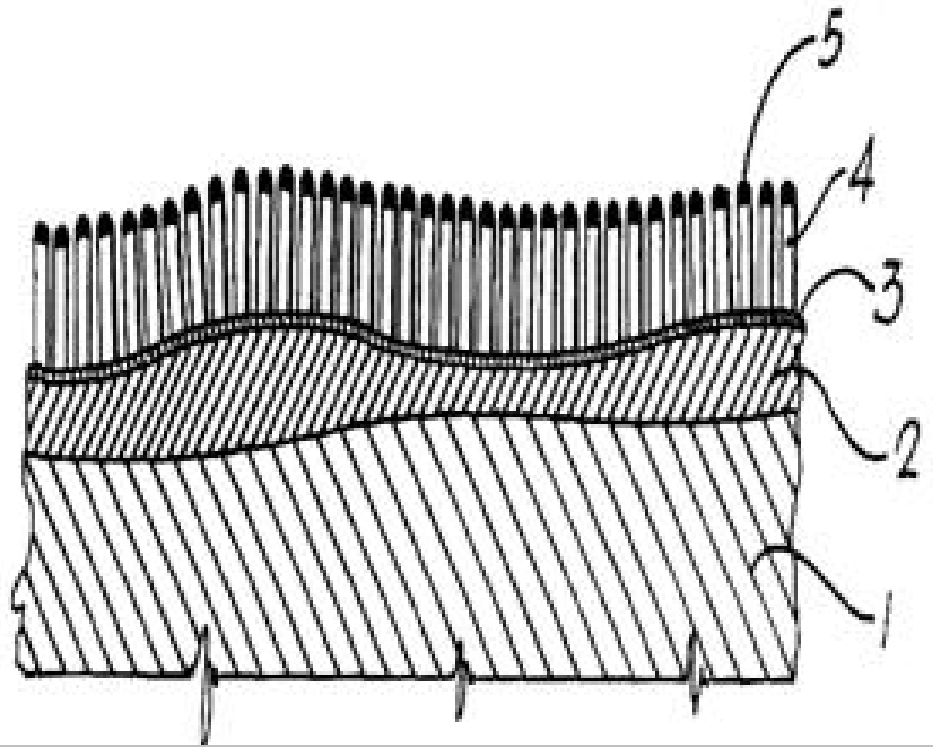
대표도면	 22 24 54 60 14 62 16 64 38 12 56 57 18

P-18 Energy efficient ECS powered by a variable voltage/variable frequency power system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4546939 (1985.10.15)	출원번호	1984-584699 (1984.02.29)
출원인	Lockheed Corporation (US)	IPC(Main)	B64D-013/02
발명자	Cronin | Michael J.	우선권주장	-
패밀리특허	US4462561A1 | US4546939A1		
요약	The invention is an ECS system designed to utilize an induction motor (12) and a cabin compressor (14) for providing pressurized air that serves as a source of energy for heating, cooling, pressurizing and other air needs of modern aircraft. An aircraft engine driven generator, preferably a permanent-magnet generator (of the samarium-cobalt, SmCo, type), furnishes variable-voltage/variable frequency, VV/VF, power to the motor (12). The electric motor itself in the preferred embodiment is a highly reliable squirrel-cage induction motor (12) powered directly from the VV/VF supply, with the result that its speed is proportional to the generator frequency, which in turn is dependent on the aircraft engine speed. The main cabin compressor (14) and a secondary (auxiliary) supercharging compressor (18) are both mounted on the motor shaft. The motor-compressor configuration is further characterized in that the ac motor has pole-changing winding (typically two), which permits two speed operation, while the cabin compressor is provided with inlet guide vanes (16). The interactive combination of these two features makes it possible to furnish the requisite air mass flow and pressurization levels over the conditions of variable air density and variable atmospheric pressure, as the airplane operates throughout its flight envelope.		
대표청구항	1. In an aircraft having at least one variable speed aircraft engine and an environmental control system, the improvements comprising: an induction motor, said motor having an axially aligned drive shaft exiting opposite ends thereof; a main cabin compressor arranged to be directly driven by said drive shaft on a first end of said motor, said main cabin compressor having an inlet connected to a first outside or ram air inlet and adapted to pressurize the cabin of said aircraft; a supercharger compressor arranged to be driven by said motor through a clutch on the opposite end of said motor, said supercharger compressor having an inlet coupled to a second outside or ram air inlet and an outlet coupled to said main cabin compressor; valve means having a first position isolating said supercharging compressor from said main cabin compressor and a second position coupling said supercharging compressor in series to said main cabin compressor and isolating said first outside or ram air inlet from said main cabin compressor; and at least one generator driven by said at least one aircraft engine for providing variable voltage/variable frequency power to said motor, said at least one generator being directly driven by said at least one engine.		

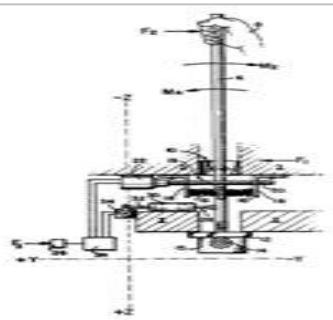
대표도면	 FLIGHT STA. "SENSORS" CABIN TEMP. DUCT TEMP. AIR MASS FLOW 3φ AC POWER SOURCES A B C RAM/OUTSIDE AIR 58 52 RAM OR OUTSIDE AIR CONTROL LOGIC Hx 56 32 O/B 54 28 18 16 14 36 AIRCRAFT CABIN RAM/ OUTSIDE AIR AC INDUCTION MOTOR C T 44 17 EMC 24 12 22 Hx 38 34 46 O/B 42 26 48 RAM OR OUTSIDE AIR O/B

P-19. Energy efficient ECS powered by a variable voltage/variable frequency power system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4546939 (1985.10.15)	출원번호	1984-584699 (1984.02.29)
출원인	Lockheed Corporation (US)	IPC(Main)	B64D-013/02
발명자	Cronin | Michael J.	우선권주장	-
분류태그	-		
패밀리특허	US4462561A1 | US4546939A1		
요약	The invention is an ECS system designed to utilize an induction motor (12) and a cabin compressor (14) for providing pressurized air that serves as a source of energy for heating, cooling, pressurizing and other air needs of modern aircraft. An aircraft engine driven generator, preferably a permanent-magnet generator (of the samarium-cobalt, SmCo, type), furnishes variable-voltage/variable frequency, VV/VF, power to the motor (12). The electric motor itself in the preferred embodiment is a highly reliable squirrel-cage induction motor (12) powered directly from the VV/VF supply, with the result that its speed is proportional to the generator frequency, which in turn is dependent on the aircraft engine speed. The main cabin compressor (14) and a secondary (auxiliary) supercharging compressor (18) are both mounted on the motor shaft. The motor-compressor configuration is further characterized in that the ac motor has pole-changing winding (typically two), which permits two speed operation, while the cabin compressor is provided with inlet guide vanes (16). The interactive combination of these two features makes it possible to furnish the requisite air mass flow and pressurization levels over the conditions of variable air density and variable atmospheric pressure, as the airplane operates throughout its flight envelope.		
대표청구항	1. In an aircraft having at least one variable speed aircraft engine and an environmental control system, the improvements comprising: an induction motor, said motor having an axially aligned drive shaft exiting opposite ends thereof; a main cabin compressor arranged to be directly driven by said drive shaft on a first end of said motor, said main cabin compressor having an inlet connected to a first outside or ram air inlet and adapted to pressurize the cabin of said aircraft; a supercharger compressor arranged to be driven by said motor through a clutch on the opposite end of said motor, said supercharger compressor having an inlet coupled to a second outside or ram air inlet and an outlet coupled to said main cabin compressor; valve means having a first position isolating said supercharging compressor from said main cabin compressor and a second position coupling said supercharging compressor in series to said main cabin compressor and isolating said first outside or ram air inlet from said main cabin compressor; and at least one generator driven by said at least one aircraft engine for providing variable voltage/variable frequency power to said motor, said at least		

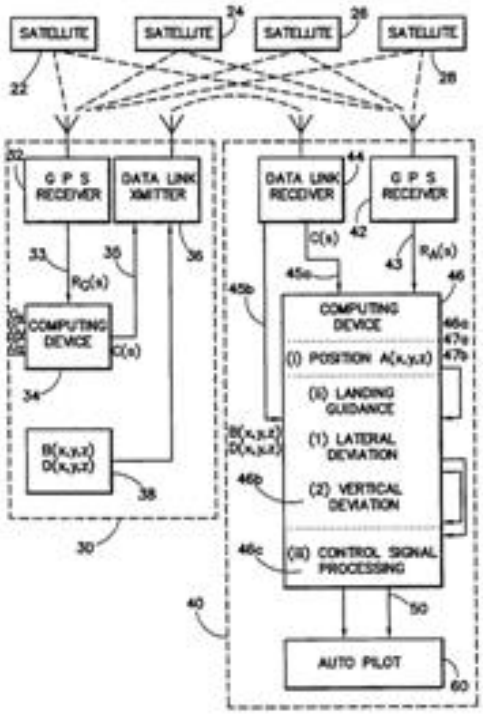
	one generator being directly driven by said at least one engine.
대표도면	

P-20. Synthetic diamond overlays for gas turbine engine parts having thermal barrier coatings			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	6099976 (2000.08.08)	출원번호	1997-927751 (1997.09.11)
출원인	-	IPC(Main)	B21D-039/00
발명자	Lemelson | Jerome H. | Conley | James G.	우선권주장	-
분류태그	-		
패밀리특허	US6099976A1 | US5714202A1		
요약	This invention discloses new and improved multi-layer coatings for gas turbine engine parts that are exposed to elevated temperatures, such as blades and vanes in the high pressure compressor and turbine of multi-stage aircraft engines, by applying a diamond film over columnar thermal barrier coatings such as yttria-stabilized zirconia, improving the erosion resistance of the thermal barrier coating.		
대표청구항	1. A gas turbine engine part comprising: a. a substrate comprising a gas turbine engine part having at least one exterior surface; b. a thermally-insulating ceramic coating having a columnar morphology covering at least a part of said exterior surface; and c. a diamond layer covering at least part of said ceramic coating.		
대표도면			

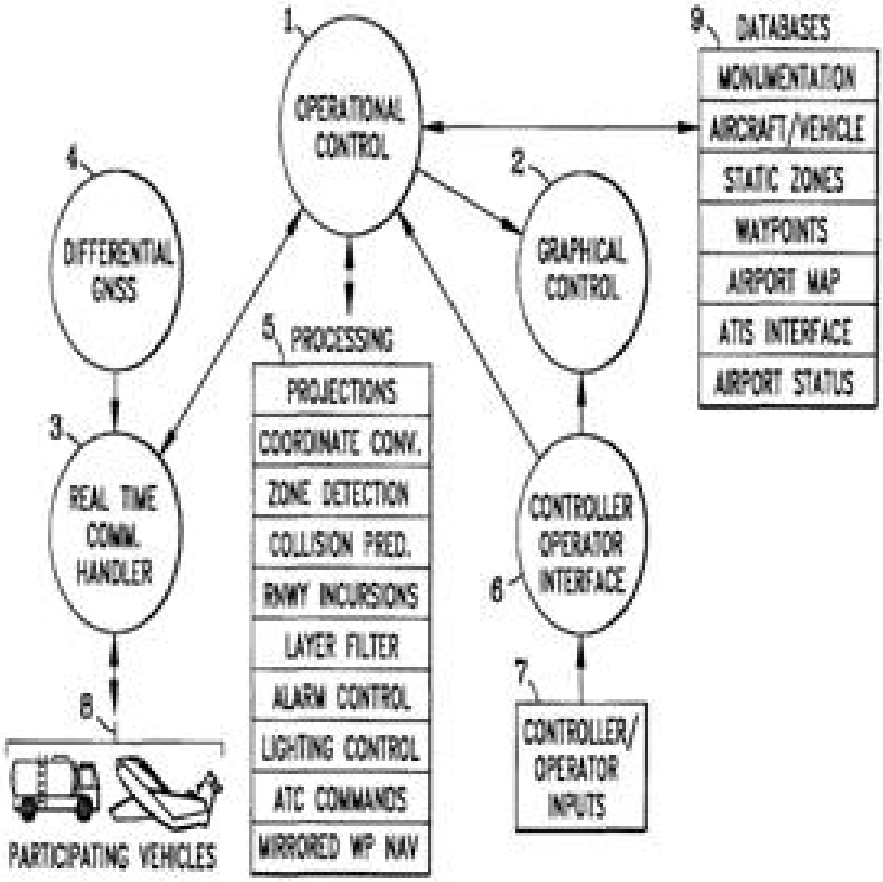
2. 기계분야 요지리스트

P-1. Biodynamic resistant control stick			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4477043 (1984.10.16)	출원번호	1982-449922 (1982.12.15)
출원인	The United States of America as represented by the Secretary of the Air Force (US)	IPC(Main)	B64C-013/04
발명자	Repperger | Daniel W.	우선권주장	-
패밀리특허	US4477043A1		
요약	An improvement to an aircraft control stick is disclosed. Movement of an aircraft may generate a force which undesirably causes the aircraft pilot to deflect the aircraft's control stick, which thereby results in the aircraft deviating from the desired flight path. The present invention includes a processor-based system which employs an algorithm that generates a signal for causing the control stick to resist such forces. The invention includes a spring and damper connected to the control stick so that the spring constant and damping ratio may be varied.		
대표청구항	1. An aircraft control system which comprises: (a) a pilot operable member pivotally connected to the aircraft and adapted so that movement thereof causes deflection of control surfaces of the aircraft; (b) a force sensor connected to the aircraft for generating a force signal proportional to a given force acting on the aircraft; (c) a processor embodying an algorithm capable of translating said force signal representing said given force acting on said aircraft into a processed signal representing a resistant force correlated with a particular biodynamic force generated by the aircraft pilot's arm on said pilot operable member due to said given force on said aircraft, said processor, upon receiving said force signal from said force sensor, being capable of performing said translation and generating said processed signal; (d) resilient means connected to the aircraft and to said pilot operable member; and (e) an actuator connected to the aircraft and to said pilot operable member by said resilient means, said actuator being capable of receiving said processed signal and, in response to said signal, of adjusting said resilient means so as to impose said resistant force upon said pilot operable member and null out said biodynamic force acting on said member induced by the action of said given force on the aircraft, as exerted through the arm of the aircraft pilot.		
대표도면			

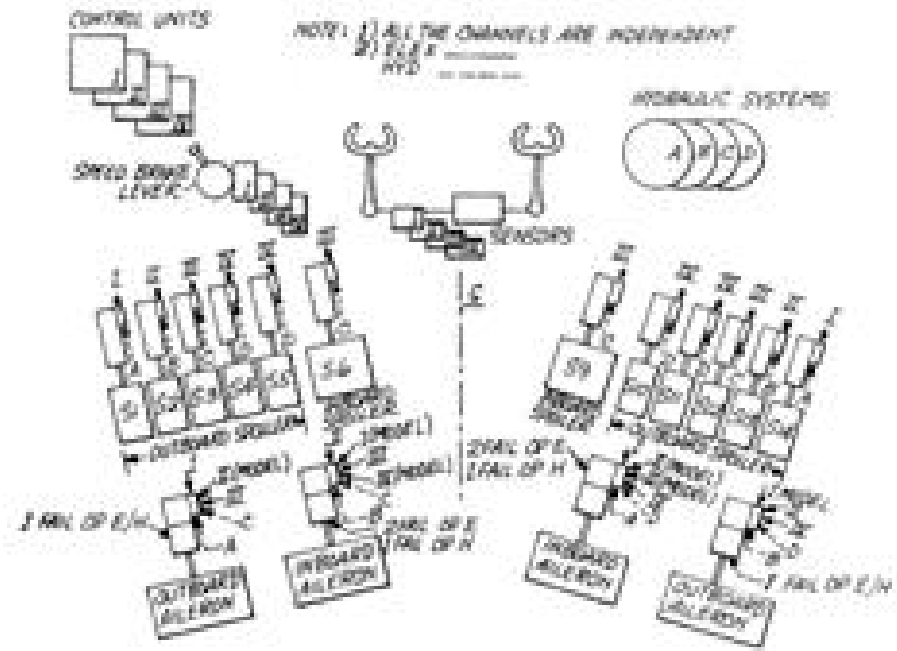
P-2. Differential GPS landing assistance system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5361212 (1994.11.01)	출원번호	1992-970320 (1992.11.02)
출원인	Honeywell Inc. (US)	IPC(Main)	G06F-015/48
발명자	Class | Kim A. | Hartman | Randolph G. | Helgeson | Brett J.	우선권주장	-
패밀리특허	CA2144412A1 | CA2144412C | DE69312504D1 | DE69312504T2 | EP0666988A1 | EP0666988B1 | JPH08503069A | JP8503069T | JP1996-503069A | JP3379958B2 | US5361212A1 | WOWO1994-010582A1		
요약	An aircraft landing system is disclosed in which a differential GPS global positioning system is employed. A ground station, located in the vicinity of one or more landing strips, includes a GPS receiver and a data link transmitter for transmitting GPS correction data and also the global position of two points which define a desired aircraft glide path associated with a particular landing strip. The system further includes aircraft equipment comprising a receiver for receiving the correction data and the global position of the two glide path points, and a GPS receiver. The aircraft equipment further includes a computer for determining a corrected global position of the aircraft as a function of the aircraft GPS range data and the correction data, and subsequently determines the lateral deviation and vertical deviation from the glide path defined by the two glide path points.		
대표청구항	1. A landing assistance system utilizing a global positioning system which employs a plurality of satellites, where each of said satellites transmits signals containing satellite data, and which said global positioning system employs a global positioning system receiver means for receiving said satellite signals and retrieving said satellite data therefrom, and which said satellite data is sufficient to determine the range between each satellite and said global positioning receiver, and which said satellite data from a plurality of satellites to determine the global position of said receiver, the landing assistance system comprising: a ground station located in the vicinity of at least a first aircraft landing strip, and said ground station having a known reference global position, said ground station including, (i) a differential global positioning system ground station including a global positioning system receiver for retrieving satellite data from selected ones of said satellites, and correction means for deriving global positioning system differential correction data as a function of said reference global position and said satellite data, and (ii) data link transmitter means for transmitting data signals containing at least (1) said correction data, and (2) data representative of the actual global position of at least first and second glide path points which define a selected aircraft landing glide path for an aircraft landing on said first landing strip; and a mobile station on board an aircraft including,		

	(i) data link receiver means for receiving said data signals containing said correction data and said data representative of said actual global position of said first and second glide path points, and (ii) a global positioning system receiver means for selectively receiving selected ones of said satellite signals, and retrieving said satellite data therefrom.
대표도면	

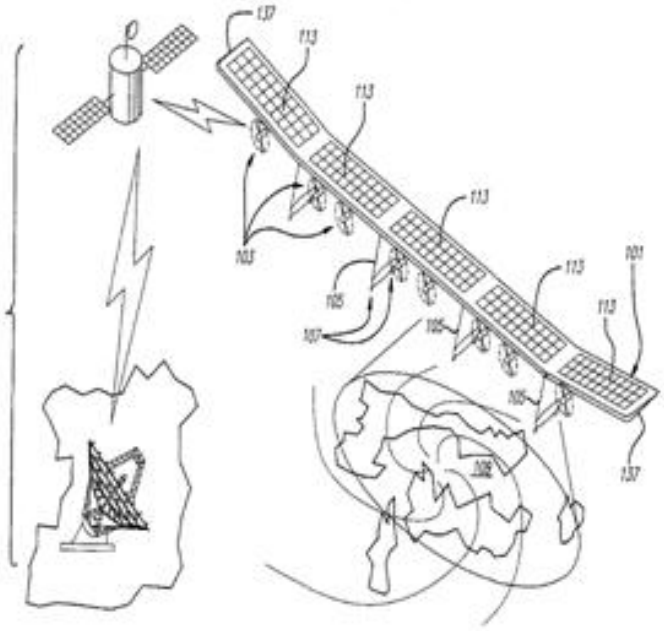
P-3 Method and system for the control and management of a three dimensional space envelope			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5867804 (1999.02.02)	출원번호	1995-524081 (1995.09.06)
출원인	Pilley; Harold R. (US)	IPC(Main)	G06F-163/00
발명자	Pilley | Harold R. | Pilley | Lois V.	우선권주장	-
패밀리특허	AU8877991A | CA2070840A1 | EP0592436A1 | EP0592436A4 | US6182005B1 | US6195609B1 | US6314363B1 | US5200902A1 | US5548515A1 | US5574648A1 | US5740047A1 | US5867804A1 | US6006158A1 | US2003-0083804A1 | US2004-0225432A1 | WOWO1992-006442A1		
요약	A method and system supporting seamless 3-dimensional operations in a multi-dimensional environment using orbiting satellite compatible coordinate references and databases. The system includes a control and management element and an aircraft/surface vehicle element. The two elements utilize a common worldwide coordinate reference frame and a common time reference for its operation. Precise collision detection, navigation and 3-dimensional situational awareness functions are performed using precise vector processing algorithms in combination compatible databases. Seamless air and ground operations are supported in such a fashion that the overall processing mathematics are directly applicable anywhere around the globe, only the specific databases need change for any given site. No regional distance scaling corrections or discontinuity compensations are required from site to site anywhere around the globe. Such a system greatly simplifies the operation of airports and other 4-dimensional environments. The simplicity of this system provides high availability and reduced system exposure to single point failures, while providing superior performance for air traffic controllers and aircraft/surface vehicle operators in the 3-dimensional space envelope.		
대표청구항	1. An improved airport control and management method for controlling and managing surface and airborne movements of vehicles and aircraft operating within a selected airport space envelope comprising the steps of: a. preparing a 3-dimensional digital map of a selected airport space envelope, the map containing GNSS reference points, b. receiving and displaying said map to the monitor screen of a computer located on at least one of said vehicles and aircrafts, c. determining GNSS position data using a GNSS receiver connected to said computer, d. receiving said GNSS data at said computer, e. broadcasting from a controlling facility, ATC clearance command data, f. receiving said ATC clearance command data using a radio connected to said computer, g. extracting trajectory information from said ATC clearance command for storage in a GNSS compatible trajectories database of said computer, h. determining a travel path compatible for display in said map using said GNSS compatible trajectories database,		

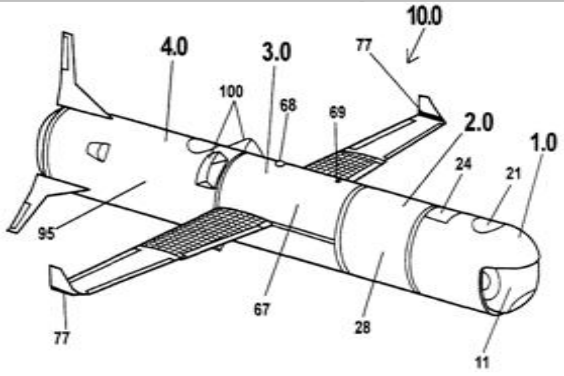
	i. determining a current position compatible with said map using said GNSS position data and j. displaying said current position and said travel path in said map.
대표도면	

P-4 Fly-by-wire lateral control system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4472780 (1984.09.18)	출원번호	1981-306381 (1981.09.28)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	G05D-001/08
발명자	Chenoweth | Charles C. | Takats | Imre J.	우선권주장	-
패밀리특허	US4472780A1		
요약	Each wing of an aircraft carries a set of five outboard spoilers, one inboard spoiler, one inboard aileron and one outboard aileron, together constituting the lateral control surfaces for the aircraft. Each spoiler is positioned by means of a single thread electrohydraulic servoactuator. Each outboard aileron is positioned by means of a one/one fail-operational electrohydraulic servoactuator. Each inboard aileron is positioned by a two/one fail-operational, electrohydraulic servoactuator. The control system is operated by four independent electrical control signal processing channels and four independent hydraulic pressure supplies. A distribution pattern of the various lateral control surfaces on the aircraft, and an association pattern of the hydraulic pressure supplies and the electric control signal processing channels to the actuators, results in the lateral control system being operable after three electric channel failures, or three hydraulic pressure supply failures, or a combination of three electric channel and three hydraulic pressure supply failures.		
대표청구항	1. In an aircraft, a fly-by-wire type lateral control system, comprising: a first set of lateral control surfaces comprising a plurality of control surfaces; a separate first-set electrohydraulic actuator drivingly connected to each lateral control surface of said first set; a second set of lateral control surfaces comprising a plurality of control surfaces; a separate second-set one/one fail-operational electrohydraulic actuator drivingly connected to each lateral control surface of said second set, each said actuator having two hydraulic sections for redundant operation; a third set of lateral control surfaces comprising a plurality of control surfaces; a separate third-set two/one fail-operational, electrohydraulic actuator drivingly connected to each lateral control surface of said third set, each said actuator having two hydraulic sections for redundant operation; four separate hydraulic pressure supplies; four separate electric control signal command channels; control means for said system comprising: first means associating each first-set actuator with a single one of said channels and a single one of said hydraulic pressure supplies; second means associating each second-set actuator with three of said channels and associating each redundant hydraulic section of each second-set actuator with a single hydraulic pressure supply; third means associating each third-set actuator with all four of said channels		

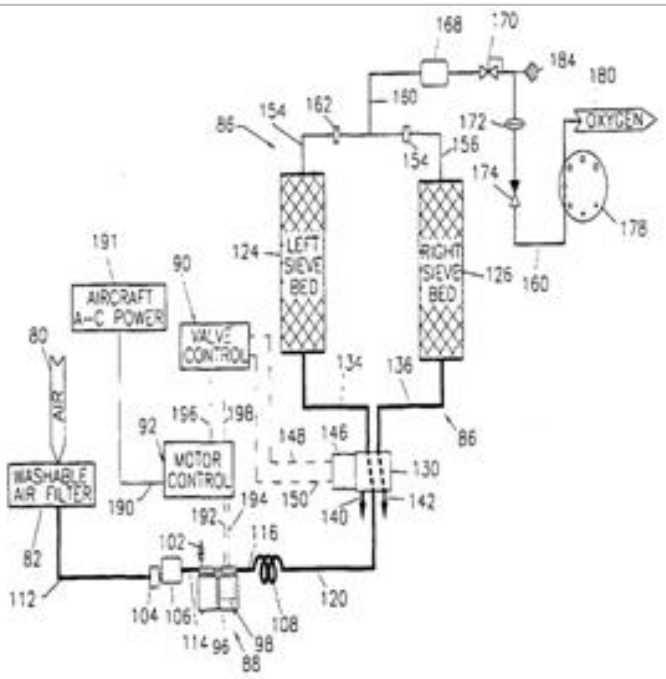
	and associating each redundant hydraulic section of each third-set actuator with a single hydraulic pressure supply; and failure responsive means for causing the lateral control system to continue to be operable after three electric channel failures, or three hydraulic pressure supply failures, or a combination of three electrical channel and three hydraulic pressure supply failures.
대표도면	

P-5 Aircraft			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5810284 (1998.09.22)	출원번호	1995-404540 (1995.03.15)
출원인	-	IPC(Main)	B64C-039/10
발명자	Hibbs | Bart D. | Lissaman | Peter B. S. | Morgan | Walter R. | Radkey | Robert L.	우선권주장	-
패밀리특허	AU5364896A | US5810284A1 | WOWO1996-028343A1		
요약	This disclosure provides a solar rechargeable aircraft that is inexpensive to produce, is steerable, and can remain airborne almost indefinitely. The preferred aircraft is a span-loaded flying wing, having no fuselage or rudder. Travelling at relatively slow speeds, and having a two-hundred foot wingspan that mounts photovoltaic cells on most all of the wing's top surface, the aircraft uses only differential thrust of its eight propellers to turn. Each of five sections of the wing has one or more engines and photovoltaic arrays, and produces its own lift independent of the other sections, to avoid loading them. Five two-sided photovoltaic arrays, in all, are mounted on the wing, and receive photovoltaic energy both incident on top of the wing, and which is incident also from below, through a bottom, transparent surface. The aircraft is capable of a top speed of about ninety miles per hour, which enables the aircraft to attain and can continuously maintain altitudes of up to sixty-five thousand feet. Regenerative fuel cells in the wing store excess electricity for use at night, such that the aircraft can sustain its elevation indefinitely. A main spar of the wing doubles as a pressure vessel that houses hydrogen and oxygen gasses for use in the regenerative fuel cell. The aircraft has a wide variety of applications, which include weather monitoring and atmospheric testing, communications, surveillance, and other applications as well.		
대표청구항	1. An aircraft having a wingspan dimension that is perpendicular to a direction of travel of the aircraft, a length dimension that is parallel to the direction of travel, and a front direction defined by the direction of travel said aircraft comprising: a wing extending generally perpendicular to the direction of travel and defining the wingspan; and a landing gear having wheels positioned at different locations along the length dimension of the aircraft, the landing gear having a main gear and a front-most gear, wherein all of the wheels are mounted by the wing; wherein the wing's angle of attack is configured such that the main gear lifts off prior to the front-most gear during take-off.		

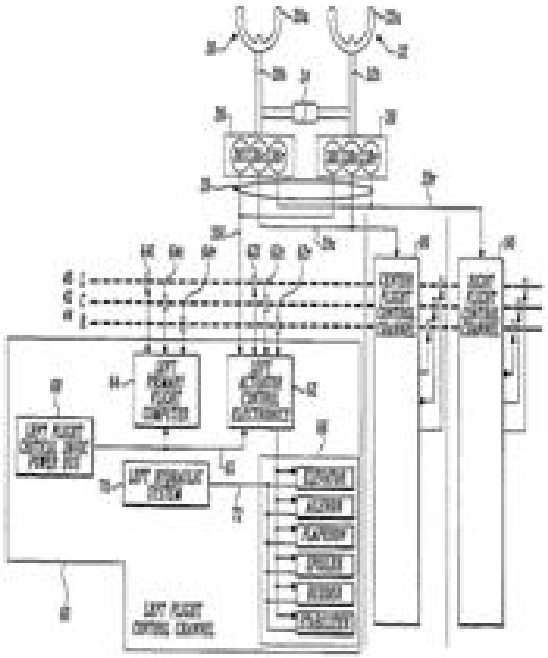
대표도면	

P-6 Sonotube compatible unmanned aerial vehicle and system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	6056237 (2000.05.02)	출원번호	1997-882368 (1997.06.25)
출원인	-	IPC(Main)	F41G-007/00
발명자	Woodland | Richard L. K.	우선권주장	-
패밀리특허	US6056237A1		
요약	The present invention is generally comprised of a sonotube-compatible unmanned aerial vehicle apparatus, hereinafter referred to as a UAV, and systems for launch and control of the UAV. The UAV is generally comprised of modular sections including a nose section, a payload section, a wing and fuel tank section, and a powerplant section. The modular sections are attached to adjacent sections by uniform lock sealing rings and related components. The present invention comprises an apparatus enabling very small, man portable, ballistically launched, autonomously or semi-autonomously controlled vehicle to be deployed with preprogrammed, communicated, or telemetry mission programming. A wide range of payload packages, including emergency supplies, sensors, and antenna assemblies, may be carried, used or deployed in flight. Man-portable operation is accomplished by the use of a launch canister apparatus. The launch canister comprises retractable launch stabilizing legs, turbine engine exhaust orifices, and various antennas. The launch canister apparatus alternatively comprises a modified type "A", "B", or "C" sonotube launch canister. The system of the invention also comprises a portable Command, Control, Communications, Computer, and Intelligence (C4I) control and sensing analysis console. The console is preferably ruggedized, waterproof, shockproof, and comprises necessary control and analysis computers, input/output devices, antennas, and related hardware and software for vehicle and mission control. A C4I console and/or launch canisters may be transported by means of a backpack adapted for man portability.		
대표청구항	1. A sonotube compatible unmanned aerial vehicle having an airframe comprising adjacent sections, said sections comprising: a) a nose section; b) a payload section attached to said nose section, said payload section housing at least one deployable payload; c) a wing and fuel tank section attached to said payload section; and d) a powerplant section attached to said wing and fuel tank section.		
대표도면			

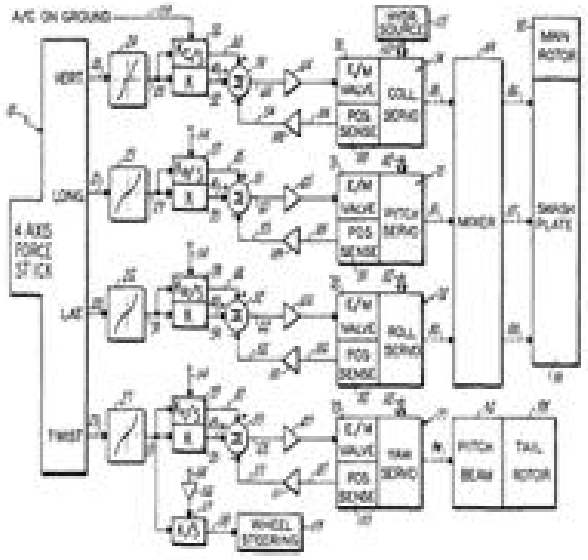
P-7 Apparatus and method for supplying oxygen to passengers on board aircraft			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5531807 (1996.07.02)	출원번호	1994-347808 (1994.11.30)
출원인	AirSep Corporation (US)	IPC(Main)	B01D-053/47
발명자	McCombs | Norman R.	우선권주장	-
패밀리특허	AU4366396A | EP0797476A1 | EP0797476A4 | US5531807A1 | WOWO1996-016718A1		
요약	An apparatus and method for supplying oxygen to passengers on board an aircraft in the form of a portable machine including a housing having a shape and size allowing it to be positioned under a seat on the aircraft, an air separation device in the housing for separating oxygen from the air inside the aircraft, a self-contained compressed air supply in the housing including a compressor operatively connected to the air separation device and a brushless d-c motor for driving the compressor, and a circuit for connecting the d-c motor to the aircraft electrical power source including converting the a-c voltage and current on board the aircraft to d-c voltage and current for operating the motor. The brushless motor insures compliance with airline requirements that the machine generates a low level of electrical interference. The machine includes an intake resonator and a muffler associated therewith for reducing the level of noise generated to a value acceptable for airline use. The method and apparatus has the capability of delivering oxygen at various predetermined flow rates easily manually selected by the user. The machine preferably includes a PSA unit containing two beds and a four-way valve for connecting the compressed air supply to the beds in a controlled manner, the timing and control operating the system in a manner such that the four-way valve can be of the slide type with its advantages of long life and reliability.		
대표청구항	1. A method for on-board supply of oxygen in an aircraft having a source of electrical power thereon wherein a PSA unit including a pair of beds of molecular sieve material is located in a housing having a shape and size allowing it to be positioned under a seat on the aircraft, wherein self-contained compressed air supply means is located in said housing, and wherein there is provided means for supplying electrical power to said self-contained compressed air supply means from said source of electrical power on the aircraft, said method comprising the steps of: a) providing four-way valve means of the slide type for connecting said compressed air supply means to said pair of beds in a controlled manner; b) providing pilot valve means operatively associated with said four-way valve means; c) providing timing and control means connected in controlling relation to said four-way valve means and to said pilot valve means for operating said pilot valve means to provide an initial pressure in said PSA unit for operating said four-way valve means a predetermined time thereafter; d) utilizing said electrical power supplied to said self-contained compressed air supply means also for operating said timing and control means; and e) operating said PSA unit to provide output oxygen.		

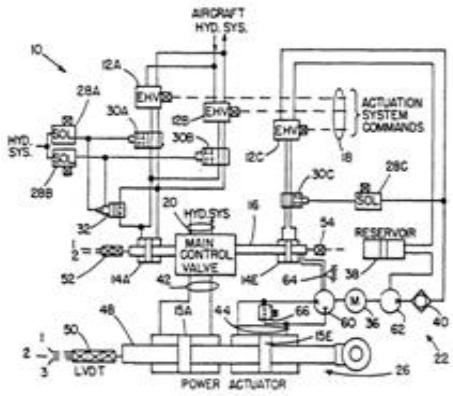
대표도면	 168 170 184 180 OXYGEN 172 174 178 160 154 162 156 86 124 LEFT SIEVE BED RIGHT SIEVE BED 126 191 90 AIRCRAFT A-C POWER VALVE CONTROL 80 AIR 134 136 86 92 196 198 148 146 MOTOR CONTROL 130 WASHABLE AIR FILTER 190 150 140 142 192 194 116 102 82 112 104 106 108 120 114 96 98 88

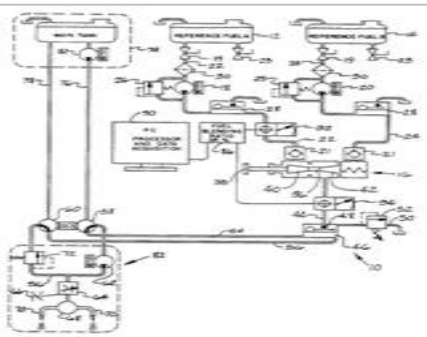
P-8 Multiaxis redundant fly-by-wire primary flight control system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5493497 (1996.02.20)	출원번호	1992-893339 (1992.06.03)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64C-013/00
발명자	Buus | Henning	우선권주장	-
패밀리특허	CA2095616A1 | CA2095616C | DE69305112D1 | DE69305112T2 | EP0573106A1 | EP0573106B1 | JP1994-032291A | JP3384833B2 | US5493497A1		
요약	A redundant, multi-channel fly-by-wire control system for use in an aircraft is disclosed. The system includes a left flight control channel (60), a center flight control channel (80) and a right flight control channel (90). Each control channel is capable of flying the aircraft in the event the other two channels fail. Included within each control channel is an actuator controller electronics unit (ACE (62, 82, 92)), which transmits a series of pilot control transducer signals to a set of primary flight computers (64, 84, and 94). The primary flight computers combine the pilot control transducer signals with data obtained from an air data and inertial reference unit (145) to generate a set of flight surface commands. Each ACE selects a set of flight surface commands to control the movement of a set of flight control surfaces on the aircraft.		
대표청구항	1. A fly-by-wire flight control system for an aircraft that monitors the position of pilot controls and produces flight surface commands that control the movement of a plurality of flight control surfaces on the aircraft to adjust the attitude of the aircraft about roll pitch, and yaw directional axes, the system comprising: (a) a plurality of transducers associated with the pilot controls, each of said plurality of transducers producing a signal indicative of the position of a corresponding pilot control; (b) a plurality of isolated flight control channels, each of which includes: (i) a plurality of servo loops assigned to one of the isolated flight control channels of the plurality of isolated flight control channels, each servo loop controlling the movement of a flight control surface on the aircraft such that the plurality of servo loops in the isolated flight control channel operate to control a set of flight control surfaces that together adjust the attitude of the aircraft in the roll, pitch and yaw directional axes; (ii) an actuator controller electronics unit (ACE) that receives the signals from at least some of the transducers; and (iii) a primary flight computer that is coupled to the ACE and which generates flight surface commands as a function of the signals from the transducers, the ACE for each isolated flight control channel including means for receiving the flight surface commands and for coupling the flight surface commands to the plurality of servo loops, wherein the set of flight control surfaces controlled by each isolated flight control channel is selected so that operation of a single isolated flight control channel is sufficient to fly the aircraft in the event that the remaining isolated flight control channels fail.		

대표도면	

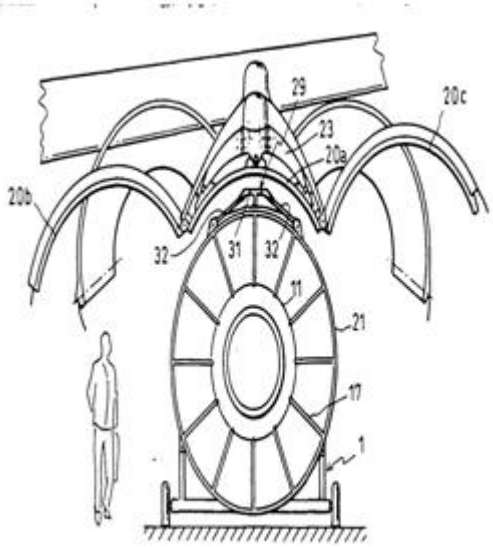
P-9 Multi-axis force stick, self-trimmed aircraft flight control system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4420808 (1983.12.13)	출원번호	1982-340423 (1982.01.18)
출원인	United Technologies Corporation (US)	IPC(Main)	G06G-007/70
발명자	Diamond | Edmond D. | Maciolek | Joseph R. | Kingston | Leo	우선권주장	-
패밀리특허	AU538972B2 | AU6886481A | BR8101648A | CA1158219A1 | CH652364A5 | DE3111604A1 | DE3111604C2 | ES500913D0 | ES8204681A1 | FR2479133A1 | FR2479133B1 | GB2073114A | GB2073114B | IL62270A | IT1137311B | IT8120794D0 | JP1689964C | JP2006986C | JP3058959B | JP7025355B | JP1981-167596A | JP1995-025355B2 | US4420808A1		
요약	A four axis force stick provides signals indicative of force applied to the stick in an axis corresponding to a control axis of an aircraft, including pitch, roll, yaw and lift/speed. The force-related signals are applied through proportional and integral gain signal paths to operate electrohydraulic servos that control the aerodynamic surfaces of the aircraft, such as the cyclic and collective blade pitch of the main rotor and the tail rotor blade pitch of a helicopter, or the ailerons, rudder, elevator and thrust of a fixed wing aircraft. Signal conditioning provides a dead band to avoid integrating minute, inadvertent force stick signal outputs, and vernier sensitivity at low forces with high gain at high forces. Analog and digital embodiments are discussed. The relationship between this wholly new mode of aircraft control and ancillary aircraft functions, such as ground steering, autopilot and stability functions, are also discussed.		
대표청구항	1. A control system for providing principal manual control to an aircraft having four control axes, said four control axes including pitch, roll, yaw and lift/speed, said control system including: a plurality of positionable aerodynamic surfaces, the positions of which control the aircraft in said four control axes; control means operable by a pilot to provide desired position command signals indicative of desired aerodynamic surface positions; and positioning means connected between said control means and said aerodynamic surfaces and operative in response to said desired position command signals applied thereto to control the positioning of said aerodynamic surfaces; characterized by said control means comprising: a multi-axis force stick adapted to be held by the hand of the pilot for providing output signals indicative of forces applied to the stick in at least three distinct stick axes, each of said stick axes corresponding to a related one of said aircraft control axes; and a plurality of signal processing channels, each connected for response to the output signal related to a corresponding one of said stick axes, each providing a related desired position command signal to said positioning means which is the summation of a proportional function of the related force stick output		

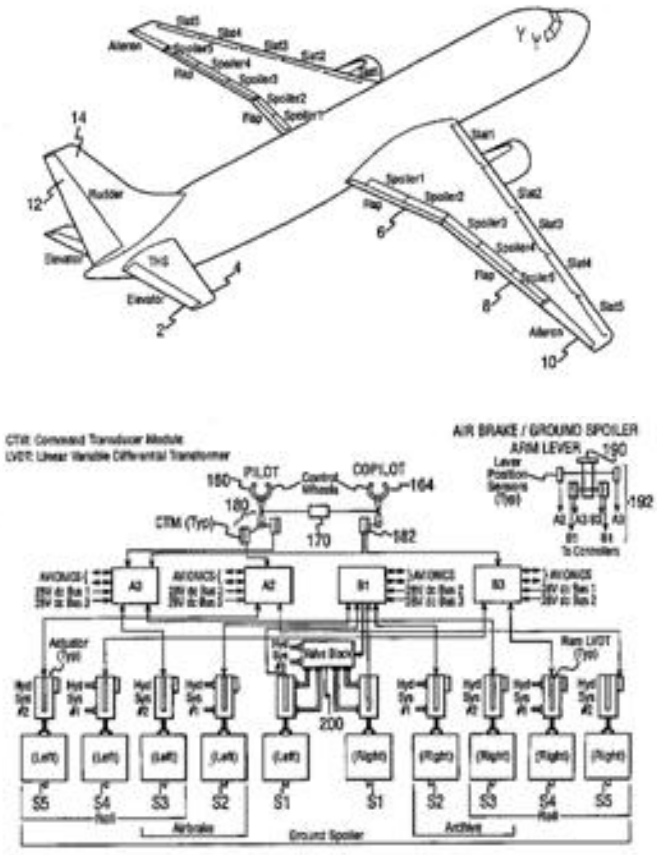
	signal and an integral function of the related force stick output signal, for providing manual control of the aircraft by flying to a floating trim point established by force inputs to said force stick, the integral portion of each desired position control signal establishing the trim point for each axis and the proportional portion of each desired position control signal causing deviation from the trim point in such axis.
대표도면	

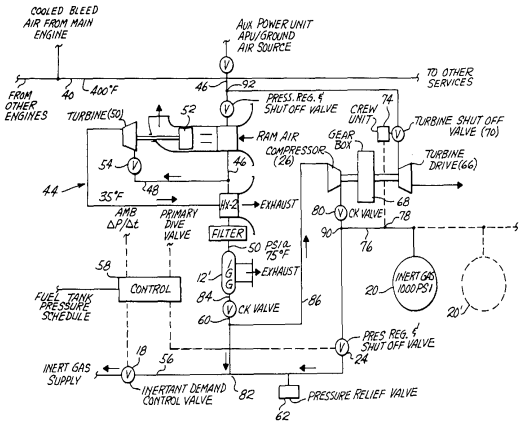
P-10 Load-adaptive hybrid actuator system and method for actuating control surfaces			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5074495 (1991.12.24)	출원번호	1990-496069 (1990.03.16)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64C-003/40
발명자	Raymond | Eugene T.	우선권주장	-
패밀리특허	US5074495A1		
요약	An actuator system for a control surface of an aircraft having a hydraulic system and a source of actuation system commands. The actuator system includes hydraulic circuits connected to the aircraft hydraulic system and an electrically-powered hydraulic circuit integrated with the actuator. The electrically-powered hydraulic circuit includes an electric motor connected to a hydraulic fluid pump. The pump can be controlled to adapt to the power requirements to actuate the control surface.		
대표청구항	1. A hybrid control surface actuation system for a craft operating in a fluid, the craft having one or more fluid-dynamic control surfaces, a first hydraulic system adapted to produce and carry hydraulic pressure to each of the control surfaces, and a control surface actuation signal system adapted to produce a signal for controlling at least one of the control surfaces, comprising: one or more local hydraulic systems, each local hydraulic system being associated with a distinct one of the one or more fluid-dynamic control surfaces and including: first transducer means connected to the first hydraulic system and adapted to receive the signal from the actuation signal system and produce a first hydraulic flow signal in response thereto; a separate second hydraulic system solely associated with that local hydraulic system for producing and carrying hydraulic pressure to the distinct one of the one or more fluid-dynamic control surfaces; a second transducer means connected to the separate second hydraulic system and adapted to receive the signal from the actuation signal system and produce a second hydraulic flow signal in response thereto; and actuation means for receiving the first and second hydraulic flow signals, the actuation means being adapted to continuously actuate the distinct one of the control surfaces of the craft in response to at least one of the first and second hydraulic flow signals.		
대표도면			

P-11. Fuel blending system method and apparatus			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5469830 (1995.11.28)	출원번호	1995-394415 (1995.02.24)
출원인	The Cessna Aircraft Company (US)	IPC(Main)	F02M-037/04
발명자	Gonzalez | Cesar	우선권주장	-
패밀리특허	AT172005T | DE69505232D1 | DE69505232T2 | EP0733796A2 | EP0733796B1 | EP0733796A3 | US5469830A1		
요약	The system is an on-board and in-line system for blending two fuels of known characteristics to achieve instantaneous in-line change in the octane rating of fuel flowing to the engine. The blending system provides a means of precise in-line blending of two reference fuels in an on-board aircraft or land vehicle installation. Based on appropriate calibration blending curves, the system will provide instantaneous indications of both lean and rich performance ratings of the fuel. Instantaneous lean and rich performance ratings of the blended fuel streams may be recorded concurrently with engine parameters and ambient test data, and with combustion knock severity numbers derived from the previously mentioned detonation indication system.		
대표청구항	1. An on-board fuel blending system of two reference fuels A and B of known octane ratings for a piston engine comprising: first and second fuel tanks with discharge lines each containing respective test fuels A and B; a constant pressure pump having a discharge line connected to the discharge line of each tank for supplying a constant pressure of both fuel A and fuel B; an adjustable blending valve with two entry ports and one exit port, each entry port connected to the discharge line of the respective pumps of fuels A and B, the blending valve includes a spool means which as it moves, increases the portion of one reference fuel as it decreases the portion of the other fuel to vary the octane rating of the blended-flow from the exit port; a first flow meter in the flow path of one of the constant pressure pumps; a second flow meter in the flow path of the blended flow flowing from the blending valve; a float controlled needle valve positioned in the mixed fuel flow path which limits the mixed fuel flow to that which the engine is burning; and integral processing means which senses the flow from both said flow meters to compute the percent of each test fuel A and B in the blend and the octane rating of the blended stream.		
대표도면			

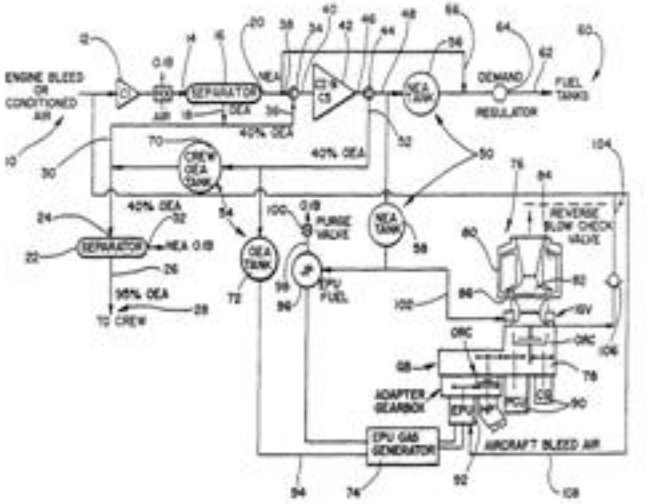
P-12. Pod for a turbofan aero engine of the forward contrafan type having a very high bypass ratio			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5157915 (1992.10.27)	출원번호	1991-684213 (1991.04.12)
출원인	Societe Nationale d'Etude et de Construction de Motors d'Aviation (FR)	IPC(Main)	F02C-007/20
발명자	Bart | Jacques R.	우선권주장	FR 1990-004991 (1990.04.19)
패밀리특허	DE69104535D1 | DE69104535T2 | EP0453360A1 | EP0453360B1 | FR2661213A1 | FR2661213B1 | US5157915A1		
요약	A pod for a very high bypass ratio turbofan engine unit of the forward contrafan type suspended from a suspension mast under the wing of an aircraft comprises a generally cylindrical inner cowling surrounding the casing of the jet engine unit and a generally cylndrical outer cowling spaced outwardly of the inner cowling and defining therebetween the cold flow path in which the contrarotating fan propellers are located, the outer cowling being divided into three parts consisting of an openable forward casing surrounding the fan propellers and connected to the suspension mast, an intermediate casing rigidly connected to the engine casing by radial flow straightener arms disposed in the cold flow path to the rear of the fan propellers, and an openable rearward casing also connected to the suspension mast. The engine unit is attached to the suspension mast by first attachment means carried on top of the intermediate casing, and second attachment means provided on the rear part of the engine casing. Coupling means are provided for rigidly connecting each of the forward and rearward casings to the intermediate casing when the engine unit is attached to the suspension mast and the forward and rearward casings are both closed.		
대표청구항	1. A pod for a very high bypass ratio turbofan engine unit of the forward contrafan type suspended from a suspension mast under the wing of an aircraft, said engine unit including an engine casing, a pair of ducted fans having contrarotating propellers disposed at the forward end of said engine unit, and radial flow straightener arms disposed to the rear of said propellers, said flow straightener arms extending radially outwards from said engine casing, said pod comprising an inner cowling of generally cylindrical shape surrounding said engine casing, an outer cowling also of generally cylindrical shape, said outer casing having an outer side forming the outer wall of said pod and an inner side spaced radially outwardly from said inner cowling and defining therebetween a cold flow path of said engine unit in which said contrarotating propellers and said flow straightener arms are located, and said outer cowling comprising a forward casing forming the front part of said pod and surrounding said fan propellers, said forward casing being rigidly connected to said suspension mast and being openable to facilitate maintenance work, a structural intermediate casing situated to the rear of said forward casing and rigidlY connected to said engine casing by means of said flow		

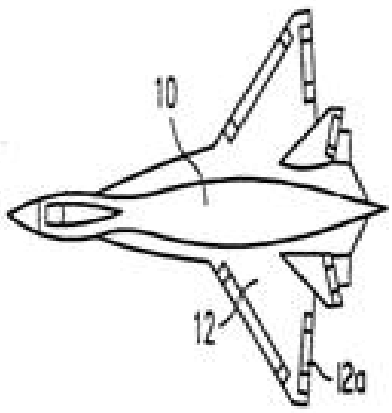
	straightener arms, and a rearward casing situated to the rear of said intermediate casing and rigidly connected to said suspension mast, said rearward casing also being openable to facilitate maintenance work, said engine unit having first and second attachment means by which said engine unit is hitched to said suspension mast, said first attachment means being provided on the upper part of said intermediate casing, and said second attachment means being provided on the rear part of said engine casing, first coupling means for rigidly connecting said forward casing to said intermediate casing when said engine unit is hitched to said suspension mast and said forward casing is closed, and second coupling means for rigidly connecting said rearward casing to said intermediate casing when said engine unit is hitched to said suspension mast and said rearward casing is closed.
대표도면	

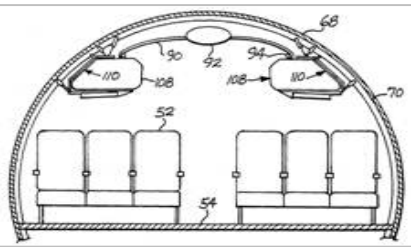
P-13. Aircraft flight surface control system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6860452 (2005.03.01)	출원번호	2002-288902 (2002.11.06)
출원인	Goodrich Actuation Systems Limited (GB)	IPC(Main)	B64C-013/36
발명자	Peter William Bacon | David Roy Tucker | Adam John McLoughlin | David Coleman	우선권주장	GB 2001-027254 (2001.11.13)
패밀리특허	DE60202924D1 | DE60202924T2 | EP1310848A1 | EP1310848B1 | GB0127254D0 | US6860452B2 | US2003-0127569A1		
요약	[00001] A distributed control system is provided where the controllers are split into two dissimilar groups and flight control responsibility is further allocated within each group such that one entire group plus one further controller can fail without compromising the pilot's ability to fly the aircraft.		
대표청구항	1. A flight surface control system for an aircraft, the control system comprising first and second groups of controllers arranged such that in the event of failure of the entirety of one of the groups of controllers and the failure of a further controller the remaining operative controllers control sufficient ones of the flight surfaces to provide continued safe flight and landing, and further including analogue controllers independent from the digital control circuitry for providing control of sufficient flight surfaces to provide continued safe flight and landing in the event of failure of all the digital controllers.		
대표도면			

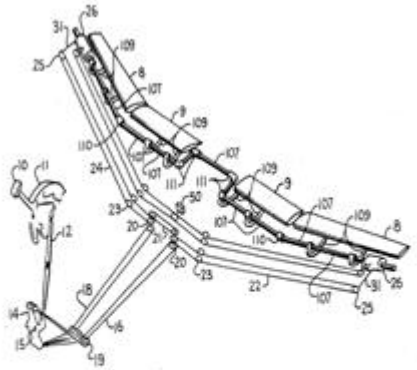
P-14. Combustibly inert air supply system and method			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4378920 (1983.04.05)	출원번호	1980-169140 (1980.07.15)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64D-037/32
발명자	Runnels | Joe N. | Fagerlund | Kenneth R.	우선권주장	-
패밀리특허	US4378920A1		
요약	Compressed air is directed through an inert gas generator which removes oxygen to produce a nitrogen enriched, combustibly inert air or gas. The converter is sized to only meet the relatively low flow rate requirements of the system during which times the combustibly inert air or gas is delivered directly to a utilization site. The system further includes a high pressure storage container in which a pressurized precharge of the combustibly inert air or gas is stored. Combustibly inert air is released from such high pressure storage container for providing the higher flow rate requirements of the system. The system may be used aboard an aircraft for inerting fuel tanks. It may include a separate compressor for filling the high pressure storage container.		
대표청구항	1. A combustibly inert gas supply system, comprising: a first source of combustibly inert gas comprising an inert gas generator, said generator including an inlet for compressed atmospheric air, an outlet, and flow-through means between the inlet and outlet for converting the compressed air into combustibly inert gas; first conduit means for delivering compressed air to the inlet; second conduit means for delivering inert gas to a utilization site; a second source of combustibly inert gas comprising storage means for storing inert gas at a high pressure; third conduit means leading from the outlet to the second conduit means; fourth conduit means leading from the storage means to the second conduit means; fifth conduit means leading from the third conduit means to the fourth conduit means, and including a compressor for charging the high pressure storage means; regulator means for switching between said first and second sources and for supplying said second source from said first source.		
대표도면			

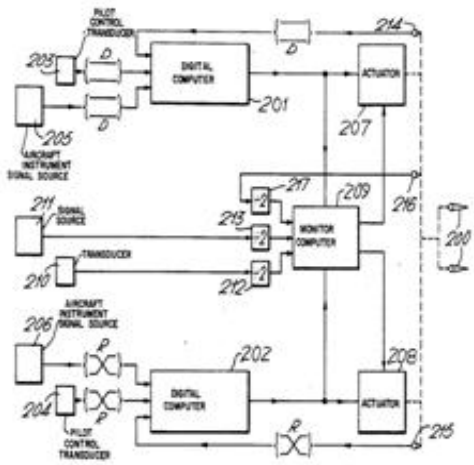
P-15. Fully integrated inert gas and oxidizer replenishment system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5069692 (1991.12.03)	출원번호	1989-448258 (1989.12.11)
출원인	Sundstrand Corporation (US)	IPC(Main)	B01D-053/04
발명자	Grennan | Robert | Rice | John | Squier | Steven	우선권주장	-
패밀리특허	US5069692A1		
요약	Redundant components, and their volume and weight, used in on board gas generating systems are avoided in a fully integrated system for generating oxygen enriched air (OEA) and nitrogen enriched air (NEA) for a variety of purposes. A first separator (16) may provide OEA to a second separator (24) directly to provide oxygen for crew consumption or alternatively may provide OEA to a compressor (42) which in turn provides high pressure OEA to storage vessels (70), (72). The separator (16) also provides NEA alternatively to aircraft fuel tanks (60) for inerting them by direct flow or, after being compressed by the compressor (42) to an NEA storage system (50). NEA from the storage system (50) may additionally be used for fuel expulsion in a fuel system (96) associated with an auxiliary power unit/emergency power unit including a hot gas generator (74), the latter also receiving oxidant for the fuel in the form of OEA from one of the OEA storage tanks (72).		
대표청구항	1. A fully integrated system for on board disposition on an aircraft for providing on board generation of inert gas, on board generation of oxygen, and on board generation of oxidant and inert gas for functions of auxiliary and/or emergency power units and comprising: a system inlet adapted to receive engine bleed air or conditioned environmental control system air available on an aircraft; a first separator connected to said inlet to receive said bleed or conditioned air therefrom and having a nitrogen enriched air (NEA) outlet and an oxygen enriched air (OEA) outlet; a second separator having an inlet connected to said OEA outlet and a first outlet adapted to be connected to aircraft crew oxygen consuming means, and a second, waste outlet, said second separator further enriching OEA received from said first separator and directing the same to said first outlet while providing a nitrogen enriched waste stream to said second outlet; a compressor; a first three way valve means having inlets connected to both said NEA outlet and said OEA outlet and an outlet connected to said compressor and being selectively operable to direct either NEA or OEA from said first separator to said compressor to be compressed thereby; NEA storage means; OEA storage means; second three way valve means having an inlet connected to said compressor to receive compressed gas therefrom and outlets respectively connectable to said NEA storage means and to said OEA storage means, and selectively operable to direct compressed NEA or OEA to the corresponding storage		

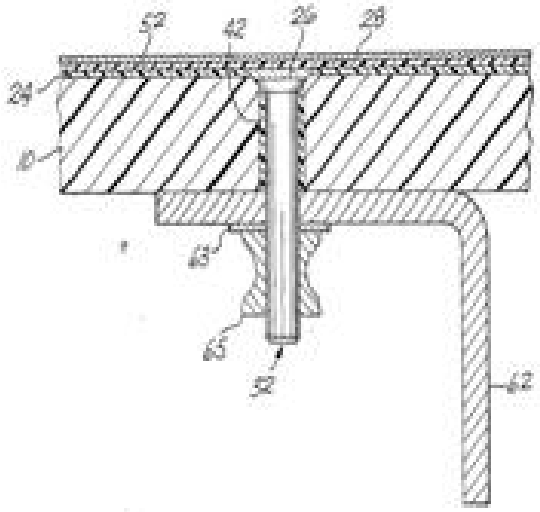
	means; a conduit adapted to be connected to aircraft fuel tanks and connected to said NEA storage means to receive NEA therefrom to provide an inert atmosphere within the aircraft fuel tanks; an NEA bypass connecting said NEA outlet to said conduit so that NEA received directly from said separator may be flowed to aircraft fuel tanks; gas turbine engine means for providing for auxiliary power and emergency power aboard an aircraft and including at least one turbine wheel and power generating equipment; an auxiliary combustor for said gas turbine engine means and adapted to receive OEA and fuel and combust the same to provide gases of combustion to rapidly accelerate said turbine wheel; a fuel system including a fuel line connected to said auxiliary combustor; and means connecting said OEA storage means to said auxiliary combustor so that stored OEA may be directed thereto under emergency condition to rapidly start said gas turbine engine means.
대표도면	

P-16. Variable control aircraft control surface			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5222699 (1993.06.29)	출원번호	1990-509521 (1990.04.16)
출원인	LTV Aerospace and Defense Company (US)	IPC(Main)	B64C-003/52
발명자	Albach | Walter C. | Fewel | Kenneth J.	우선권주장	-
패밀리특허	US5222699A1		
요약	A variable contour control surface (30a) and a transition section (30a) are designed to eliminate the discontinuities that exist between an aircraft wing control surface and the wing itself. The variable contour is provided by translating the top skin of the control surface relative to the top surface of the wing with the bottom surfaces of the wing and control surface being joined as a single surface. This movement results in a change in the camber of the control surface. The transition section (30a) is a flexible connection between the inboard and outboard ends of the control surface (30a) and the wing. The transition section (30a) is stiffened by rods (40, 41) which run both fore to aft and spanwise within an elastomeric material. The transition section (30b) may be used in conjunction with either a fixed contour control surface or a variable contour control surface.		
대표청구항	1. An aircraft wing assembly comprising: (a) a main wing portion having a top skin and a bottom skin; (b) a variable contour control surface having a top skin and a bottom skin, either said top skin of said variable contour control surface or said bottom skin of said variable contour control surface being attached to the corresponding top or bottom skin of the main wing portion and the other skin of said variable contour control surface being translatable relative to the corresponding other skin of the main wing portion; (c) means for translating said translatable skin relative to the main wing portion; and (d) elastomeric spars attached between the top and bottom skins of the variable contour control surface, said spars being flexible in shear to permit the change of camber in said variable contour control surface as said translatalbe skin moves relative to the main wing portion.		
대표도면			

P-17. Stowage bin and support panel system for convertible aircraft and method of installation			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5108048 (1992.04.28)	출원번호	1989-407606 (1989.09.15)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64D-011/00
발명자	Chang | Charles C. T.	우선권주장	-
패밀리특허	US5108048A1		
요약	A quickly releasable stowage bin 108 mountable on one or more support panels 110, 110', or 110", affixed to the interior of an aircraft 100. In the installation of a single stowage bin 108, quickly releasable mounting mechanisms 146, and 158, 160, and 168, respectively affix the upper and lower portion of the stowage bin 108 to the upper and lower portion of a support panel or panels. Each support panel 110, 110', and 110" are initially aligned in the factory whereby a conversion of the aircraft 100 from freighter mode to full or partial passenger mode, results in a rapid, easy, secure, and quality installation of each stowage bin 108. The quickly releasable mounting mechanisms 146, and 158, 160, and 168, also facilitate the rapid and easy removal of each stowage bin 108 from within a compartment of the aircraft 100 during conversion of that compartment from passenger mode to freighter mode.		
대표청구항	1. An article of manufacture comprising: (a) a bin for stowing articles within an aircraft, said aircraft having a longitudinal axis, said bin comprising a back panel, at least two side panels, and a bottom face; (b) means forming a latch for releasably mounting the upper portion of said bin to a first stowage bin support member affixed in direct contact with the internal framework of said aircraft, said latch means having a translatable handle disposed on each of said side panels extending slightly below said bottom face, whereby in use, said handle may be translated to release said latch; (c) a bracket extending away from said back panel for limiting the motion of said bin along said longitudinal axis when said bin is mounted within said aircraft, and (d) an adjustable mounting bracket means attached to the lower portion of each of said side panels for releasably mounting said lower portion to a second stowage bin support member affixed in direct contact with the internal framework of said aircraft, each of said adjustable bracket means extending outwardly and rearwardly of said bin towards the outboard side of said aircraft when said bin is installed within said aircraft.		
대표도면			

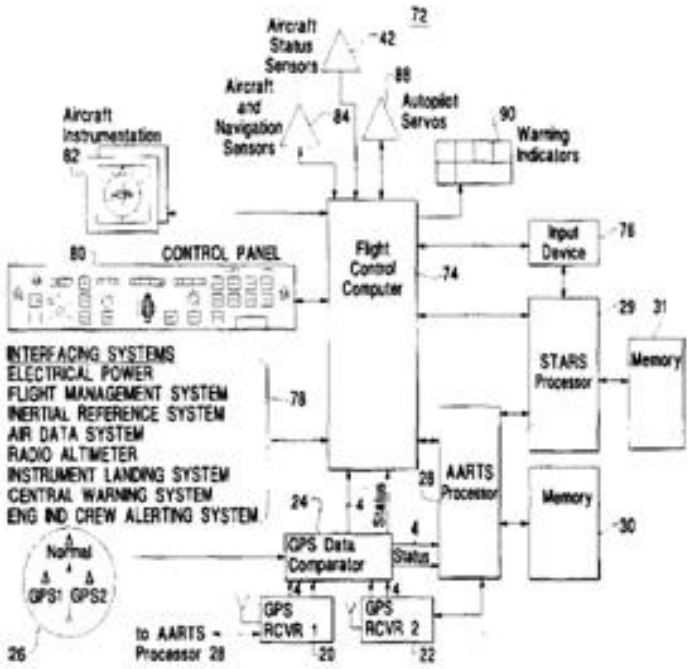
P-18. High lift surface actuation system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4441675 (1984.04.10)	출원번호	1982-392356 (1982.06.25)
출원인	McDonnell Douglas Corporation (US)	IPC(Main)	B64C-003/50
발명자	Boehringer | Wilfred E. | Verhoeven | Teunes	우선권주장	-
패밀리특허	US4441675A1		
요약	A drive system for high-lift devices on aircraft having two power drive units, one at each end of the connecting torque tube system, so as to force sum the outputs. A one-way brake always insures against inadvertent retraction of the device but allows extension. An asymmetrical protective device prevents the high-lift device from an asymmetrical condition even after a combined power loss and mechanical failure of the torque tube. The power drive units consist of hydraulic motors driving through a gear box and a no-back brake combination and are controlled by a servo valve.		
대표청구항	1. A drive system for a high-lift device on an aircraft consisting of at least two independent segments comprising: a torque tube; a first power drive unit connected to the first end of said torque tube; a second power drive unit located remote from said first power drive unit and connected to the second end of said torque tube so as to form an open loop drive driven from both ends and connected so that the force output of said first and second power drive units sum; means connected between said torque tube and said high-lift device segments for extending and retracting said high-lift device segments as a result of rotation of said torque tube; at least one power source connected to each of said first and second power drive units; means to control said power source; means to measure asymmetry between said at least two independent segments and produce a responsive asymmetrical signal; means to lock said segments in their current position in the event asymmetry exceeds a pre-determined amount; and means to lock said segments in their current position in the event there is an interruption of said asymmetrical signal.		
대표도면			

P-19. Control systems			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4130241 (1978.12.19)	출원번호	1977-776448 (1977.03.10)
출원인	Smiths Industries Limited (GB)	IPC(Main)	G06F-011/08
발명자	Meredith | James F. | Williams | Brian	우선권주장	GB 1976-009643 (1976.03.10)
패밀리특허	DE2710466A1 | DE2710517A1 | FR2344063A1 | FR2344074A1 | GB1560554A | GB1560555A | US4130241A1		
요약	A quadruplex, double-failure survival, fly-by-wire aircraft control system includes two monitor lanes whose outputs are consolidated with those of the four main control lanes to drive the aircraft control-surfaces by hydraulic rams via individual spool-valve actuators. Nominally-identical sets of pilot's-demand, instrument, and position-feedback signals are derived independently for the four lanes respectively, and digital representations of all these are exchanged between the control lanes for the selection of their mean or median values by digital processors that also serve to compute the control outputs of the lanes from the selected values. The sets of signals supplied to one pair of the four lanes are reversed in sense compared with the sets supplied to the other pair so as to ensure that the same digitally-encoded data is represented differently in the different pairs and the possibility of a context-dependent failure occurring simultaneously in both pairs is thereby avoided. The outputs of the control lanes are amalgamated to provide intermediate-value inputs to the monitor lanes. An alternative monitored-duplex single-failure survival fly-by-wire system has two control lanes with reversal of sense of input and feedback signals as between one lane and the other. Difference of digital representation in a third, monitor lane is provided by halving the amplitude of the input and feedback signals supplied to this lane.		
대표청구항	1. In a control system including two control lanes for processing nominally-identical data digitally to derive nominally-equivalent control outputs, and means for comparing said outputs with one another to respond to the existence of a failure, the improvement wherein different digital representations of the same nominally identical data are used in the processing of the same data in the two lanes so that context dependent features (as defined) are detected.		
대표도면			

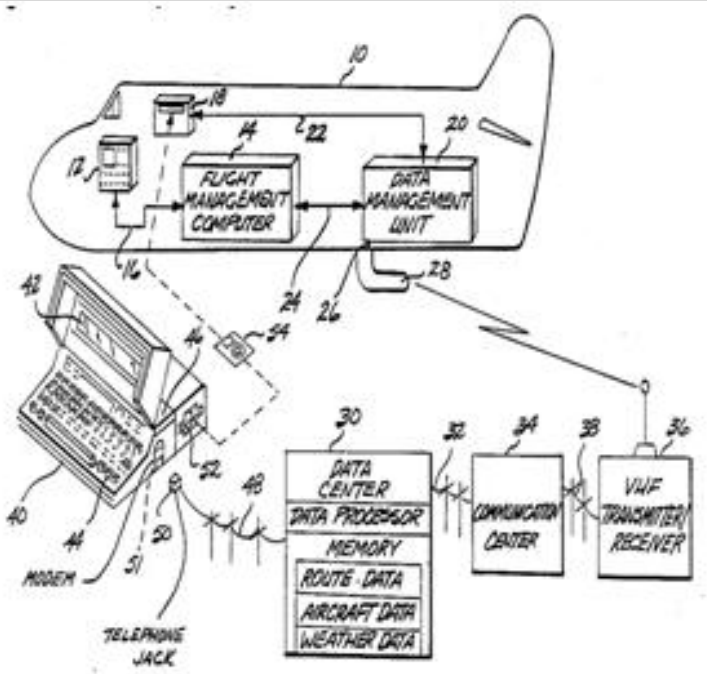
P-20. Integral lightning protection system for composite aircraft skins			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4502092 (1985.02.26)	출원번호	1983-469346 (1983.02.24)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	H05F-001/02
발명자	Bannink, Jr. | Engbert T. | Olson | Glenn O.	우선권주장	-
패밀리특허	DE3278383D1 | EP0120010A1 | EP0120010B1 | EP0120010A4 | US4479163A1 | US4502092A1 | WOWO1984-001487A1		
요약	Method and structures for enhancing the conductivity of graphite composite materials for lightning protection and prevention of attachment of lightning to fasteners. The integral lightning protection for composite aircraft skins, including skins with fasteners penetrating into fuel tanks, utilizes metal coated or plated graphite fibers which are woven into the outer layer of tape or fabric of the structural component requiring protection.		
대표청구항	1. In combination: an integral lightning protection system for an aircraft graphite epoxy structure having a fastener inserted therein; an electrically conductive substructural member for supporting said aircraft graphite epoxy structure; and, electrically non-conductive means coupled between said fastener and said electrically conductive substructural member.		
대표도면			

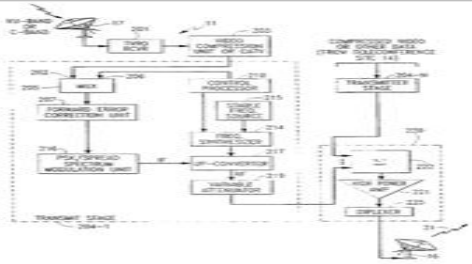
3. 전장분야 요지리스트

P-1. Satellite based aircraft traffic control system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5714948 (1998.02.03)	출원번호	1996-633192 (1996.04.16)
출원인	Worldwide Notifications Systems, Inc. (US)	IPC(Main)	G08G-005/04
발명자	Farmakis | Tom S. | Routsong | Russell D.	우선권주장	-
패밀리특허	AU3326995A | AU3359195A | AU5446994A | AU5538094A | AU5585794A | EP0774148A1 | EP0774148A4 | GB2292496A | GB2292496B | GB2292497A | GB2292497B | GB2293071A | GB2293071B | GB9523282D0 | GB9523283D0 | GB9523284D0 | US6314366B1 | US5351194A1 | US5444444A1 | US5648770A1 | US5673305A1 | US5714948A1 | US2002-0133294A1 | WOWO1994-027162A1 | WOWO1994-027264A1 | WOWO1994-027395A1 | WOWO1996-005562A1 | WOWO1996-002905A1		
요약	A satellite based air traffic control (ATC) system includes an aircraft unit on an aircraft and an ATC facility. The aircraft unit includes an AARTS processor, GPS receivers or other satellite receivers, a comparator for comparing the GPS data, a two-way radio, and a transmitter and receiver for communicating information and data over a data link with the ATC facility. The ATC facility includes an ATC computer, a two-way radio, a display for displaying aircraft, and a transmitter and receiver for communicating information and data over the data link. The aircraft transmits aircraft identification information, GPS data, aircraft status information, and a transmit detect code to the ATC facility to allow the ATC to track the aircraft and identify the aircraft communicating on two-way radio. The traffic control system and a flight control system utilizing GPS may be used for aircraft in the air and on the ground, and may be used for ships, boats, automobiles, trains or railroads, and aircraft.		
대표청구항	1. A method of identifying the source of an information transmission using a second transmission, said method comprising the steps of: storing on a vehicle a vehicle identification code identifying the vehicle; transmitting information from a communications device on the vehicle; automatically detecting, on the vehicle, said step of transmitting the information; generating on the vehicle a transmit detect code in response to said step of detecting; transmitting said second transmission from the vehicle only while the communications device is transmitting the information, said second transmission comprising the vehicle identification code and the generated transmit detect code; receiving the information, the vehicle identification code and the transmit detect code transmitted from the vehicle; and identifying that said vehicle is the source of the transmitted information based on said received identification code and the received transmit detect code.		

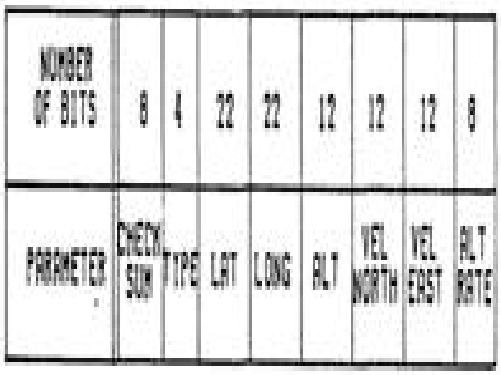
대표도면	 72 Aircraft Status Sensors 42 88 Autopilot Servos Aircraft and Navigation Sensors 84 90 Warning Indicators Aircraft Instrumentation 82 80 CONTROL PANEL Flight Control Computer 74 Input Device 76 29 31 STARS Processor Memory INTERFACING SYSTEMS ELECTRICAL POWER FLIGHT MANAGEMENT SYSTEM INERTIAL REFERENCE SYSTEM AIR DATA SYSTEM RADIO ALTIMETER INSTRUMENT LANDING SYSTEM CENTRAL WARNING SYSTEM ENG IND CREW ALERTING SYSTEM 78 28 AARTS Processor Memory 30 24 4 4 GPS Data Comparator Status Normal GPS1 GPS2 26 GPS RCVR 1 20 GPS RCVR 2 22 to AARTS Processor 28

P-2. Airborne flight planning and information system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4642775 (1987.02.10)	출원번호	1985-737665 (1985.05.24)
출원인	Sundstrand Data Control, Inc. (US)	IPC(Main)	G06F-015/50
발명자	Cline | J. Douglas | Wilson | James A. | Feher | Stanley H. | Ward | George D.	우선권주장	-
패밀리특허	CA1252565A1 | FR2582391A1 | GB2176035A | GB2176035B | GB8612365D0 | JP1986-273700A | US4642775A1		
요약	A flight planning system for obtaining flight plans and/or weather information is provided with a portable computer having a display unit, keyboard, memory, built in modem and a built in disk drive that can be connected via telephone lines to a ground based data center. The basic flight planning data and/or weather request data is input in response to menu driven prompts and reviewed on the display by the pilot. The portable computer is then connected to the data center which generates a series of optimized flight plans and provides desired weather information. After the desired flight plan and/or weather information has been selected by the pilot, it is loaded onto a floppy disk in the disk drive. The aircraft is provided with a data transfer unit which accepts the floppy disk and downloads the flight plan and requested weather information into the onboard computerized navigation system. In addition the aircraft is provided with a VHF radio system for inflight communication with the data center so that the flight plan and/or weather information can be updated.		
대표청구항	1. A flight planning system for use with an aircraft having a computerized navigation system comprising: a data center at a first site that is remotely located from said aircraft includes a database storing navigation route information, performance characteristics for the aircraft and weather data, along with processing means responsive to flight plan input information for generating flight plans from said database, said processor of said data center being accessible by means of a data communications link for transmitting said flight plan input information to said data center from a second site remote from both said aircraft and said data center and for transmitting said flight plans to said second remote site; a portable computer for use at a location remote from said aircraft, said portable computer having a processor, a memory, data input means for pemitting an operator to input flight planning data, display means for displaying data to an operator and data recording means for recording one or more flight plans on a storage medium; data communications means for selectively establishing a data communication link between said portable computer and said data center; a data transfer unit secured within the aircraft including means for receiving and reading said storage medium and reading said one or more flight plans recorded on said storage medium; and a data management unit connected to said data transfer unit and the		

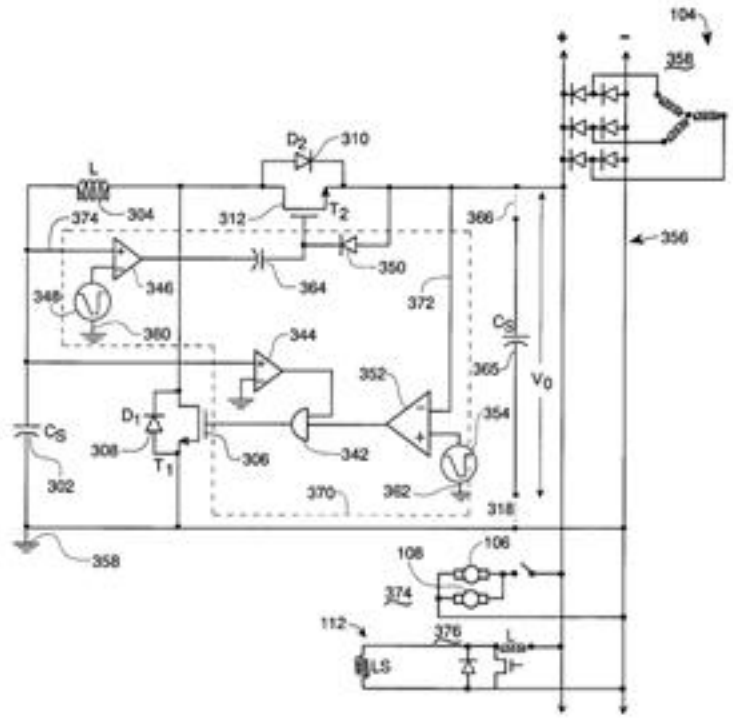
	computerized navigation system; said data management unit including means for transferring said one or more flight plans from said data transfer unit to said computerized navigation system.
대표도면	

P-3. System for conducting video communications over satellite communication link with aircraft having physically compact, effectively conformal, phased array antenna			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5463656 (1995.10.31)	출원번호	1993-146289 (1993.10.29)
출원인	Harris Corporation (US)	IPC(Main)	H04N-007/167
발명자	Polivka | Alan L. | Zahm | Charles	우선권주장	-
패밀리특허	US5463656A1		
요약	A system architecture and communication methodology for significantly reducing the size of an aircraft antenna required to provide full broadcast quality video communications with an aircraft via a satellite communications link includes a combination of video bandwidth compression, spread spectrum waveform processing and an electronically steered, circular aperture phased array antenna, that is conformal with an airframe surface of the aircraft. The combination provides sufficient signal power to the aircraft, enables interference from other satellites to be rejected and maintains the power spectral density of the satellite's video transmission within FCC requirements. The polarization of the receive array is aligned with that of the incoming beam from the relay satellite by means of an error signal feed back path to control the steering weights of the array. Because the phased arrays are conformal, it is necessary to modify the phase shift settings produced by the antenna steering mechanism executed by the degree of departure of the conformal geometry of the array from a planar configuration. A coordinate transformation look-up table is coupled in the control feedback path from the antenna steering mechanism and the phase shift elements of the phased array.		
대표청구항	1. A method of conducting video communications between a first site and a second site comprising the steps of: (a) digitally compressing an input video signal, said video signal containing the entirety of the contents of a video image having no frequency information removed therefrom, to derive a compressed bandwidth video signal; (b) modulating a carrier signal, to be transmitted from said first site to said second site, with said compressed bandwidth video signal; (c) spreading the spectral density of the modulated carrier signal obtained in step (b) and thereby causing the spectral density of the entirety of the image information contents of said video image, as contained in said compressed bandwidth video signal to be spread and transmitting the resulting spread signal to said second site; and (d) at said second site, receiving the spread signal transmitted in step (c) by way of a phased array antenna.		
대표도면			

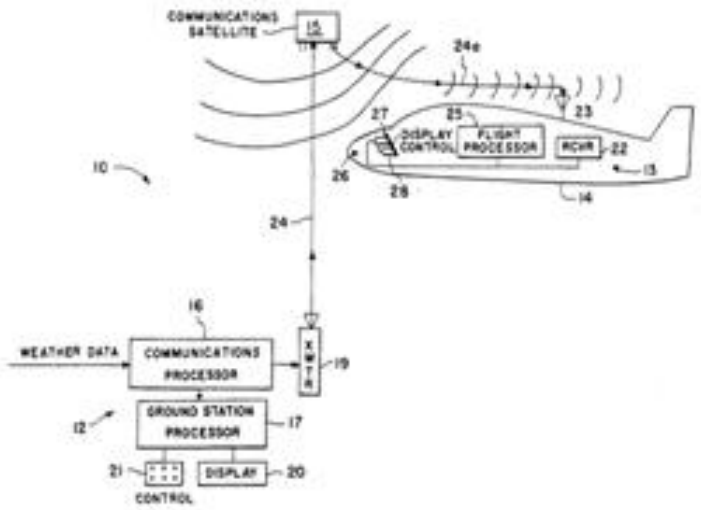
P-4. Telemetry burst collision avoidance system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4835537 (1989.05.30)	출원번호	1988-231586 (1988.08.08)
출원인	-	IPC(Main)	G01S-003/02
발명자	Manion | James H.	우선권주장	-
패밀리특허	US4835537A1		
요약	An aircraft collision avoidance system providing warning and avoidance manuevers for all fixed and moving obstructions that threaten the safe navigation of the host aircraft. The system is effective against threatening aircraft, runway maintenance vehicles and prominent geographic obstructions such as radio towers and mountain peaks. It is an economical combination of basic telemetry equipment (transmitter/receiver) and current personal computer components configured to broadcast its host location and intended movement while simultaneously receiving the same information from all nearby similarly equipped stations, either air or ground. Maximum effectiveness is attained when data is available from the Global Positioning System but alternative sources of navigational information including dead reckoning are provided for. Althrough intended primarily for aviation use, the same technology and concepts are valid for the safe transit of ships and railway equipment.		
대표청구항	1. An improved vehicular collision avoidance system of the type in which each vehicle, utilizing radio communication equipment, repeatedly broadcasts a formatted report of its current position, as taken from on-board navigation equipment, in latitude-longitude or cartesian coordinate format together with its current altitude and concurrently receives such said reports from other vehicles and in which digital computing equipment is contained within each vehicle for the purpose of constructing a geographic display of the current vehicular traffic situation for human interpretation and also to generate visual and audible alarms whenever a minimum current range to another vehicle is detected, wherein the improvement comprises (a) the installation of geographically fixed systems, hereafter collectively with vehicular systems referred to as stations, to mark runways and prominent fixed obstructions thereby establishing useful checkpoints to improve visual navigation as well as enabling a more meaningful geographic display; (b) the expansion of said report to include checksum validation data thereby permitting a checksum validation of each report received, a type identification value thereby enabling the display of a unique type symbol for each of the various fixed and vehicular stations, velocity north, velocity east, and rate-of-climb thereby permitting the calculation of the future position of each reporting vehicle; (c) the inclusion of dedicated computing equipment to control said communications equipment principally by monitoring carrier detection circuitry of the radio receiver to inhibit own transmissions when another station is transmitting and by rejecting reports that fail checksum validation tests thereby significantly reducing the false alarm rate; (d) the expansion of said display/alarm computing equipment to include logic		

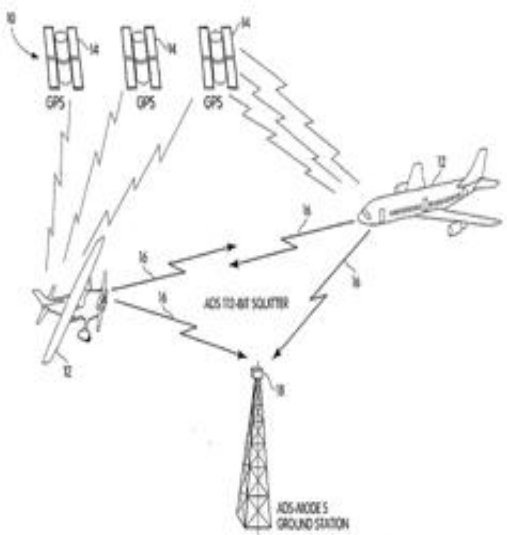
	means for electrical linkage to said communications computing equipment and to on-board motion sensing instruments; and also to include logic means to perform the navigation functions of maintaining a dead-reckoning position, calculating a compensating wind to correct for system errors, constructing said reports for use by said communications computing equipment, calculating the future positions of own and all currently held vehicles, comparing those future positions and providing evasive maneuver recommendations when a minimum future range to a vehicle or fixed obstruction occurs that is not coincident with non-hazard values of range rate, bearing rate and climb rate thereby significantly reducing the false alarm rate; (e) the inclusion of reference data means at each station for the provision of permanently recorded, machine-readable navigational information related to the identification, geographic location, and operational characteristics of each aid to navigation and to include a set of trigonometric function values for use in collision computations; (f) the provision of an operator input device to provide means for instantaneous geographic reposition of own station using only the sense of touch thereby enabling rapid pilot compliance with reposition instructions from air controllers as well as making possible precise position adjustments during ground maneuvers; (g) the expansion of said geographic display to provide both current and future positions of own and other vehicles as well as name identification for at least some of the geographically fixed stations thereby making said display interpretable at a glance as well as more meaningful in a geographic sense.
대표도면	

P-5. Super capacitor battery clone			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5850113 (1998.12.15)	출원번호	1997-843408 (1997.04.15)
출원인	The United States of America as represented by the Secretary of the Air Force (US)	IPC(Main)	H01H-047/00
발명자	Weimer | Joseph A. | Kazimierczuk | Marian K. | Cravens, II | Robert C.	우선권주장	-
패밀리특허	US5850113A1		
요약	An aircraft electrical supply bus supplementing arrangement in which electrical energy is stored in a large capacitor and energy flow between the capacitor and the bus is controlled by a bi-directional electrical converter circuit of the switched inductance type. The varying terminal voltage of the energy storing capacitor, a super capacitor, is coupled to the relatively fixed voltage of the aircraft supply bus by way of the voltage changing capability of the converter circuit switched inductance. Current flow levels in this inductance are controlled with a negative feedback regulator circuit. Energy storage efficiency in the converter is enhanced with respect to weight and physical size of the capacitor element by ability of the converter circuit to accept a widely varying input voltage while generating a relatively constant output voltage. Suppression of electrical transients and improved regulation of voltage on the aircraft energy supply bus especially at distal and bus impedance-isolated locations are achieved.		
대표청구항	1. Direct current aircraft electrical energy distribution apparatus comprising the combination of: a source of direct current electrical energy located in a first portion of said aircraft; an electrical bus having electrical bus conductors, including an electrically insulated conductor, connected with said source of direct current electrical energy, extending throughout said aircraft, including remote second portions of said aircraft, and connected in energizing relationship with a plurality of electrical transient generating aircraft electrical load devices also disposed throughout said aircraft; a plurality of electrical energy storage devices located at selected distributed locations disposed throughout said aircraft and connected locally to said electrical bus conductors at selected distributed bus locations, said electrical energy storage devices including a capacitor element and an energy coupling electronic converter circuit of bi-directional energy flow capability communicating transient flows of electrical energy from said electrical bus conductors to said capacitor and from said capacitor to said electrical bus conductors in response to selected bus operating conditions; said energy coupling electronic converter circuit comprising an electrical inductance element connected with said capacitor element and in series with said flows of electrical energy to and from said capacitor, a series connected first electrical switching element connected with said electrical inductance		

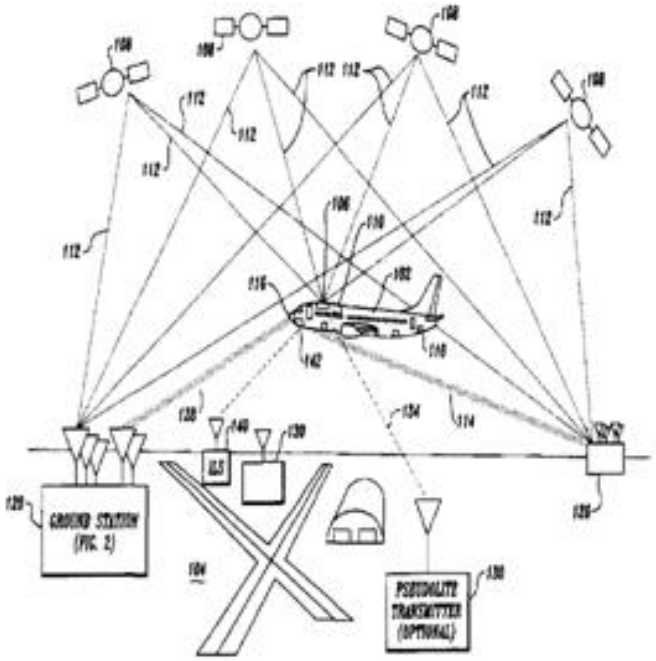
	element and generating first electrical current undulations in said inductance element during first direction energy flows therein, a shunt-connected second electrical switching element also connected with said electrical inductance element and generating second electrical current undulations in said inductance element during second direction energy flows therein, and an electrical voltage regulator controller of pulse width time parameters of said electrical inductance element first and second electrical current undulations; said electrical voltage regulator controller being pulse width time parameters-responsive to voltage levels appearing on said aircraft electrical bus adjacent each said electrical energy storage device; said electrical voltage regulator controller including a trapezoidal waveshape regulation-determining pulsed voltage reference signal having a sloped leading edge and a flat constant voltage trailing portion of amplitude equal to a nominal operating voltage level of said aircraft electrical bus.
대표도면	

P-6. Pilots automated weather support system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5265024 (1993.11.23)	출원번호	1991-681190 (1991.04.05)
출원인	Vigyan, Inc. (US)	IPC(Main)	G06F-015/50
발명자	Crabill | Norman L. | Dash | Ernie R. | Shipley | Scott T.	우선권주장	-
패밀리특허	US5265024A1		
요약	A system and process for providing systematic, updated, weather information from the ground to the pilot of an aircraft are disclosed. A ground station receives and assimilates weather data for satellite broadcast as digital weather data that is received by an aircraft (while on the ground or while airborne) within the satellite coverage area, encoded by a flight processor, and shown on a display screen to the pilot in map-type depictions and alpha-numeric format tailored to the operational needs of the pilot. The flight processor provides near real-time automatic processing and comparison of surface weather observations with the applicable forecast in both text and map depictions. The display screen information is controlled by a control panel that permits the pilot to select the departure, destination, alternate and any arbitrary airport with this selection establishing the map boundaries and with the projected flight path marked thereon.		
대표청구항	1. An automated weather support system for providing systematic, updated, weather information from the ground to the pilot of an aircraft, comprising: (a) communications processor means disposed on the ground for continuously gathering, assimilating and editing available routine surface and aloft weather information from a variety of sources over a specific surrounding area and for converting the edited weather information into digital weather data blocks; (b) transmitter means for systematically and automatically transmitting the digital weather data blocks in discrete time windows and including automatic alert for hazardous weather changes; (c) satellite communication means for receiving the transmitted digital weather data blocks of weather information and broadcasting said digital weather data blocks to all aircraft in the air and on the ground within the satellite coverage area; (d) receiver means carried by an aircraft for receiving the broadcast digital weather data blocks; (e) flight processor means carried by the aircraft for converting the digital weather data blocks received by said receiver means into specific weather map and pictorial depictions tailored to the operational needs of the pilot; (f) display and control instrumentation for displaying said converted weather map and pictorial depictions, on command, to the pilot of the aircraft; said display and control instrumentation including a flight display screen for displaying said specific weather map and pictorial depictions to the pilot of the aircraft and a control panel having a series of buttons and knobs to permit the pilot to select the information to be displayed on said display screen;		

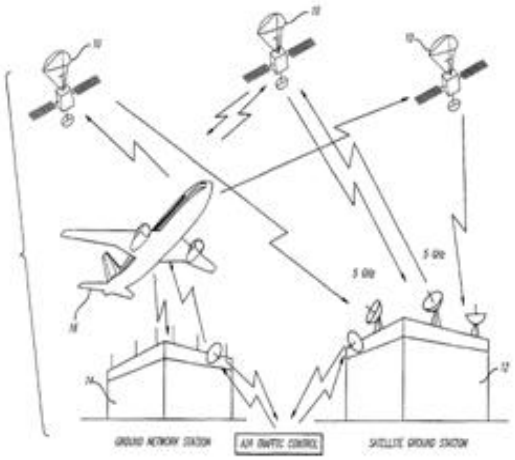
	said control panel including a weather display section, a weather display rotary knob having a pointer thereon disposed on said weather display section, a plurality of fixed numerical indicia circumferentially disposed in spaced relationship about said weather display rotary knob, said weather display rotary knob being selectively movable by the pilot to position said pointer directed toward any one of multiple positions indicated by said numerical indicia, each one of said numerical indicia indicating at least one of multiple selections of weather map and pictorial depictions available for display on said flight display screen from specific weather data received by said receiver means and processed by said flight processor means.
대표도면	

P-7. Automatic dependent surveillance air navigation system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5570095 (1996.10.29)	출원번호	1994-222633 (1994.04.01)
출원인	Massachusetts Institute of Technology (US)	IPC(Main)	G01S-005/02
발명자	Drouilhet, Jr. | Paul R. | Knittel | George H. | Orlando | Vincent A.	우선권주장	-
패밀리특허	US5570095A1		
요약	An automatic dependent surveillance (ADS) system for tracking aircraft includes a GPS navigation receiver for determining the position of an aircraft, a Mode S transponder for transmitting the position of the aircraft, and a Mode S receiving station for receiving the aircraft's position and for determining the position of the transmitting aircraft relative to other aircraft and the ground. The Mode S position information is broadcast as a squitter on a random time basis having a present average transmission rate, or in response to an interrogation signal from a Mode S receiving station. The Mode S receiver can be another aircraft, an en route ground station, and/or a terminal ground station. The en route ground station can include a multi-sector receiving antenna with each sector connected to a separate Mode S receiver. The terminal ground station can include an omni-directional antenna connected to a Mode S receiver. The Mode S transponder transmits a formatted message having airborne or surface position information including the type of GPS signal used to determine the aircraft's position, the latitude and longitude of the aircraft, the barometric altitude of the aircraft, the magnetic heading of the aircraft, and movement characteristics of the aircraft. The Mode S data link can convey differential GPS correction information to the aircraft.		
대표청구항	1. An automatic dependent surveillance system for tracking aircraft, comprising; a navigation device for determining the position of an aircraft; a Mode S transponder for transmitting the position of the aircraft, derived from the navigation device, as a squitter on a random time basis having a preset average transmission rate; and a Mode S receiving station for receiving the Mode S transmission of the aircraft position and for determining the position of the aircraft relative to other aircraft and the ground.		
대표도면			

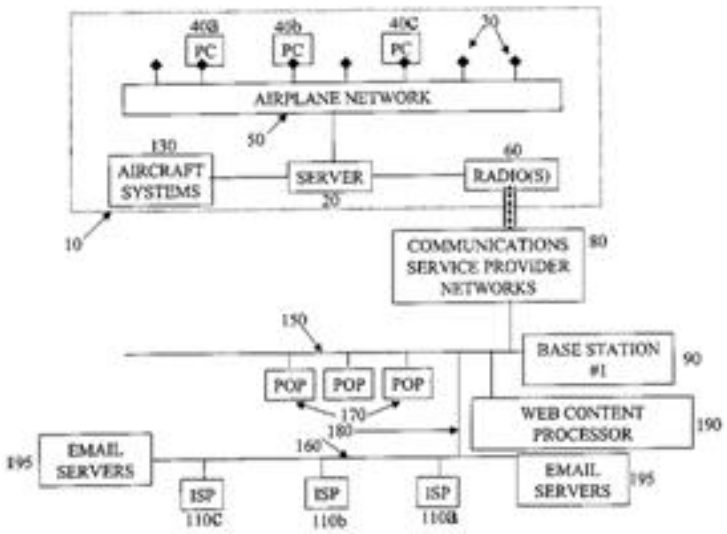
P-8. Local-area augmentation system for satellite navigation precision-approach system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5786773 (1998.07.28)	출원번호	1996-720715 (1996.10.02)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	G08G-005/00
발명자	Murphy | Timothy Allen	우선권주장	-
패밀리특허	US5786773A1		
요약	An aircraft local-area augmentation system that employs a differential global positioning system (GPS) to assist aircraft (102) landing is disclosed. One or more GPS ground stations (120), each including at least two GPS receivers (122) and a datalink transmitter (126), calculate and transmit GPS correction data to an aircraft (102). An aircraft (102) employs a GPS receiver (106) for receiving ranging signals (112) from GPS satellites (108), and a datalink receiver (116) for receiving GPS correction data and other information from a GPS ground station (120). The aircraft (102) further includes a data processor (110) for determining a global position of the aircraft (102) as a function of the aircraft GPS pseudorange data and the GPS correction data. The system minimizes the introduction of non-common errors by the use of double-differencing calculations using multiple combinations of satellite (108) and GPS ground station receiver (122). The system further comprises a method of transmitting a digital signature (626) from a GPS ground station (120) to an aircraft (102), in order to authenticate transmitted messages, thereby detecting spoofing. Messages transmitted from a GPS ground station (120) on a datalink (128) include an almanac message (930), providing data useful for locating other GPS ground stations (120), and a NOTAM message (940), providing satellite (108) status information. The airborne datalink receiver (116) includes an autonomous scanning mode that scans available datalink frequencies and time slots, searching for datalink signals (128). One or more optional pseudolite stations (130) employing a spread spectrum code sequence improve the accuracy and reliability of the system. The inclusion of an ILS glideslope frequency (952) in the datalink allows an airborne receiver to operate in a hybrid mode, combining a differential GPS determination of horizontal position with an ILS determination of altitude.		
대표청구항	1. A landing assistance system to provide navigation information to an aircraft, said landing assistance system including: (a) a plurality of satellites transmitting satellite signals containing satellite data sufficient to determine an approximate range between said aircraft and each satellite; and (b) at least one GPS ground station positioned at a fixed location on the ground, said GPS ground station including: (i) a plurality of receivers operative for receiving said satellite signals and determining pseudoranges to said satellites, said plurality of receivers determining at least four pseudoranges, each pseudorange representing an approximate distance between one receiver and one satellite and having a corresponding error representing a deviation between said pseudorange corresponding to one receiver and one satellite and an actual distance between said one receiver and said one satellite associated with said pseudorange; (ii) at least one data processor operative for determining differential correction information, said differential correction information determined by determining said error corresponding to each said pseudorange, each said error consisting of common mode errors and non-common mode errors, differentiating said common mode errors from said non-common mode errors, and filtering out pseudorange measurements having corresponding non-common mode errors that exceeds a threshold, said differentiation of said common mode errors from said non-common mode errors performed based on a comparison of said each error associated with said four pseudoranges; and (iii) a datalink transmitter operative for transmitting a datalink signal containing said differential correction information.		

대표도면	 GROUND STATION (FIG. 2) ILS PSEUDOLITE TRANSMITTER (OPTIONAL)

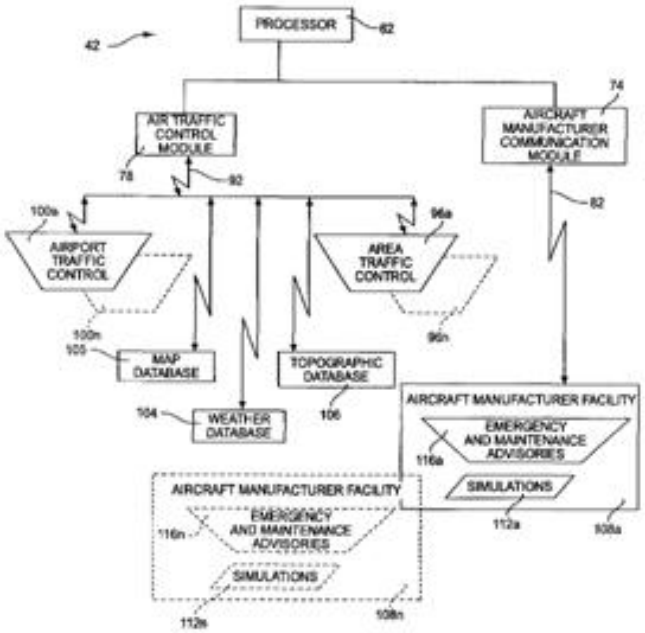
P-9. Apparatus and method for an aircraft navigation system having improved mission management and survivability capabilities			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5086396 (1992.02.04)	출원번호	1991-657275 (1991.02.19)
출원인	Honeywell Inc. (US)	IPC(Main)	G06F-015/50
발명자	Waruszewski, Jr. | Harry L.	우선권주장	-
패밀리특허	EP0381178A1 | JP3025969B2 | US5086396A1		
요약	An aircraft navigation system is disclosed for use in missions involving unfamiliar terrain and/or terrain having hostile forces. The navigation system includes an inertial navigation system, a map of the terrain with elevational information stored in a digitized format as function of location, a typical energy managed or narrow (radar or laser) beam altimeter, a display system, and a central processing unit for processing data according to preselected programs. The data processing system includes an operational mode (software program) for relating the continuing sequence of altimeter readings with the changing aircraft position on the digitized map. In this manner, the true position of the aircraft can be determined with respect to the digitized map and can be displayed on a plan view of the map. When the correct position of the aircraft with respect to the digitized map is known, a display of the map and the aircraft can provide presentations useful to the navigation of the aircraft, e.g., by displaying surface features that can provide potential danger for the aircraft. The correct position of the aircraft with respect to the digitized map can permit the aircraft to engage in terrain following procedures using only the relatively difficult to detect altitude range finding apparatus as a source of emitted electromagnetic radiation. The navigation system, in conjunction with information regarding hostile antiaircraft facilities, can provide a display permitting an operator to determine a reduced risk flight path.		
대표청구항	1. A navigation system for use in aircraft, said navigation system comprising: an inertial navigation system; a data base including a terrain map with digitized terrain elevations as a functions of global coordinates; a directional distance apparatus measuring a distance between an aircraft and terrain over which said aircraft is flying; processor means responsive to said inertial navigation system and to said terrain map for determining an approximate position of said aircraft relative to said terrain map, said processor means responsive to terrain map profiles of said terrain map in said approximate position of said aircraft relative to said terrain map and to terrain profiles measures by said directional distance apparatus for identifying a current position of said aircraft relative to said terrain map, said processor means identifying selected features of said terrain map which have a predetermined relationship with said aircraft; and a monitor unit responsive to said processor means for displaying said current position of an aircraft relative to a portion of said terrain map, said monitor means displaying said selected features located on said terrain map portion.		
대표도면	대표도면이 없습니다.		

P-10. Combined ground and satellite system for global aircraft surveillance guidance and navigation			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5627546 (1997.05.06)	출원번호	1995-523348 (1995.09.05)
출원인	-	IPC(Main)	H04B-007/185
발명자	Crow | Robert P.	우선권주장	-
패밀리특허	US5627546A1		
요약	The present invention provides a combined ground and satellite system for global aircraft surveillance, navigation, landing guidance and collision avoidance which comprises a satellite subsystem consisting of both a satellite constellation and associated ground stations, and a ground subsystem consisting of a network of ground stations, together with an airborne subsystem comprised of a transponder unit located in each of the aircraft using the system. A high speed two-way data link is provided between each of the subsystems using spread spectrum technology to permit overlaying and operation of the system in an existing band of narrow channels with minimum mutual interference. The system of the invention is reliable because of the redundant subsystems, and is not subject to failure. Also, the system provides for computations to be made on the ground, rather than in the aircraft, thereby reducing the size and complexity of the airborne equipment. The system also achieves a high degree of precision, as compared with the prior art systems. The system also provides air/ground data communication.		
대표청구항	1. A combined ground and satellite system for providing aircraft guidance, said system comprising: a satellite subsystem which includes a constellation of satellites and a plurality of ground stations positioned at selected locations; a ground subsystem which includes a network of ground stations positioned at selected locations; and an airborne subsystem which includes a plurality of transponder units located in respective ones of aircraft utilizing the system; the transponder units of the airborne subsystem each including means providing a first spread spectrum band data link with the satellites and ground stations of the ground subsystem, the satellites each including means providing a second spread spectrum band data link with the airborne subsystem, and the ground stations of the ground subsystem each including means providing a third spread spectrum band data link with the airborne subsystem, each of said spread spectrum band data links including means providing a selected form of spread spectrum coding comprising a plurality of different codes to provide identification of individual ones of said satellites, and ground stations.		
대표도면			

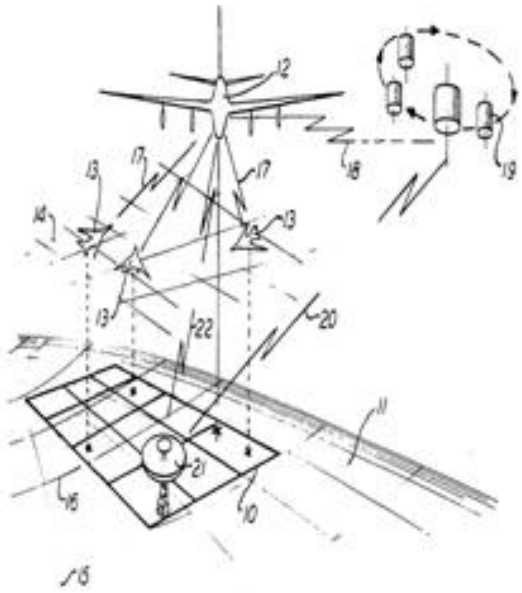
P-11. Communications systems for aircraft			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B1(Utility Patent Grant (no pre-1rant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6757712 (2004.06.29)	출원번호	2000-487752 (2000.01.19)
출원인	Tenzing Communications, Inc. (US)	IPC(Main)	G06F-013/00
발명자	Fabio Bastian | Peter W. Lemme | Simon Gresham | Philip Seik Poon Chan	우선권주장	GB 1998-019587 (1998.09.08) | GB 1999-009825 (1999.04.28)
패밀리특허	AU2002258697A1 | AU768107B2 | AU6069499A | EP1108340A1 | EP1108340A4 | GB9819587D0 | GB9909825D0 | US6757712B1 | US2002-0168975A1 | US2004-0167967A1 | US2004-0198348A1 | US2005-0124337A9 | WOWO2000-014987A1 | WOWO2002-080486A2 | WOWO2002-080486A3		
요약	A system for permitting passengers on board an aircraft to send and receive electronic data is described. The components of the system on board the aircraft include a server having a plurality of nodes to which computer terminals are attached, as desired. The computer terminals are laptop or palm-top personal computers belonging to the various passengers on board or fixed terminals within the aircraft. The server communicates with a wide variety of different terminals running different operating systems. Each computer terminal is connected to the server via an aircraft network. Server has mass storage which contains a database of WWW pages which can be browsed by passengers using terminals. Server provides a domain name server (DNS) that masquerades as the passenger's usual DNS. Server then links the passenger to the appropriate locally stored WWW page. Server also contains storage for e-mail messages. Connected to the server is one or more radios. This permits data to be transferred to base station using communications network. A virtual private network (VPN) connects station to communications service provider networks, web content processor, and via links to the Internet, including access to subscriber ISPs/corporate mail servers and other mail servers. Points of Presence (POP) provide Internet access and e-mail service to subscribers of the service while not on the aircraft. POPs can also be used by communications service provider networks and web content processors as an alternate means to connect to VPN.		
대표청구항	1. A method for transmitting electronic data between a plurality of passenger computer terminals on an aircraft and a terrestrial base station, the method comprising: automatically changing access settings of at least some of the plurality of passenger computer terminals for accessing and exchanging e-mail, and automatically returning the access settings to a prior condition afterwards; collecting and storing a plurality of e-mail messages for the plurality of passenger computer terminals at the base station; establishing an intermittent wireless link with the base station; and transmitting the plurality of e-mail messages as a group over the link between an airborne database and the base station.		

대표도면	 40a PC 40b PC 40c PC 30 AIRPLANE NETWORK 50 130 AIRCRAFT SYSTEMS SERVER 20 60 RADIO(S) 10 COMMUNICATIONS SERVICE PROVIDER NETWORKS 80 150 BASE STATION #1 90 POP POP POP 170 180 WEB CONTENT PROCESSOR 190 160 195 EMAIL SERVERS ISP 110c ISP 110b ISP 110a EMAIL SERVERS 195

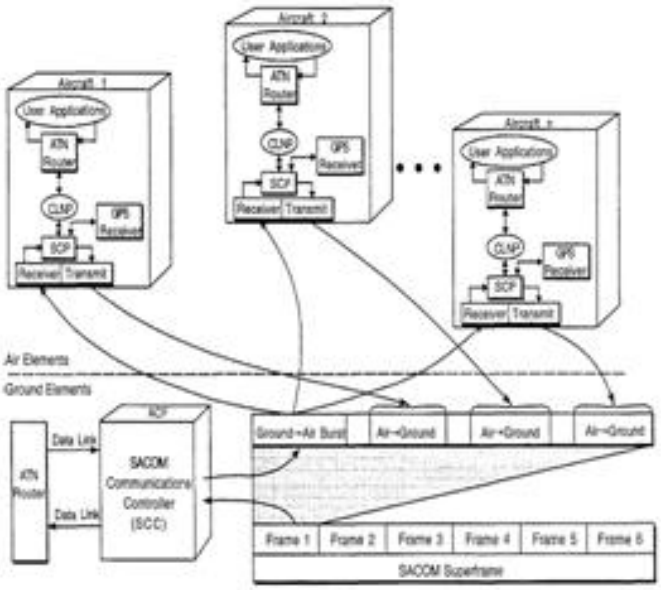
P-12. Remote, aircraft, global, paperless maintenance system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5974349 (1999.10.26)	출원번호	1998-205331 (1998.12.04)
출원인	-	IPC(Main)	G06F-019/00
발명자	Levine | Seymour	우선권주장	-
패밀리특허	FR2757331A1 | FR2757331B1 | GB2321889A | GB2321889B | GB9726091D0 | US5890079A1 | US5974349A1 | USRE39618E1		
요약	This invention is a system that monitors many performance parameters and many aircraft operational parameters, and broadcasts this information along with aircraft identification, audio, video, global positioning and altitude data, to a world wide two-way rf network. This information is monitored and recorded at a remote, centralized location. At this location, this information is combined with archived data, ATC data, weather data, topological data, map data, and manufacturers' data. Analysis of this combined data allows identification of problems and generation of advisories. Six types of advisories are generated: maintenance, safety of flight, flight efficiency, flight separation, safe to fly and safe to take off. In the event of a crash the remotely recorded data provides an instant indication of the cause of the crash as well as where the crashed plane can be found. Use of this invention allows replacement of the current, on-board flight data recorders thus saving costs and weight. Having the recorded data at a remote site eliminates the need to search for flight data recorders. Other advantages are back-up for ATC radar position data, better control of aircraft separation, improved flight efficiency, and allowing use of simpler and lower power radar.		
대표청구항	1. A global, paperless, aircraft maintenance system comprising: an aircraft performance means for detecting aircraft performance and control parameters; a maintenance communications means, located on board an aircraft, for providing maintenance advice to maintenance personnel; a sensor multiplexer receiver and transmitter means, located on board said aircraft, for: accepting said aircraft performance and control parameters; converting said aircraft performance and control parameters, when necessary, to digital form; adding an aircraft identification and configuration label; converting said aircraft performance and control parameters and said identification and configuration label to an outgoing rf signal and broadcasting said outgoing rf signal; and receiving an incoming rf signal, converting it to a maintenance advisory, and feeding said maintenance advisory to said maintenance communication means; an aircraft manufacturer's database means for providing aircraft data and maintenance information; a central station means, located on the ground, for receiving said outgoing rf signal and converting it to said aircraft performance and control parameters and said aircraft identification and configuration label, and broadcasting said incoming rf signal; a processing means, connected to said central station means, for: archiving said aircraft performance and control parameters thus creating an archived data database; combining said aircraft performance and control parameters with said aircraft data and said maintenance information; generating said maintenance advisory; and converting said maintenance advisory to said incoming rf signal; a display and control means, connected to said processing means, for displaying operation of said processing means and for allowing operator control of said processing means; and a global rf communications network means for conveying said outgoing signal from said aircraft to said central station means and conveying said		

	incoming rf signal from said central station means to said aircraft.
대표도면	

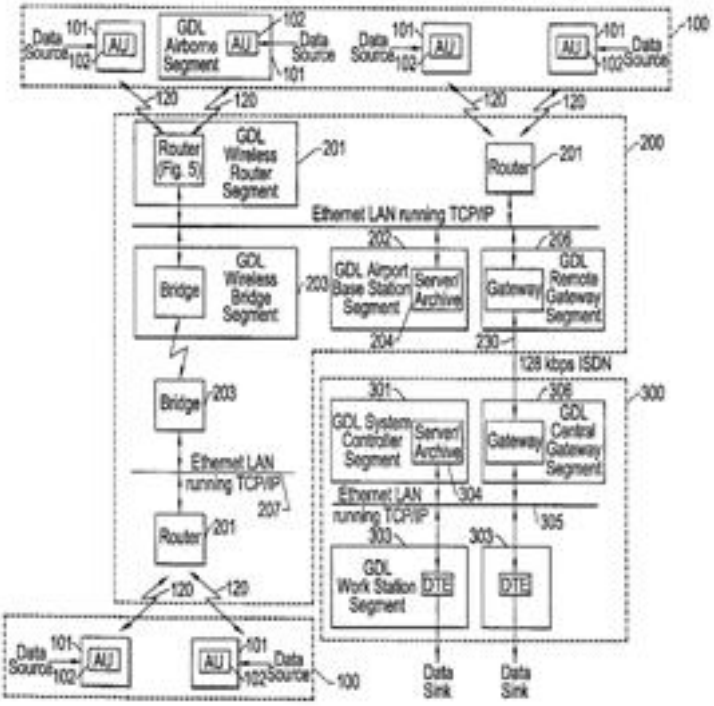
P-13. Tactical nagivation and communication system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4232313 (1980.11.04)	출원번호	1972-293259 (1972.09.22)
출원인	The United States of America as represented by the Secretary of the Navy (US)	IPC(Main)	G01S-013/00
발명자	Fleishman | Herman B.	우선권주장	-
패밀리특허	US4232313A1		
요약	Method and apparatus are provided for the tactical nagivation and communiion of a community of aircraft. Each of the aircraft in the community is provided with an inertial navigation system capable of providing accurate short term navigational information and a time synchronized ranging system capable of providing accurate long term navigational information. One of the aircraft is designated as the airborne control unit and establishes a relative grid coordinate system within which the community of aircraft operate. The origin of the relative grid is established by the airborne control unit. When stationary ground time synchronized ranging system units are present, highly accurate georeferenced information may be supplied to the airborne control unit by operation of its time synchronized ranging system. When such ground units are not present, accurate georeferenced information may be obtained by the airborne controller from navigational systems such as satellite, Loran or Omega systems. The remaining or "user" aircraft in the community determine their position in the relative grid by interrogating the airborne control unit with their time synchronized ranging systems. A Kalman filter technique is employed to update the short term navigational information derived from the inertial navigation system in each user aircraft with the long term navigational information obtained from the time synchronized ranging system, so that the highly accurate georeferenced navigational information from the airborne control unit is provided to each member of the community of user aircraft. Novel computer programming permits each aircraft in the community to derive navigational information having the best characteristics of navigational information available from several sources, so that very accurate navigation in the area defined by the relative grid is made possible. The system of the invention may also perform communication and identification functions for the members of the tactical community.		
대표청구항	1. The method of navigation in a defined area for community of vehicles including a control vehicle and at least one user vehicle comprising the steps of: causing said control vehicle to establish a relative grid coordinate system covering the defined area; causing said control vehicle to transmit by radio relative grid origin and alignment data to each user vehicle; causing said control vehicle and each user vehicle to periodically establish their respective positions in the relative grid coordinate system by radio range measurements; navigating said control vehicle and each user vehicle by inertial navigation during the time periods between the periodic radio range measurements; and periodically updating the navigation information of each user vehicle by combining such inertial information with navigation information transmitted by radio by said control vehicle.		

대표도면	

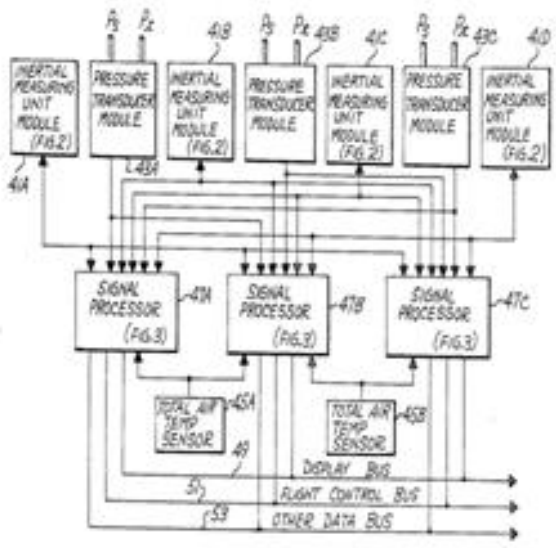
P-14. Air traffic surveillance and communication system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5459469 (1995.10.17)	출원번호	1994-192327 (1994.02.04)
출원인	Stanford Telecommunications, Inc. (US)	IPC(Main)	G01S-013/93
발명자	Schuchman | Leonard | Bruno | Ronald C. | Kefaliotis | John | Greenberg | Steve | Zakrzewski | Edward J.	우선권주장	-
패밀리특허	AU689858B2 | AU1736195A | BR9506716A | CA2182562A1 | CN001145118A | EP0742909A1 | EP0742909A4 | JPH10501058A | JP1998-501058A | KR1997-7000868A | KR0408159B1 | US5459469A1 | US5798726A1 | WOWO1995-021388A1		
요약	An air traffic surveillance and communication system for air traffic controllers, includes a plurality of ground based first radio transceivers located in specific geographic sectors, respectively, and having a first frequency channel for supporting party-line digital voice and a second frequency channel dedicated to supporting a digital data channel for down-linking dependent surveillance data and for both up-link and down-link data communications. The first and second frequency channels are paired such that each time a frequency change is commanded by the ground both the first and second frequency channels will be automatically tuned to a new air-ground frequency paid. The system also includes a plurality of aircraft based second digital radio transceivers, one located in each aircraft. Each second radio transceiver has corresponding first and second frequency channels and a navigational data source on each aircraft. The navigational data source incorporates triply redundant GPS receivers for producing highly accurate aircraft navigation data selected from aircraft latitude, longitude, altitude, speed, heading and glide data which is coupled to the respective aircraft transceiver for transmission on said second channel to at least one of the plurality of ground based first radio transceivers. Each ground based first radio transceiver has a communication controller for formatting up-link data and separating down-linked surveillance data and disseminating same to air traffic controllers in the sectors of said aircraft. In a preferred embodiment, in a TDMA format with digital radio transceiver operates with a 12.5 kHz spacing, differential QPSK signal modulation is used and each broadcast is by short transmission bursts having a guard band signal preamble and a management/user data field.		
대표청구항	1. Air traffic surveillance and communication system for air traffic controllers, comprising: a plurality of ground based first digital radio transceiver means, each first digital radio transceiver means being located in specific geographic sectors, respectively, and having a first frequency channel for supporting party-line digital voice, and a second frequency channel dedicated to supporting a digital data channel for down-linking surveillance data and for both up-link and down-link data communications, said first and second frequency channels being paired such that each time a frequency change is commanded by the ground both the first and second frequency channels will be simultaneously and automatically tuned to a new air-ground frequency pair, a plurality of aircraft based second digital radio transceiver means, one located in each aircraft, each second radio transceiver having further paired first and second frequency channels which correspond to the paired first and second frequency channels in said plurality of ground based first digital radio transceiver means, a navigational data source on each aircraft, said navigational data source including GPS receiver means for producing aircraft navigation data selected from aircraft latitude, longitude, altitude, speed, heading and glide, and means coupling said navigational data source to the respective aircraft transceiver for transmission on said second channel to at least one of said plurality of ground based first radio transceiver means,		

	each said ground based first radio transceiver means having a communication controller for formatting up-link data and separating down-linked surveillance data and disseminating same to air traffic controllers in the sectors of said aircraft.
대표도면	

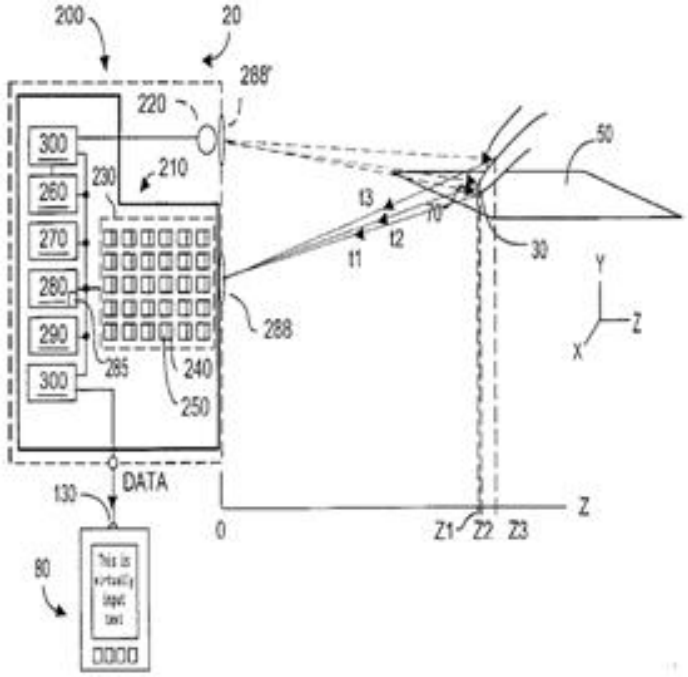
P-15. Wireless spread spectrum ground link-based aircraft data communication system for updating flight management files			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B1(Utility Patent Grant (no pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6173159 (2001.01.09)	출원번호	1999-344902 (1999.06.25)
출원인	Harris Corporation (US)	IPC(Main)	H04B-007/00
발명자	Wright | Thomas H. | Delpak | Ramzi	우선권주장	-
패밀리특허	US6173159B1		
요약	A system and method updates flight management files in accordance with the present invention and provides a retrievable record of the flight performance of an aircraft. A flight management computer is positioned on board the aircraft and interfaces and provides flight critical data received from flight navigation database files to a plurality of aircraft navigation and operational components located throughout the aircraft. A ground data link unit includes a data store that accumulates and stores flight performance data. A spread spectrum transceiver coupled to the data store transmits the stored flight performance data and uploads navigation database files over a spread spectrum communication signal. A controller is operatively connected to the data store, spread spectrum transceiver and flight management computer and receives the uploaded flight navigation database files and transfers the database files to a flight management computer. The airport based spread spectrum transceiver includes a receiver that receives the spread spectrum signal from the aircraft and demodulates the signal to obtain flight performance data. A transmitter transmits flight navigation database files to the aircraft over a second spread spectrum communication signal based on a unique tail number identifier.		
대표청구항	1. A system for updating flight management files and providing a retrievable record of the flight performance of an aircraft comprising: a flight management computer positioned on board the aircraft that interfaces and provides flight critical data received from flight navigation database files to a plurality of aircraft navigation and operational components located throughout the aircraft, wherein the aircraft has a unique tail number identifier; a ground data link unit that obtains flight performance data representative of aircraft flight performance during flight of the aircraft and updates flight navigation database files to the flight management computer, said ground data link unit comprising: a) a data store operative to accumulate and store flight performance data during flight of the aircraft, b) a spread spectrum transceiver coupled to said data store, and comprising a transmitter that is operative after the aircraft completes its flight and lands at an airport to download the flight performance data that has been accumulated and stored by said data store during the flight over a spread spectrum communication signal, and a receiver for receiving uploaded navigation database files over a spread spectrum communication signal, c) a controller operatively connected to the data store, spread spectrum transceiver and the flight management computer for receiving the uploaded flight navigation database files from the spread spectrum transceiver and transferring the flight navigation database files to the flight management computer; an airport based spread spectrum transceiver comprising a receiver that receives the spread spectrum signal from the aircraft and demodulates the signal to obtain the flight performance data, and a transmitter that transmits flight navigation database files for uploading to the aircraft having a specific tail number over a second spread spectrum communication signal based on an aircraft tail number identifier.		

대표도면	 Data Source 101 102 AU GDL Airborne Segment Data Source 100 120 Router (Fig. 5) GDL Wireless Router Segment 201 Router 200 Ethernet LAN running TCP/IP 202 206 Bridge GDL Wireless Bridge Segment 203 GDL Airport Base Station Segment Server/ Archive Gateway GDL Remote Gateway Segment 204 230 128 kbps ISDN 300 301 306 GDL System Controller Segment GDL Central Gateway Segment 304 305 303 GDL Work Station Segment DTE Data Sink 207 Ethernet LAN running TCP/IP

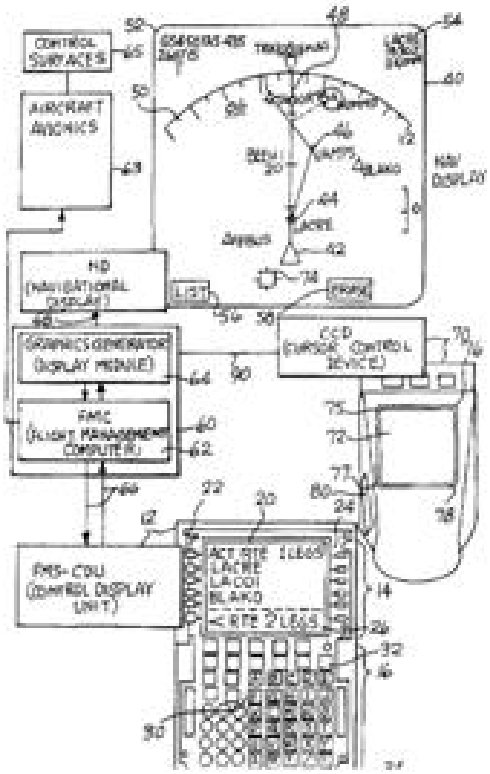
P-16. Integrated-strapdown-air-data sensor system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4303978 (1981.12.01)	출원번호	1980-142135 (1980.04.18)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	G06F-015/50
발명자	Shaw | Jack C. | Gilbert | John F. | Olbrechts | Guy R. | McIntyre | Melville D.	우선권주장	-
패밀리특허	US4303978A1		
요약	A plurality of inertial measuring unit (IMU) modules (41A, B, C and D) each comprising gyros and accelerometers (61, 65 and 67) for sensing inertial information along two orthogonal axes, are strapdown mounted in an aircraft, preferably such that the sense axes of the IMUs are skewed with respect to one another. Inertial and temperature signals produced by the IMU modules, plus pressure signals produced by a plurality of pressure transducer modules (43A, B and C) and air temperature signals produced by total air temperature sensors (45A and B) are applied to redundant signal processors (47A, B and C). The signal processors convert the raw analog information signals into digital form, error compensate the incoming raw digital data and, then, manipulate the compensated digital data to produce signals suitable for use by the automatic flight control, pilot display and navigation systems of the aircraft. The signal processors include: an interface system comprising a gyro subsystem (47), an accelerometer and air calibration data subsystem (50) and an air data and temperature subsystem (52); a computer (54); an instruction decoder (56); and, a clock (58). During computer interrupt intervals raw digital data is fed to the computer (54) by the interface subsystems under the control of the instruction decoder (56). The computer includes a central processing unit that compensates raw digital gyro and accelerometer data to eliminate bias, scale factor, dynamic and temperature errors, as necessary. The central processing unit also modifies the gyro and accelerometer data to compensate for relative misalignment between the sense axes of the gyros and accelerometers and for the skewed orientation of these sense axes relative to the yaw, roll and pitch axes of the aircraft. Further, accelerometer data is transformed from body coordinate form to navigational coordinate form and the result used to determine the velocity and position of the aircraft. Finally, the central processing unit develops initializing alignment signals and develops altitude, speed and corrected temperature and pressure signals.		
대표청구항	1. An integrated-strapdown-air-data sensor system for an aircraft comprising: (a) a plurality of inertial measuring unit (IMU) modules, suitable for strapdown mounting in an aircraft, each of said IMU modules acceleration of said aircraft along at least two different axes and producing raw angular rate and raw linear acceleration signals related thereto, each of said IMU modules including a temperature sensor for sensing the temperature of the related IMU module and producing an IMU temperature signal related thereto; (b) at least one pressure transducer module, suitable for mounting in an aircraft, for sensing air data and producing raw air data signals related thereto; (c) at least one total air temperature sensor, suitable for mounting in an aircraft, for sensing the outside total air temperature at the skin of the aircraft and producing a total air temperature signal related thereto; and, (d) at least one signal processor coupled to said plurality of IMU modules, said at least one pressure transducer module and said at least one total air temperature sensor, for: (1) receiving said raw angular rate, raw linear acceleration, IMU temperature,		

	raw air data and total air temperature signals; (2) converting said raw angular rate, raw linear acceleration, IMU temperature, raw air data, and total air temperature signals into common time base digital form; (3) compensating said raw angular rate and raw linear acceleration signals in common time base digital form for various types of errors that cause said raw angular rate and raw linear acceleration signals to be inaccurate and producing accurate body angular rate and accurate body linear acceleration signals; (4) calibrating said raw air data signals in common time base digital form to produce accurate air data signals; and, (5) combining said accurate body angular rate and accurate body acceleration signals, and said accurate air data signals, to produce accurate attitude, navigational position and velocity signals that define the attitude, navigational position and velocity of said aircraft and are suitable for use by the automatic flight control, navigation and display systems of said aircraft.
대표도면	

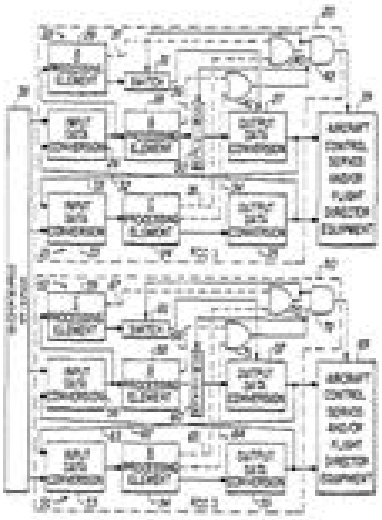
P-17. Methods for enhancing performance and data acquired from three-dimensional image systems			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B1(Utility Patent Grant (no pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6512838 (2003.01.28)	출원번호	2000-684368 (2000.10.05)
출원인	Canesta, Inc. (US)	IPC(Main)	G06K-009/00
발명자	Abbas Rafii | Cyrus Bamji | Cheng-Feng Sze | Iihami Torunoglu	우선권주장	-
패밀리특허	AT481674T | AT365942T | AU2002315456A1 | AU1143902A | AU4018901A | AU6181801A | AU9067401A | AU2002326992A1 | AU2002335827A1 | AU2002359625A1 | AU2003213068A1 | CN001439151A | CN001701351A | CN001232943C | DE60143094D1 | DE20122526U1 | DE60129152D1 | EP1332488B1 | EP1218692A1 | EP1336172A1 | EP1332488A2 | EP1336172B1 | EP1218692A4 | EP1332488A4 | EP1336172A4 | HK1058425A1 | HK1058571A1 | JP2004-513416A | JP2003-510561A | JP2004-500657A | JP2004-513416A | KR2002-0067032A | KR2002-0079847A | KR2003-0038732A | KR0734894B1 | KR0811015B1 | US6674895B2 | US6690618B2 | US6710770B2 | US6323942B1 | US6512838B1 | US6522395B1 | US6614422B1 | US6674895B2 | US6690618B2 | US6710770B2 | US7006236B2 | US7050177B2 | US2002-0021287A1 | US2002-0167862A1 | US2003-0021032A1 | US2003-0063775A1 | US2003-0132921A1 | US2003-0132950A1 | US2003-0174125A1 | US2003-0218760A1 | US2003-0218761A1 | US2004-0046744A1 | US2005-0024324A1 | WOWO2002-057714A8 | WOWO2001-022033A1 | WOWO2001-059975A2 | WOWO2002-021502A1 | WOWO2002-029711A2 | WOWO2002-057714A1 | WOWO2002-082249A2 | WOWO2003-001722A2 | WOWO2003-046706A1 | WOWO2003-050795A1 | WOWO2003-071411A1 | WOWO2003-100593A1 | WOWO2001-059975A3 | WOWO2002-029711A3 | WOWO2002-082249A3 | WOWO2003-001722A3		
요약	A three-dimension distance time-of-flight system is disclosed in which distance values are acquired by a plurality of sensors independently from each other. For use with this and similar systems, Z-distance accuracy and resolution are enhanced using various techniques including over-sampling acquired sensor data and forming running averages, or forming moving averages. Acquired data may be rejected if it fails to meet criteria associated with distance, luminosity, velocity, or estimated shape information reported by neighboring sensors. A sub-target having at least one pre-calibrated reflectance zone is used to improve system measurement accuracy. Elliptical error is corrected for using a disclosed method, and reversible mapping of Z-values into RGB is provided.		
대표청구항	1. For use with a system that acquires distance and brightness measurements using energy transmitted from an emitter at a first location on a plane, said energy reflecting at least in part from a target object and being detected by independent sensors defining a sensor array on said plane but spaced-apart from said first location, a method of improving actual (x,y,z) measurement by correcting elliptical error of a system including said energy transmitter and sensor array, the method comprising the following steps: (a) defining a spherical coordinate for said sensors in said sensor array, and constructing a look-up table containing spherical coordinates for each of said sensors, where a spherical coordinate for sensor Pij is given by (pij,−aij,−bij); (b) defining a spatial coordinate of said emitter from a spherical coordinate system defined in step (a) such that said spatial coordinate of said emitter has a same origin as said spherical coordinate system, where said spatial coordinate of said emitter is (Cx, Cy, Cz) and defining a constant k as square		

	of distance between said emitter and said origin of said spherical coordinate system; (c) For each sensor Pij, constructing a look-up table of a constant hij where hij is calculated as follows: hij=2(pij+Cx cos(aij)sin(bij)+Cy sin(aij)sin(bij)+Czcos(bij)) where (pij, −aij, −bij) is the spherical coordinate of said sensor Pij defined at step (a), and where (Cx, Cy, Cz) is the spatial Cartesian coordinate of said emitter defined at step (b); (d) identifying sensors {circumflex over (P)}ij that actually detect energy reflected from said target object; (e) using measured rountrip distance dij from said emitter to sensors {circumflex over (P)}ij identified at step (d) to calculate distance rij from an imaging portion of said target object and said sensor {circumflex over (P)}ij according to rij=((dij−pij)2−k)/(2dij−hij), using values of k determined at step (b), values of hij determined in step (c), and {circumflex over (p)}ij determined in step (a); and (f) calculating actual Cartesian coordinate (Ax, Ay, Az) of imaging portion of said target objection according to Ax=rij cos(âij)sin({circumflex over (b)}ij), Ax=rij sin(âij)sin({circumflex over (b)}ij), and Ax=rij cos({circumflex over (b)}ij), where rij is obtained in step (e) and âij, {circumflex over (b)}ij of sensor {circumflex over (P)}ij are obtained in step (a).
대표도면	

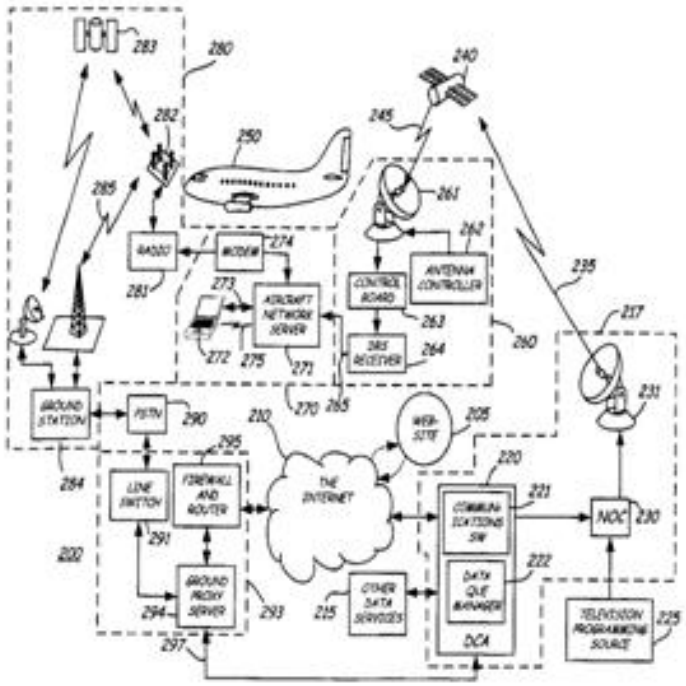
P-18. Cursor controlled navigation system for aircraft			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5715163 (1998.02.03)	출원번호	1995-518090 (1995.08.22)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	G06F-165/00
발명자	Bang | Eric S. | Groce, deceased | John L. | Chaney | Robert E.	우선권주장	-
패밀리특허	DE69628617D1 | DE69628617T2 | EP0763714A2 | EP0763714B1 | EP0763714A3 | US5715163A1		
요약	An aircraft navigation control system includes a flight management system control display unit (12), a navigation display unit (40), logic circuitry (60) and a cursor control input device (70). The flight management system control display unit (12) includes a keyboard (30) to allow desired route waypoint modification via keyboard entries. These entries appear on a display (20) which provides a text listing of the selected waypoints. The navigation display (40) produces a graphical depiction of the selected waypoints as provided on the flight management system control display unit (12). In addition, the user may modify or create a new desired route by movement of a cursor (4) on the navigation display (40) to thereby highlight and select various waypoints as depicted on the display (40). By use of this graphical interface via a cursor control device (70) and the cursor (74) on the navigation display (40), a user may create, by a connect the dot approach, a new desired navigation route. Changes so entered on the navigation display (40) by the cursor control device (70) correspondingly create changes in the text display of the control display unit (12).		
대표청구항	1. An aircraft cursor controlled navigation system comprising: a navigation display for graphically displaying to the flight crew a sequence of waypoints defining a desired aircraft route and said navigation display also depicting a movable cursor; a manual input cursor control device suited for receiving manual inputs to control the position of said cursor on said navigational display; a control display unit including a keypad for allowing the typed entry of sequential waypoints to define a desired aircraft route and a text display of said typed entries; and a logic means for directing aircraft flight in accordance with a flight crew input desired route, said logic means including logic for allowing the flight crew to select a new or revised desired route by manually selecting waypoints via the cursor control device with said newly selected waypoints automatically forming the desired route on both said navigation display and as a new or revised text display on said control display unit, said logic means including means for automatically deleting waypoints which are no longer on the desired route.		

대표도면	 CONTROL SURFACES AIRCRAFT AVIONICS ND GRAPHICS GENERATOR (DISPLAY MODULE) FMS CCD (CURSOR CONTROL DEVICE) FMS-CDU (CONTROL DISPLAY UNIT) ACTIVATE (LSK6) LACKE LACOI BLANK < RTE 2 (LSK6) NAV DISPLAY

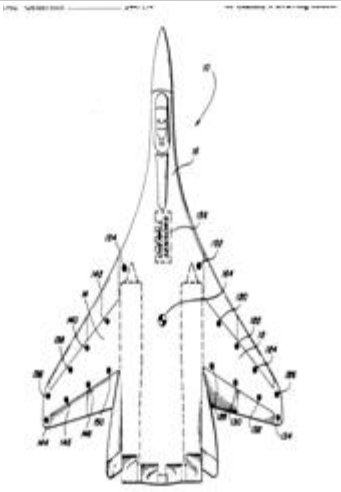
P-19. Digital fail operational automatic flight control system utilizing redundant dissimilar data processing			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4622667 (1986.11.11)	출원번호	1984-675154 (1984.11.27)
출원인	Sperry Corporation (US)	IPC(Main)	G06F-011/16
발명자	Yount | Larry J.	우선권주장	-
패밀리특허	CA1228655A1 | DE3576865D1 | EP0186965A1 | EP0186965B1 | JP1986-128339A | US4622667A1		
요약	An automatic flight control system that is software fault tolerant fail operational in response to a first generic failure utilizes two independent subsystems each including a dual channel flight control computer. One channel in each flight control computer includes a digital processor and the other channel includes two digital processors. Cross channel monitoring is included in each flight control computer to discern disagreements between the outputs of the channels. If disagreement occurs between one of the two processing elements in the channel including two processing elements and the processing element of the channel having one processing element, the involved processing element in the two-element channel is disabled. If both processing elements in the two element channel disagree with the processing element in the other channel, the subsystem is disabled. All of the processing elements perform identical tasks. The three processing elements in each subsystem provide dissimilar data processing with respect to each other. The processing elements in the single element channels provide dissimilar data processing with respect to each other. Only three unique types of dissimilar data processing are utilized.		
대표청구항	1. An automatic flight control system for aircraft having sensor means for providing sensor signals in accordance with flight conditions experienced by said aircraft and having aircraft control means responsive to control signals for controlling the flight conditions of said aircraft, said system comprising at least first and second automatic flight control subsystems, said first subsystem including first and second automatic flight control system channels and said second subsystem including third and fourth automatic flight control system channels, said first, second, third and fourth automatic flight control system channels receiving said sensor signals and providing said control signals, a first digital data processing computer included in said first channel, second and third digital data processing computers included in said second channel, first cross channel monitoring means for comparing the output of said first computer with the outputs of said second and third computers and providing first and second comparison signals in accordance with disagreement therebetween, respectively, first disabling means responsive to said first comparison signal for disabling said second computer when said first comparison signal indicates disagreement between the outputs of said first and second computers, second disabling means responsive to said second comparison signal for disabling said third computer when said second comparison signal indicates disagreement between the outputs of said first and third computers, third disabling means responsive to said first and second comparison signals for disabling said first automatic flight control subsystem when said first and second comparison signals indicate disagreement between the outputs of said first and second computers and between the outputs of said first and third computers, respectively, a fourth digital data processing computer included in said third channel,		

	fifth and sixth digital data processing computers included in said fourth channel, second cross channel monitoring means for comparing the output of said fourth computer with the outputs of said fifth and sixth computers and providing third and fourth comparison signals in accordance with disagreement therebetween, respectively, fourth disabling means responsive to said third comparison signal for disabling said fifth computer when said third comparison signal indicates disagreement between the outputs of said fourth and fifth computers, fifth disabling means responsive to said fourth comparison signal for disabling said sixth computer when said fourth comparison signal indicates disagreement between the outputs of said fourth and sixth computers, and sixth disabling means responsive to said third and fourth comparison signals for disabling said second automatic flight control subsystem when said third and fourth comparison signals indicate disagreement between the outputs of said fourth and fifth computers and the outputs of said fourth and sixth computers, respectively, said first, second, third, fourth, fifth and sixth computers performing identical tasks with respect to each other for providing said control signals in response to said sensor signals, said first, second and third computers providing dissimilar data processing with respect to each other, said fourth, fifth and sixth computers providing dissimilar data processing with respect to each other, said first and fourth computers providing dissimilar data processing with respect to each other, each of said first, second, third, fourth, fifth and sixth computers being selected from a group consisting of three computers that provide dissimilar data processing with respect to each other, whereby said automatic flight control system is fail-operational with respect to a first generic fault.
대표도면	

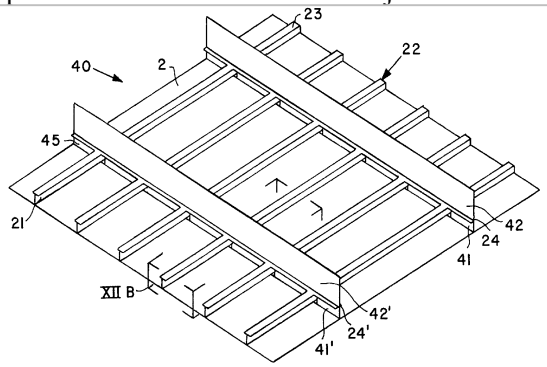
P-20. Aircraft satellite communications system for distributing internet service from direct broadcast satellites			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B1(Utility Patent Grant (no pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6529706 (2003.03.04)	출원번호	1999-394820 (1999.09.13)
출원인	Rockwell Collins, Inc. (US)	IPC(Main)	H04B-007/185
발명자	James P. Mitchell	우선권주장	-
패밀리특허	US6529706B1		
요약	An aircraft satellite communications system for distributing Internet service and television programming from direct broadcast satellites to aircraft. The aircraft include a direct broadcast satellite receiver system, an aircraft computer network, and back-channel communications system equipment. The direct broadcast satellites receive uplink direct broadcast satellite television programming and Internet service from a direct broadcast satellite ground station that includes a direct broadcast satellite television program source and an Internet interface. A back-channel communications system provides communications with the aircraft to provide interactive Internet service to the aircraft over the back-channel communications system. A telephone system is connected to a back-channel communications system ground station and to a switch center connected to the telephone system and the Internet.		
대표청구항	1. An aircraft satellite system for distributing a direct broadcast satellite Internet service from an Internet to an aircraft comprising: the aircraft further comprising a direct broadcast satellite receiver system, back-channel communications system equipment, and an aircraft computer network said aircraft computer network further comprising: a serial data bus connected to the direct broadcast satellite receiver system for distributing the Internet service; an aircraft network server connected to the serial data bus for receiving the Internet service; a modem connected to the aircraft network server for sending and receiving data on the back-channel communications system equipment; and a client computer connected to the aircraft network server for browsing the Internet, entering URL requests, and receiving Internet service; a direct broadcast satellite said direct broadcast satellite transmitting the direct broadcast satellite Internet service to the direct broadcast satellite receiver system in the aircraft; a direct broadcast satellite ground station for transmitting the direct broadcast satellite Internet service to the direct broadcast satellite; and a wireless back-channel communications system for providing an interactive Internet service for the aircraft computer network using a unique ID for a client computer URL request said back-channel communications system further comprising a back-channel ground station for communicating with the aircraft wherein the back-channel communications system receives data from the modem comprising URL requests from the client computer and sends the URL request data to the back-channel ground station.		

대표도면	

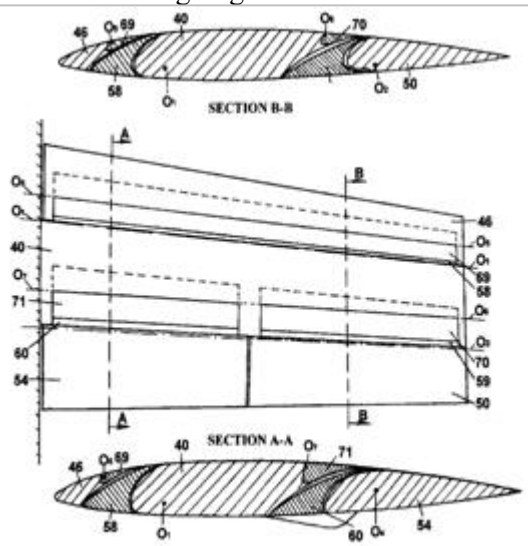
4. 기체분야 요지리스트

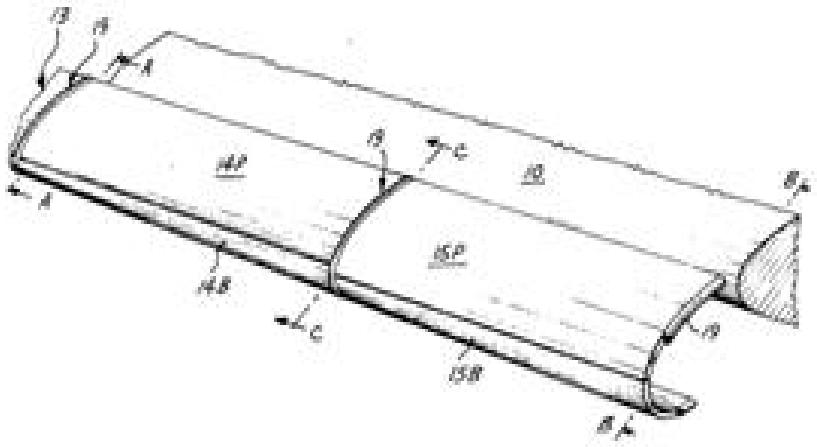
P-1. Active flexible wing aircraft control system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5082207 (1992.01.21)	출원번호	1990-554094 (1990.07.16)
출원인	Rockwell International Corporation (US)	IPC(Main)	B64C-003/44
발명자	Tulinius | Jan	우선권주장	-
패밀리특허	US5082207A1		
요약	A system for controlling an aircraft by aeroelastic deflections of the wings which is effective beyond control surface reversal is disclosed. The system includes flexible wings, leading and trailing edge control surfaces attached to the wings, sensors to measure selected aircraft flight parameters, an information processing system to receive and process pilot command signals and signals from the sensors, and control mechanisms in the wing that respond to processed signals from the information processing system. The control mechanisms selectively position the control surfaces to produce loads such that the wings are deflected in a desired manner for aircraft control. The system can be used for aircraft control (including maintaining stability), optimum cruise, and maneuver performance. Augmentation can be added for maneuver load control, gust load alleviation, and flutter suppression.		
대표청구항	1. A system for control of an aircraft in one or more of its axes comprising: flexible wings; flight control surfaces mounted on said flexible wings; aircraft sensors for providing signals indicative of the overall motion of the aircraft; processing means responsive to said signals from said aircraft sensors for determining control surface movements which will aeroelastically induce desired deflections in said wings to effect the desired control of the aircraft and selectively generating control signals to bring about said control surface movements; and control means receiving said control signals from said processing means for moving said control surfaces in accordance with said control signals in a manner to aeroelastically induce said desired deflections of said flexible wings to produce said desired control of the aircraft.		
대표도면			

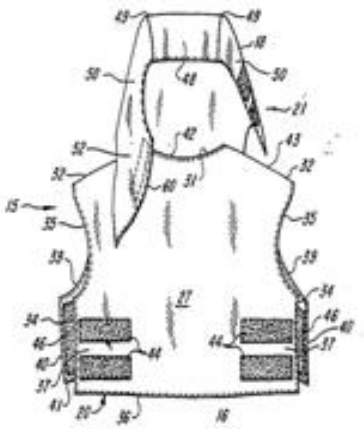
P-2. Aircraft thermal protection system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5560569 (1996.10.01)	출원번호	1995-418104 (1995.04.06)
출원인	Lockheed Corporation (US)	IPC(Main)	B64G-001/00
발명자	Schmidt | Ronald P.	우선권주장	-
패밀리특허	US5560569A1		
요약	A method and apparatus are disclosed for providing an aircraft thermal protection system for hypersonic cruise and space launch vehicles. A flexible outer skin formed from a metal super alloy is designed to flex and accommodate thermal growth in the vehicle structure. The flexible super alloy skin is made from a plurality of hexagonal shaped cups which are welded together at the edges in a honeycomb type of array with thermal expansion gaps provided between the outermost surfaces of the hexagonal cups. Gap covers extend across the thermal expansion gaps to reduce aerodynamic drag. The flexible outer skin extends over hexagonal shaped, high temperature ceramic blocks, which provide both an insulation layer and support for the outer skin. The flexible outer skin distributes airloads across various ones of the rigid ceramic blocks. A strain isolation pad extends across the ends of the blocks, opposite the flexible outer skin, to absorb strains induced by thermal expansion of the ceramic blocks and the materials beneath. A closed cell foam sheeting extends adjacent to the strain isolation pads, opposite the ceramic blocks, to provide a moisture barrier for preventing liquid formation and freezing on cryogenic fuel tanks. A thin super alloy backing foil extends along the closed cell foam sheeting, opposite the strain isolation pads. The flexible outer skin is secured to the backing foil by super alloy rods.		
대표청구항	1. An apparatus for preventing thermal transfer through an exterior of an aircraft, the apparatus comprising in combination: a flexible outer skin formed from a plurality of metal cups having open ends which face inward toward an interior of the aircraft, and closed base ends which are smaller than the open ends and which face outward and away from the interior of the aircraft, sidewalls which are joined with the sidewalls of adjacent metal cups with the base ends spaced apart with thermal expansion gaps extending therebetween; rigid insulation formed from a plurality of ceramic blocks which are spaced apart and have outer ends which extend into the open ends of the metal cups, wherein the flexible outer skin extends over the ceramic blocks and retains the ceramic blocks against the interior of the aircraft; and an inner barrier extending across the inner ends of the blocks to block moisture transfer.		
대표도면	대표도면이 없습니다.		

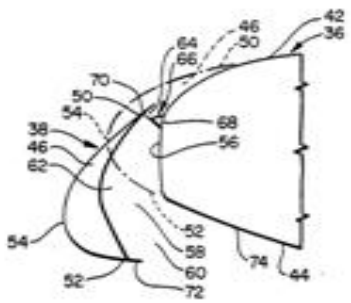
P-3. Shell component for an aircraft fuselage and method of manufacturing the same			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B1(Utility Patent Grant (no pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6364250 (2002.04.02)	출원번호	1999-406463 (1999.09.27)
출원인	DaimlerChrysler Aerospace Airbus GmbH (DE)	IPC(Main)	B64C-001/00
발명자	Brinck | Peter | Mueller | Wilfried | Sanmann | Klaus P. | Spitzner | Joerg	우선권주장	DE 1998-10044035 (1998.09.25)
패밀리특허	DE19844035C1 | DE59913242D1 | EP0995673A2 | EP0995673B1 | EP0995673A3 | JP2000-103397A | JP4280374B2 | US6364250B1		
요약	A shell component for an aircraft fuselage includes a fuselage skin panel, a plurality of stringers extending in an aircraft lengthwise direction, and a plurality of frames extending crosswise relative to the stringers. The stringers and the frames are respectively welded onto the skin panel with the addition of a weld filler material. Each frame includes a frame root portion and a frame profile portion connected to each other. The frame root portion has cut-out notches receiving the stringers passing therethrough. The frame root portion is welded to the skin panel at the areas between the cut-out notches, and may be welded to the respective stringer in each cut-out notch. The stringers and frames are fabricated from webs and flanges, whereby a premanufactured grid of flanges may be used. The result is a very strong, yet simple shell component structure, that may be manufactured with a simple welding process, at a low cost and with low effort.		
대표청구항	1. A shell component for an aircraft fuselage comprising: a fuselage skin panel fabricated of a weldable aluminum alloy; a plurality of stringer webs that are spaced apart from each other, respectively extend in a longitudinal direction along said fuselage skin panel, and are welded respectively by a first continuous weld joint onto said fuselage skin panel; a plurality of frame webs that are spaced apart from each other, respectively extend in a crosswise direction relative to said longitudinal direction, and are welded respectively by a second continuous weld joint onto said fuselage skin panel; a stringer-frame grid comprising stringer flanges extending in said longitudinal direction and frame flanges extending in said crosswise direction, wherein said stringer flanges are respectively welded onto said stringer webs by respective third continuous weld joints and said frame flanges are respectively welded onto said frame webs by respective fourth continuous weld joints; and a plurality of frame heads welded onto said frame flanges opposite said frame webs by respective fifth continuous weld joints.		
대표도면			

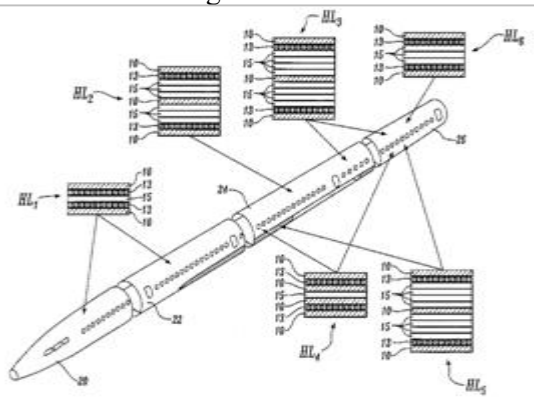
P-4. Slot forming segments and slot changing spoilers			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B1(Utility Patent Grant (no pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6328265 (2001.12.11)	출원번호	1999-318115 (1999.05.25)
출원인	-	IPC(Main)	B64C-003/50
발명자	Dizdarevic | Faruk	우선권주장	-
패밀리특허	US6328265B1		
요약	A slot forming segment is inserted between two portions of a wing, which are adjacent along a longitudinal axis of wing, into a cove of a carved trailing edge of a leading portion of the adjacent portions and pivotal relatively to both adjacent portions of the wing between which it is inserted. The slot forming segment has such a shape and a position of its axis of rotation that by deflecting it downwardly relatively to the leading portion, it is formed a slot inside the wing's structure of large inlet cross section and high convergence ratio for the control of the boundary layer over an upper surface of the wing behind the slot forming segment for the need of extra lift production. Simultaneously, it is increased both a camber and an aerodynamic surface area of a following portion of the adjacent portions whereby additionally increasing the extra lift production on the wing. A slot changing spoiler is inserted directly in front of and above the slot forming segment and has such a shape of its undersurface and a position of its axis of rotation that a camber of an upper surface of the wing and the convergence ratio of the slot is changed by the simultaneous rotation of the slot changing spoiler and the slot forming segment in the opposite direction whereby increasing the rate of change of lift on the wing for the efficient maneuver of an aircraft at low speeds of flight.		
대표청구항	1. A wing assembly for an aircraft having a longitudinal and a transverse axis comprising: a) a number of coupled portions being adjacent along said longitudinal axis and pivotal relatively to each other, the pivotal adjacent portions comprise a leading and a following portion, the pivotal leading portion and the pivotal following portion having a common axis of their mutually relative rotation, the pivotal leading portion includes a number of coves formed at a carved trailing edge thereof, the pivotal leading portion in the area of coves thereof having an upper surface, an under surface, and a rear surface, the pivotal leading portion rear surface having a rear edge, the rear edge of the pivotal leading portion rear surface coincides with an intersection of the pivotal leading portion rear surface and the pivotal leading portion upper surface, the pivotal following portion having an upper surface, an under surface, and a front surface, the pivotal following portion front surface extending from the pivotal following portion upper surface to the pivotal following portion under surface, b) a number of slot forming segments being disposed between the adjacent portions, each slot forming segment being inserted into the cove of the leading portion, the slot forming segment having a common axis of mutually relative rotation with both the leading and the following pivotal portion, the		

	slot forming segment having an upper surface, an under surface, a front surface, and a rear surface, the slot forming segment front surface having a front and a rear edge, the front edge of the slot forming segment front surface coincides with an intersection of the slot forming segment front surface and the slot forming segment under surface, the rear edge of the slot forming segment front surface coincides with an intersection of the slot forming segment front surface and the slot forming segment upper surface, the slot forming segment rear surface extending from the slot forming segment upper surface to the slot forming segment under surface.
대표도면	

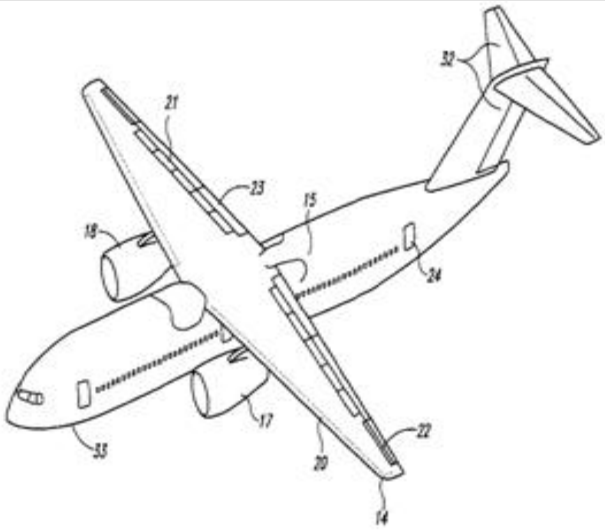
P-5. Variable camber leading edge flap			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4189120 (1980.02.19)	출원번호	1977-860645 (1977.12.14)
출원인	Boeing Commercial Airplane Company (US)	IPC(Main)	B64C-003/50
발명자	Wang | Timothy	우선권주장	-
패밀리특허	DE2828162A1 | DE2828162C2 | FR2411759A1 | FR2411759B3 | GB2010761A | GB2010761B | IT1105371B | IT7850024D0 | JP1267555C | JP1979-083298A | JP59045558B | US4189120A1		
요약	Tailoring the contour and chord length of a variable camber leading edge flap for the tapered wing of an aircraft is aimed at improving the aircraft's low speed performance particularly for takeoff and landing. Each segment of a spanwise series of leading edge flap segments has a constant chord flexible panel and a spanwise tapered leading edge or bullnose member. By using different chord flexible panels in adjacent flap segments, together with a tapered bullnose, the effective chord length and contour of the variable camber leading edge flap can be varied smoothly in the spanwise direction without resorting to different flap linkage mechanisms at each spanwise station. Further, through the change in cross-sectional shape of the bullnose member along the semi-span of the wing, a change in the effective flap angle (angle-of-incidence of the flap-chord relative to the wing-chord plane) is also produced. For additional variation in the flap angle in a spanwise direction along the leading edge of the fixed wing section, a twist can be imparted to the constant chord flexible panel through a slight variation in the degree of angular rotation of common flap linkage mechanisms attached to each end of the flap segment; however, the greatest amount of change in flap angle is accomplished through the change in cross-sectional shape of the bullnose member and only a slight amount is due to the variation in the degrees of angular rotation of the linkage mechanism.		
대표청구항	1. A leading edge flap span for an airfoil, comprising: a spanwise series of flap segments; each flap segment having in combination, a flexible constant chord length panel and a leading edge bullnose member, and said combination producing a flap-chord plane; each of said bullnose members being tapered spanwise to form in combination with each of said constant chord length panels, a series of spanwise tapered flap segments; means for extending the spanwise series of flap segments to form a uniformly varying tapered leading edge flap span for the airfoil; and each spanwise tapered flap segment having its flexible constant chord length panel and leading edge bullnose member, in chordwise combination, forming an aerodynamically smooth and continuous upper surface curvature.		
대표도면			

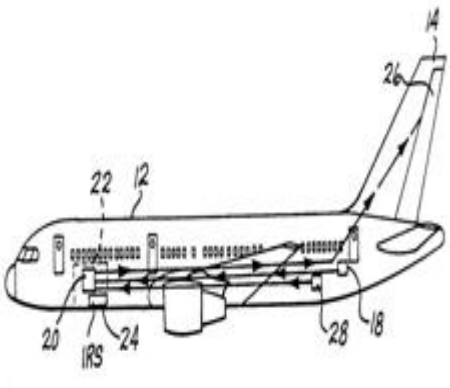
P-6. Shock absorbing, puncture resistant and thermal protective garment			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4602385 (1986.07.29)	출원번호	1983-519547 (1983.08.02)
출원인	-	IPC(Main)	A41D-013/00
발명자	Warren | James C.	우선권주장	-
패밀리특허	US4602385A1		
요약	A protective vest is disclosed having a body portion wrappable and securable about a torso of a wearer and a head portion hingeably connected thereto for securing about the head of the wearer. The body and head portions both include respective quick connection means for easy entry into the vest prior to an aircraft crash. A multiple layer laminate material forms the head and body portions and gives thermal, puncture and shock absorption protection. The entire vest can be folded and stored within the head portion in a compact pack.		
대표청구항	1. An aircraft crash protection garment for rapid use and securement about a torso and a head of a wearer in an emergency situation comprising in combination; a body portion and a head portion, said body and head portions being flexibly interconnected, said body portion having a head opening between front and back panels, said body portion being adapted to be pulled over the head and with the front and back panels receiving the arms of the wearer therebetween and including quick connection means for securing the panels to each other at side edges thereof so that the body portion encompasses the torso of the wearer, said head portion adapted to substantially cover the head of the wearer and having second quick connection means for securing said head portion about the head, said body and head portions manufactured of laminate material providing shock absorption means, puncture resistant means, and thermal protection means.		
대표도면			

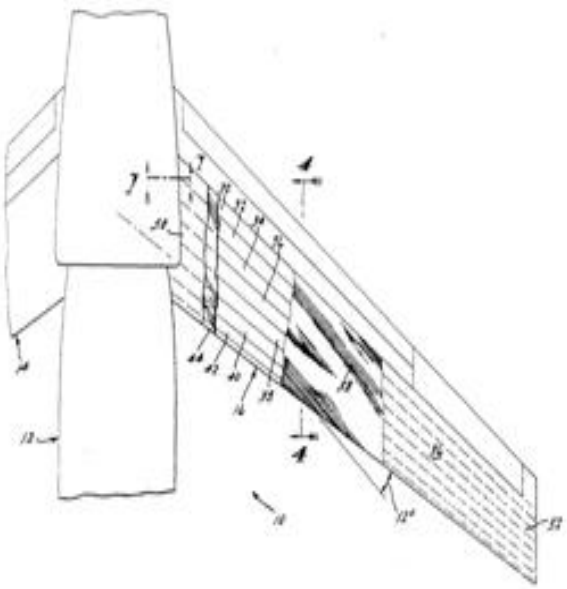
P-7. Aircraft wing stall control device and method			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4702441 (1987.10.27)	출원번호	1984-687599 (1984.12.31)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64C-021/08
발명자	Wang | Timothy	우선권주장	-
패밀리특허	US4702441A1		
요약	A swept wing having a leading edge flap which in its deployed position forms a slot with the forward end portion of the wing. An elongate strip is positioned on the forward portion of the wing in a manner that when the flap is deployed to form the slot, this strip protrudes into the airstream that passes upwardly through the slot. This creates a stall condition in the area of the strip to produce the desired pitch characteristics for safe recovery from stall. In the cruise configuration, where the flap is positioned against the leading edge of the wing, this strip is aerodynamically concealed.		
대표청구항	1. In a wing of an aircraft, where the wing comprises: (a) a main wing structure having an upper aerodynamic surface, a lower aerodynamic surface, and a forward surface portion that extends upwardly toward said upper aerodynamic surface; (b) a leading edge member which is moveable between a stowed position for cruise mode where the device aerodynamically conceals the surface of the main wing structure, and a deployed position for high-lift mode where the device forms with the forward surface portion of the main wing structure a slot for passage of air upwardly therethrough and over the wing upper surface; (c) said wing being characterized in that within a predetermined range of high angles of attack and with the leading edge member deployed, there is an aerodynamic condition of initial stall at a first spanwise location of the wing, without a corresponding pattern of stall developing at a second spanwise location of the wing, with said aerodynamic condition producing an undesired pitching moment; the improvement comprising a flow disturbing means positioned at said slot at said second spanwise location in a manner that with the leading edge member in said stowed position, the flow disturbing means is aerodynamically concealed by the leading edge member, and with the leading edge member in its deployed position, said flow disturbing means is exposed aerodynamically to antiflow in said slot to disturb the airflow that proceeds upwardly through said slot and over said wing, so as to create a disturbance which creates a desired stall condition at said second location.		
대표도면			

P-8. Titanium-polymer hybrid laminates			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	6114050 (2000.09.05)	출원번호	1998-222371 (1998.12.29)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B32B-003/12
발명자	Westre | Willard N. | Allen-Lilly | Heather C. | Ayers | Donald J. | Cregger | Samuel E. | Evans | David W. | Grande | Donald L. | Hoffman | Daniel J. | Rogalski | Mark E. | Rothschilds | Robert J.	우선권주장	-
패밀리특허	DE69734616D1 | DE69734616T2 | EP1614531A2 | EP0783960A2 | EP0783960B1 | EP0783960A3 | JP2007-191148A | JP2010-132286A | JP1997-093296A | JP1997-193296A | JP4080016B2 | JP4610571B2 | US6114050A1 | US5866272A1		
요약	The invention provides a hybrid laminate and skin panels of hybrid laminate structure that are suitable for a supersonic civilian aircraft. The hybrid laminates include layups of layers of titanium alloy foil and composite plies, that are optimally oriented to counteract forces encountered in use, that are bonded to a central core structure, such as titanium alloy honeycomb. The reinforcing fibers of the composite plies are selected from carbon and boron, and the fibers are continuous and parallel oriented within each ply. However, some plies may be oriented at angles to other plies. Nevertheless, in a preferred embodiment of the invention, a substantial majority of, or all of, the fibers of the hybrid laminates are oriented in a common direction. The outer surfaces of the laminates include a layer of titanium foil to protect the underlying composite-containing structure from the environment, and attack by solvents, and the like.		
대표청구항	1. A composite aircraft fuselage section comprising a symmetrical hybrid laminate layup, the layup comprising laminated together: (a) a first layer of metal foil comprising an outer surface of the fuselage section; (b) a second layer of metal foil comprising another layer of the laminate layup; and (c) at least one hoop ply interposed between the first and second layers, and bonded to at least one of the first and second layers, the at least one hoop ply comprising commonly aligned fibers embedded in a polymeric matrix, wherein the at least one hoop ply has fibers extending helically around the circumference of the aircraft fuselage section.		
대표도면			

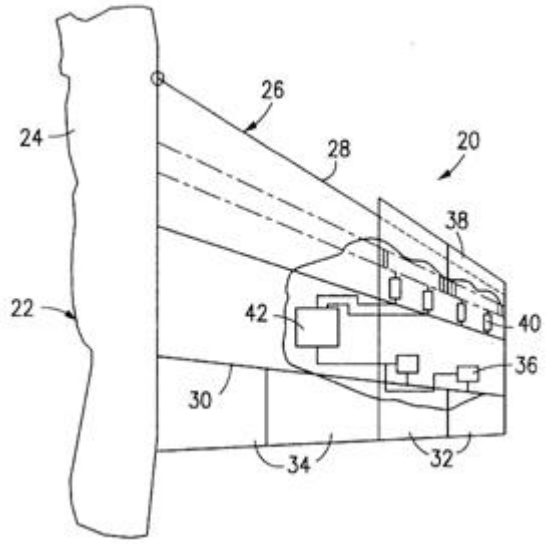
P-9. Airplane with unswept slotted cruise wing airfoil			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B1(Utility Patent Grant (no pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6293497 (2001.09.25)	출원번호	1999-284122 (1999.04.05)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64C-003/14
발명자	Kelley-Wickemeyer | Robert H. | Seidel | Gerhard E. | Anast | Peter Z. | McLean | James Douglas	우선권주장	-
패밀리특허	AU5239098A | DE69718659D1 | DE69718659T2 | EP0932548A1 | EP0932548B1 | EP0932548A4 | US6293497B1 | WOWO1998-017529A1		
요약	Slotted cruise airfoil technology allows production of a substantially unswept wing that achieves the same cruise speed as today's conventional jet airplanes with higher sweep. This technology allows the wing boundary layer to negotiate a strong recovery gradient closer to the wing trailing edge. The result is about a cruise speed of Mach=0.78, but with a straight wing. It also means that for the same lift, the super velocities over the top of the wing can be lower. With very low sweep and this type of cruise pressure distribution, natural laminar flow will be obtained. In addition, heat is transferred from the leading edge of the wing and of the main flap to increase the extent of the natural laminar flow. The slotted cruise wing airfoil allows modularization of the wing and the body for a family of airplanes. The unsweeping of the wing significantly changes the manufacturing processes, reduces manufacturing costs and flow time from detail part fabrication to airplane delivery. The system architecture is all new for cost reduction. A high wing arrangement allows more freedom for installation of higher bypass ratio advanced geared fan engines. A low is wing in conjunction with aft body mounted engines will have a similar effect. Aerodynamic efficiency and engine fuel burn efficiency result in considerable lower emission of noise and greenhouse gases.		
대표청구항	1. A commercial jetplane capable of flying at a cruise speed of Mach=0.78 or above, comprising: a fuselage; a landing gear mounted on said fuselage; a single wing attached to said fuselage, said single wing being substantially unswept with a high aspect ratio, and including: a forward airfoil element having an upper surface and a lower surface; an aft airfoil element having an upper surface and a lower surface; an internal structure comprising at least two spars extending from one tip to an opposing tip of said single wing, with a rear one of the spars being straight and unswept in plan view; an airfoil structure having a slot that allows airflow from the forward airfoil element to the aft airfoil element, wherein during cruising flight of the airplane, said airfoil structure having said slot diverts some of the air flowing along the lower surface of the forward airfoil element to flow over the upper surface of the aft airfoil element, and where the lower surface of the forward airfoil element and the lower surface of the aft airfoil element are shaped to provide an efficient cross section for a main structural box of the single		

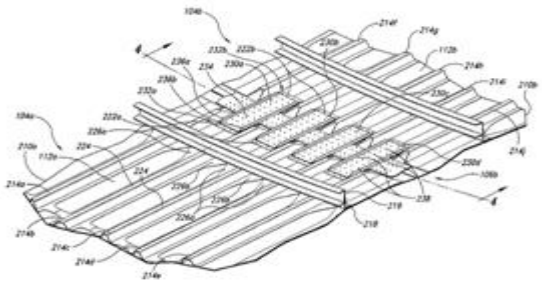
	wing; and said wing and said fuselage being constructed of at least one of aluminum and graphite composite.
대표도면	

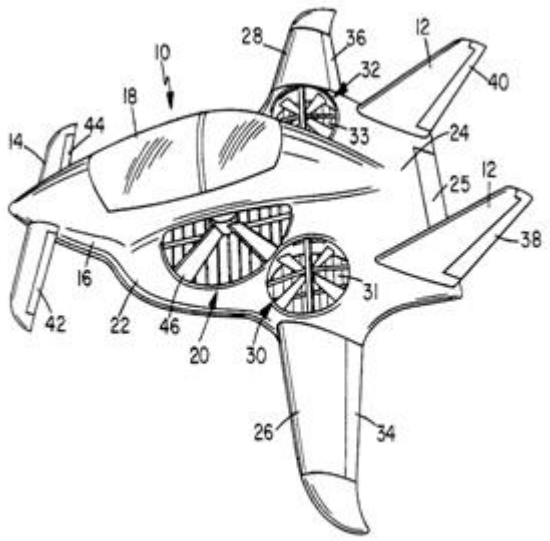
P-10. Aircraft modal suppression system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5072893 (1991.12.17)	출원번호	1987-055801 (1987.05.28)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64L-013/16
발명자	Chakravarty | Abhijit J. M. | Cooper | Steven R. | Ho | John K. H. | Tran | Chuong B.	우선권주장	-
패밀리특허	DE3883599D1 | DE3883599T2 | EP0293018A2 | EP0293018B1 | EP0293018A3 | US5072893A1		
요약	Accelerations due to excitation of the natural modes of an aircraft's body are suppressed by an active suppression system. Dedicated accelerometers are positioned in the aircraft at optimal locations for sensing modal induced lateral accelerations. The accelerometer produced signals are processed through control logic which, in response thereto, and in response to aircraft velocity and altitude related signals produces output control signals. The control signals effect rudder deployment creating forces to suppress the natural mode induced accelerations.		
대표청구항	1. An aircraft modal suppression control system for suppressing aircraft body deflections due to natural body flexure modes, the modal suppression system comprising: control surface means controllably deploying responsive to input control signals; sensor means including one sensor predeterminedly located on the aircraft body to produce an excitation signal representative of excitation of the body in at least two natural modes; velocity means for producing a velocity signal representative of aircraft velocity; and control logic means for producing predetermined control surface control signals responsive to said excitation signal and said velocity signal such that said control surface means is deployed to create forces on the aircraft body to suppress said natural mode excitations.		
대표도면			

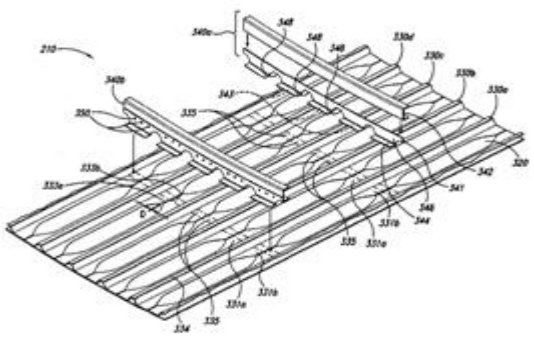
P-11. Composite wing and manufacturing process thereof			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5332178 (1994.07.26)	출원번호	1992-894455 (1992.06.05)
출원인	Williams International Corporation (US)	IPC(Main)	B64C-003/20
발명자	Williams | Sam B.	우선권주장	-
패밀리특허	US5332178A1		
요약	A composite wing for an aircraft comprises a plurality of elongated hollow one-piece composite spars arranged in juxtaposed generally parallel relation in an array defining an airfoil with a composite skin disposed about said assembled spars.		
대표청구항	1. A forwardly swept composite wing for an aircraft comprising: a plurality of discrete elongated hollow one-piece composite spars having hollow interiors, respectively, extending from wing root to wing tip, said spars being arranged in juxtaposed generally parallel relation in an array defining an airfoil, each of said spars having at least one surface defining a portion of the airfoil and a vertical surface, said spars being arranged so as to present said vertical surfaces to one another in close juxtaposed relation, and a composite skin bonded to the one surface of each of said spars, said composite skin being reinforced by fibers wound about said spar assembly at a forwardly swept angle of approximately 12° to a laterally extending central axis of the wing to minimize aeroelastic divergence of said wing.		
대표도면			

P-12. Extendible leading edge flap			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5921506 (1999.07.13)	출원번호	1997-936631 (1997.09.25)
출원인	Northrop Grumman Corporation (US)	IPC(Main)	B64C-003/44
발명자	Appa | Kari	우선권주장	-
패밀리특허	US5921506A1 | WOWO1999-015403A2 | WOWO1999-015403A3		
요약	A flight control system comprises trailing edge airfoil members pivotally mounted at the trailing edge of each wing of an aircraft and selectively movable on a laterally extending axis between raised and lowered positions for imparting rolling motion to the aircraft. Leading edge airfoil members mounted adjacent the leading edge on each of the wings are movable transversely of the leading edge between a retracted position generally coextensive with the leading edge and an extended position protruding from the leading edge for imparting countervailing aerodynamic forces on the wings to counteract the effects of aeroelastic wing deformation caused in response to operation of the trailing edge airfoil members by increasing the angle of attack of the wing and lift producing surface area of the wing. A pair of actuator mechanisms are mounted on a wing box member at laterally spaced locations for moving the leading edge airfoil members between the retracted and extended positions. The actuator mechanisms are operable simultaneously such that, in one instance, they move the upper and lower control rods in unison to move the leading edge airfoil member between the retracted and extended positions with no change in its angular position relative to the wing and, in another instance, move the leading edge airfoil members to the extended position while exhibiting a nose down position relative to the wing and, in still another instance, move the leading edge airfoil members to the extended position while exhibiting a nose up position relative to the wing.		
대표청구항	1. A flight control system for an aircraft including a fuselage having a longitudinal axis and fixed wings supported on and extending laterally from said fuselage, said wings having leading and trailing edges, respectively, said flight control system comprising: trailing edge airfoil means pivotally mounted at said trailing edge of each of said wings and selectively movable on a laterally extending axis between raised and lowered positions for imparting roll movement to said aircraft; trailing edge actuating means operable for moving said trailing edge airfoil means between the raised and lowered positions; leading edge airfoil means mounted on each of said wings adjacent said leading edge, said leading edge airfoil means being movable transversely of said leading edge between a retracted position generally coextensive with said leading edge and an extended position protruding from said leading edge; actuating means operable for moving said leading edge airfoil means between said retracted and said extended positions; and computer means for operating said trailing edge actuator means and said leading edge actuating means in a coordinated manner so as to impart countervailing aerodynamic forces on said wings to counteract the effects of		

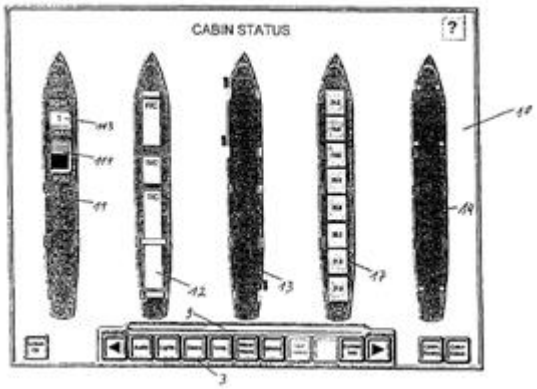
	aeroelastic wing deformation caused in response to operation of said trailing edge airfoil means by increasing the angle of attack of said wing and lift producing surface area of said wing.
대표도면	

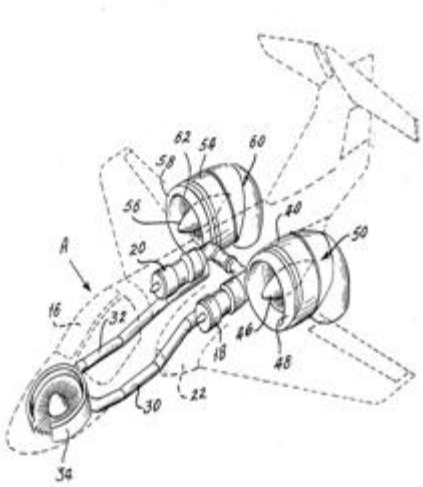
P-13. Splice joints for composite aircraft fuselages and other structures			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	7325771 (2008.02.05)	출원번호	2004-949848 (2004.09.23)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64C-001/12
발명자	Jeffrey F. Stulc | Wallace C. Chan | Brian C. Clapp | Neal G. Rolfes	우선권주장	-
패밀리특허	CA2583535A1 | EP1794050A2 | JP2008-514484A | JP2012-066818A | JP2008-514484A | US7325771B2 | US8061035B2 | US2006-0060705A1 | US2008-0111026A1 | US2012-0061512A1 | WOWO2007-001365A2 | WOWO2007-001365A3		
요약	Structures and methods for joining composite fuselage sections and other panel assemblies together are disclosed herein. In one embodiment, a shell structure configured in accordance with the present invention includes a first panel portion positioned adjacent to a second panel portion. The first panel portion can include a first stiffener attached to a first composite skin, and the second panel portion can include a second stiffener attached to a second composite skin. The shell structure can further include a fitting extending across a first edge region of the first panel portion and a second edge region of the second panel portion. A first end portion of the fitting can be attached to the first stiffener and the first composite skin, and a second end portion of the fitting can be attached to a second stiffener and a second composite skin, to join the first panel portion to the second panel portion.		
대표청구항	1. A shell structure comprising: a first panel portion, the first panel portion including: a first skin; and a first stiffener attached to the first skin, wherein the first stiffener includes a first flange portion attached to the first skin and a first raised portion projecting away from the first skin; a second panel portion positioned adjacent to the first panel portion, the second panel portion including: a second skin; and a second stiffener attached to the second skin, wherein the second stiffener includes a second flange portion attached to the second skin and a second raised portion projecting away from the second skin; and a fitting extending across a first edge region of the first panel portion and a second edge region of the second panel portion, wherein a first end portion of the fitting overlies and is attached to the first flange portion of the first stiffener and the first skin, and wherein a second end portion of the fitting overlies and is attached to the second flange portion of the second stiffener and the second skin to join the first panel portion to the second panel portion.		
대표도면			

P-14. Ducted propeller aircraft (V/STOL)			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5454531 (1995.10.03)	출원번호	1993-047457 (1993.04.19)
출원인	-	IPC(Main)	B64C-029/00
발명자	Melkuti | Attila	우선권주장	–
패밀리특허	US5454531A1		
요약	The aircraft incorporates a primary and two control ducted propeller assemblies. The propellers are interconnected for rotation by a single engine. Each propeller assembly is inclined in horizontal flight and has two groups of louvers. When the groups of louvers in a propeller assembly are set to divert air horizontally in opposed directions, reduced vertical thrust is realized. In this manner, pitch and roll may be controlled in vertical flight. Vanes on the control ducts produce differential horizontal thrust to control yaw in the vertical mode. In horizontal flight, all groups of louvers are set to direct the flow aft to produce thrust for high speed forward flight.		
대표청구항	1. An aircraft capable of vertical short takeoff or landing comprising: a wing section having a chord; a propulsion assembly, comprising at least one ducted propeller assembly incorporating at least one propeller having a hub, said propeller assembly being mounted in said wing section, said propeller having an axis of rotation generally perpendicular to the chord of said wing section to produce vertical thrust in the vertical takeoff mode; an airfoil shaped fuselage having a chord and a lower edge, said fuselage bridging over said ducted propeller assembly, and wherein said chord of said fuselage intersects said ducted propeller assembly; said hub of said propeller being mounted from the lower edge of said fuselage.		
대표도면			

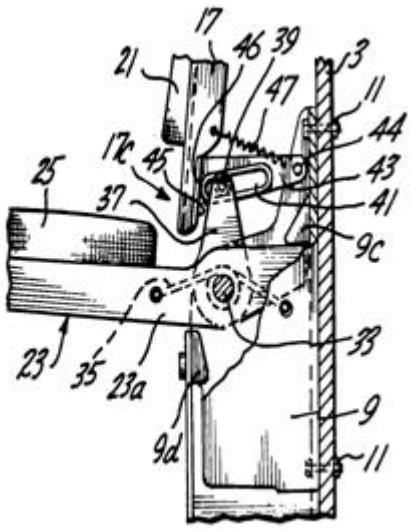
P-15. Structural panels for use in aircraft fuselages and other structures			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	7134629 (2006.11.14)	출원번호	2004-853075 (2004.05.25)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64C-001/00
발명자	Kent Johnson | Mark A. Ulvin	우선권주장	-
패밀리특허	CA2562632A1 | EP1748922A2 | EP1750929A1 | EP2394909A1 | EP2436595A2 | EP1748922B1 | EP1750929B1 | JP2007-532384A | JP2008-184155A | JP2008-184156A | JP2008-222221A | JP2012-153362A | JP2007-532384A | US7134629B2 | US7527222B2 | US7716835B2 | US8157212B2 | US8182628B2 | US2005-0263645A1 | US2008-0230652A1 | US2008-0246175A1 | US2010-0083504A1 | US2010-0223772A1 | US2011-0073708A1 | US2012-0219764A1 | WOWO2006-001859A1 | WOWO2006-001860A2 | WOWO2006-001860A3		
요약	Structural panels for use in manufacturing aircraft fuselages and other structures are disclosed herein. In one embodiment, a structural panel configured in accordance with the invention includes a skin and at least first and second stiffeners. The first stiffener can have a first flange portion mated to the skin and a first raised portion projecting away from the skin. The second stiffener can have a second flange portion mated to the skin and a second raised portion projecting away from the skin. At least one of the first flange portion of the first stiffener and the second flange portion of the second stiffener can extend toward the other of the first flange portion and the second flange portion to form an at least approximately continuous support surface to which a frame can be attached.		
대표청구항	1. A structural panel comprising: a skin; a first stiffener having a first flange portion mated to the skin and a first raised portion projecting away from the skin, wherein the first flange portion has a first outer edge; at least a second stiffener spaced apart from the first stiffener, the second stiffener having a second flange portion mated to the skin and a second raised portion projecting away from the skin, wherein the second flange portion has a second outer edge facing the first outer edge, and wherein at least one of the first flange portion of the first stiffener and the second flange portion of the second stiffener extends toward the other to form an at least approximately continuous support surface extending between the first raised portion of the first stiffener and the second raised portion of the second stiffener; and a support member having a base portion mated to the first flange portion of the first stiffener and the second flange portion of the second stiffener without being mated to the skin between the first raised portion of the first stiffener and the second raised portion of the second stiffener.		
대표도면			

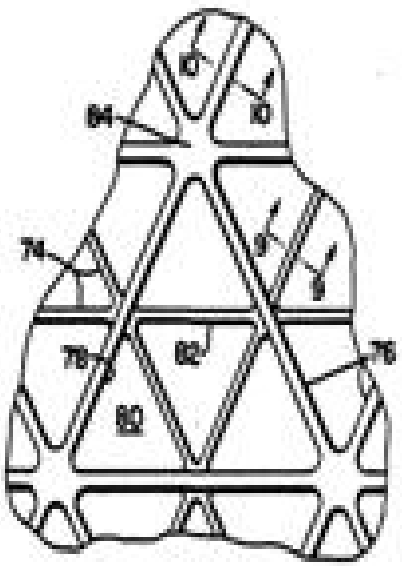
P-16. Touch sensitive input and display arrangement for controlling and monitoring aircraft cabin systems			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6988246 (2006.01.17)	출원번호	2001-871032 (2001.05.31)
출원인	Airbus Deutschland GmbH (DE) | KID-Systeme GmbH (DE)	IPC(Main)	G06F-009/00
발명자	Kirsten Kopitzke | Martin Frey | Joerg Holst | Christian Riedel	우선권주장	DE 2000-10026788 (2000.05.31) | DE 2001-10000273 (2001.01.04)
패밀리특허	DE10100273B4 | DE10100273A1 | EP1160160A2 | EP1160160A3 | US6988246B2 | USD534538S1 | USD534539S1 | USD534540S1 | USD535301S1 | USD536341S1 | US7506272B2 | US7509587B2 | US2002-0015063A1 | US2004-0119748A1 | US2004-0145612A1		
요약	A monitoring and control device includes a touch sensitive LCD screen, with a basic layout including a display area and touch sensitive keys depicted with associated system and function symbols. A main menu or any one of plural system menus can be selectively displayed in the display area. The system menus relate to cabin systems such as audio, lighting, and water systems. The selected system menu displays status information and touch input keys for the user to monitor the status and to select and control the operation of the system. The main menu is a top level window providing essential information regarding all of the cabin systems and allows a user to select any one of the system menus. The device is compact, user-friendly, and adaptable to various system requirements by mere software reprogramming. The displays and input keys are all virtual elements generated by software.		
대표청구항	1. An arrangement for monitoring the status of and controlling the functions of aircraft cabin systems selected from a cabin information system, a cabin audio system, a cabin video system, a cabin lighting system, a cabin air conditioning system, a cabin smoke detector system, an aircraft door monitoring system, and a water supply and wastewater system, wherein: said arrangement comprises a user interface panel comprising a liquid crystal display screen and a touch sensitive surface input arrangement superimposed at least partly over said display screen, said user interface panel includes a basic layout including a general display area of said display screen and a plurality of touch input keys respectively labeled with system or function identifying symbols, said arrangement further comprises a first system menu associated with a first one of said cabin systems and a second system menu associated with a second one of said cabin systems, said first system menu can be selectively displayed on said general display area whereby said first system menu shows status information and operating functions of said first cabin system and allows a user to select and control said operating functions of said first cabin system via said touch sensitive surface input arrangement, said second system menu can be selectively displayed on said general display area whereby said second system menu shows status information and operating functions of said second cabin system and allows a user to select and control said operating functions of said second cabin system via said touch sensitive		

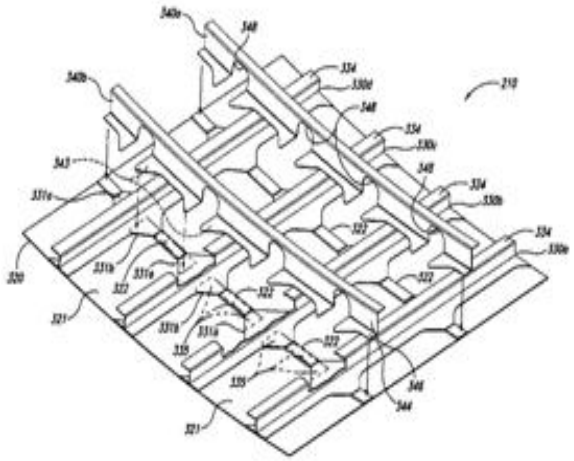
	surface input arrangement, and said arrangement further comprises a main menu that can be selectively displayed on said general display area and that simultaneously depicts first and second essential informations respectively representing a first system status about said first cabin system and a second system status about said second cabin system, and that allows the user to select a desired one of said first and second system menus from said main menu.
대표도면	

P-17. Trifan powered VSTOL aircraft			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	3972490 (1976.08.03)	출원번호	1975-556293 (1975.03.07)
출원인	McDonnell Douglas Corporation (US)	IPC(Main)	B64C-015/14
발명자	Zimmermann | Vincent H. | DEGarcia, Jr. | Horacio J. | Pierson | Harlan K.	우선권주장	-
패밀리특허	US3972490A1		
요약	A vertical or short takeoff and landing aircraft (VSTOL) employing three high bypass turbotip fans disposed in the fuselage and faired into the upper surfaces of the wings, and driven by two gas generators to produce vertical lift and transition to cruise flight such that the tripod arrangement for the turbotip fans generates stable powered flight. In the foregoing aircraft the gas generator - turbotip fan is an integrated propulsion system having thrust vectoring devices and gas flow control valved ducts between the two gas generators and the three turbotip fans to provide all lift, control transition and cruise functions, and in which the gas flow system produces variations in bypass ratios for the various modes of operation. Furthermore, in the foregoing aircraft the lift/cruise nacelles are positioned over the wing and blended into the upper wing surface and the adjacent fuselage to achieve high induced lift through supercirculation over the wing to produce stable flight and reduce sensitivity to gust conditions at low air speeds.		
대표청구항	1. In a trifan aircraft the combination of: a fuselage having a forward end and an aft empennage, a fixed wing mounted on said fuselage and having an upper surface on each side of and faired into the side of said fuselage, a pair of nacelles mounted on the upper surface of said wing, one nacelle at each side of said fuselage and extending rearwardly along said wing upper surface from air inlets spaced behind the aircraft center of gravity, a thrust fan operably mounted in each of said nacelles, gas turbine engines on said aircraft and provided with exhaust gas flow ducts, means in each nacelle forming a fan driving connection to said exhaust gas flow ducts to receive engine exhaust gas for driving said fans, a third fan operatively mounted in said forward end of said fuselage, manifold means at said third fan connected to said exhaust gas flow ducts to receive engine exhaust gas for driving said third fan, and fan exhaust flow directing means carried by said nacelles and by said manifold means in positions to direct the thrust of the fan exhaust flow selectively in directions to initiate positive lift of the aircraft in a generally vertical direction, and propulsion of the aircraft in a generally horizontal direction.		
대표도면			

P-18. Folding seat assembly			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4460215 (1984.07.17)	출원번호	1981-307176 (1981.09.30)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B60N-001/10
발명자	Chamberlain | Michael J. | Myers | David R. | Furlong | Donald R.	우선권주장	-
패밀리특허	US4460215A1		
요약	A lightweight, compact flight attendant's folding seat assembly is mounted by a plurality of separate brackets to a wall in an aircraft cabin such that the well serves as a connective support structure for various subcomponents of the seat assembly. When the seat pan is pulled down into an open position against a seat return spring, cams actuated by a seat pan frame push forward on a swingably mounted seat back frame forcing the seat back into a downwardly and forwardly sloping seating orientation. The seat back frame and cooperating cams are constructed and arranged in such a way that any rearward force exerted by the occupant against the seat back frame is reacted through the cams into the supporting wall, via the mounting brackets, wherein the intervening cams transmit the load in compression and without being subjected to rotative moment so that the seat pan is not forced to close on the seated occupant. Raising the seat pan withdraws the cams and allows the seat back to swing to a vertical position for stowage along with the upwardly folded seat pan. For maximum compactness when so stowed, the seat pan frame is provided with a contoured seat cushion that complements contouring of a seat back cushion. Integrated with the seat assembly is a retractable, occupant restraint harness including a nonbinding strap guide bracket that is attached to the same wall that mounts the seat assembly and provides for smooth, retraction and pull-out of retractable shoulder straps.		
대표청구항	1. A folding seat assembly for mounting on a wall, comprising: seat support bracket means adapted to be mounted on a wall; seat pan frame having front and rear extents; seat back frame having upper and lower extents; a first pivot means connecting said seat pan frame adjacent its rear extent to said support bracket means for limited articulation of said seat pan between a generally horizontal seating position and a generally vertical stowed position when said bracket means are mounted on a wall; a second pivot means connecting said seat back frame, adjacent its upper extent, to said support bracket means for limited swinging movement of the lower extent of said seat back frame between a seating position and a stowed position when said support bracket means are mounted on a wall; a seat back actuating cam having an elongated body slotted lengthwise and being pivotally connected at one of its ends to said support bracket means adjacent the lower extent of said seat back frame for limited rotation between a generally vertical, out-of-the-way position and a generally horizontal load reacting position in which a second end of said cam body contacts and displaces said seat back frame to its seating position;		

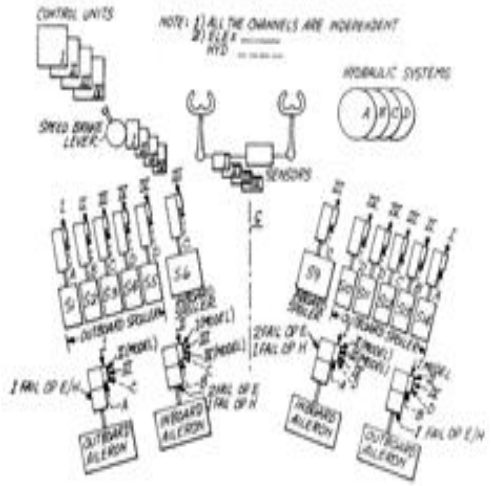
	a cam actuating crank arm affixed to said seat pan frame so as to rotate therewith, said crank arm cooperating with the slot in said cam body so as to effect said rotation of said cam between its generally vertical and horizontal positions when said seat pan frame is articulated from its stowed position to its seating position, said crank arm and slotted cam body arranged and cooperating with said seat back and seat pan frames so that rearwardly directed loads on said seat back frame adjacent the lower extent thereof are reacted by said cam, in compression, against said support means without applying a rotative force to said crank arm.
대표도면	

P-19. Method of forming integrally stiffened structures			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4725334 (1988.02.16)	출원번호	1985-798968 (1985.11.18)
출원인	Chem-Tronics, Inc. (US)	IPC(Main)	C23F-001/02
발명자	Brimm | Daniel J.	우선권주장	-
패밀리특허	US4725334A1		
요약	Integrally stiffened skin structures (72, 88, 96) which can advantageously be substituted for structures of the honeycomb, skin-and-stringer, and integrally machined types. Exemplary of a virtually endless list of components in which the integrally stiffened skin structures can be employed are jet engine components, aircraft and missile fuselages, jet engine pods, aircraft landing brake components, components with compound curvatures such as bulkheads and fairings, flat and curved panels, and conical and other shell-like components. Materials from which the structures can be fabricated include stainless steels, superalloys, titanium and aluminum alloys, other metals, and a variety of composites including those advanced ones with a high strength-to-weight ratio. Novel features of the structures include: secondary ribs (74) for raising resonant frequencies and increasing structural stability with a minimum increase in weight; tapered ribs (98) which provide a significant weight reduction without unduly affecting their performance; and the elimination of node material. That provides an additional, significant weight reduction.		
대표청구항	1. A method of making a lightweight, high strength structure from plate stock which comprises the steps of: forming said stock into a selected shape and thereafter reducing said stock to a skin having integral therewith separate arrays of primary ribs and secondary reinforcing ribs, said primary ribs and said secondary reinforcing ribs having different cross-sectional configurations.		
대표도면			

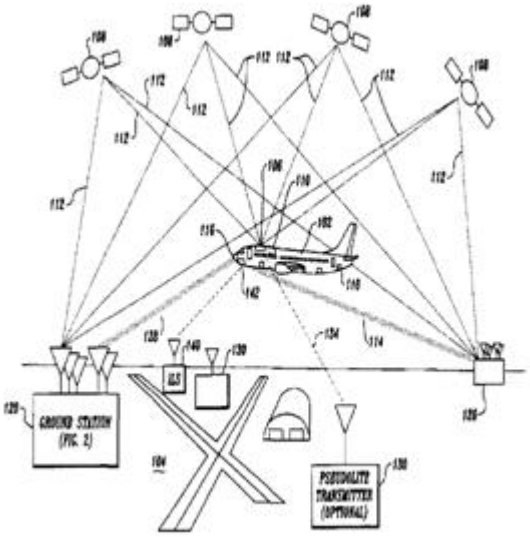
P-20. Structural panels for use in aircraft fuselages and other structures			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	7159822 (2007.01.09)	출원번호	2004-819084 (2004.04.06)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64C-001/00
발명자	Kent Grantham | Thomas D. Harrison | Robert M. Kay | Michael R. Kuss | William W. Turnmire | Mark K. Venskus | Tory R. Whitcomb | Rose Christie, legal representative | Peter S. Christie, deceased | Peter S. Christie, deceased	우선권주장	-
패밀리특허	US7159822B2 | US2006-0226287A1		
요약	Structural panels for use in manufacturing aircraft fuselages and other structures are disclosed herein. In one embodiment, a structural panel configured in accordance with the invention includes a skin having at least one offset surface. The structural panel can further include at least first and second stiffeners. The first stiffener can have a first flange portion mated to the skin adjacent to the offset surface. The second stiffener can be spaced apart from the first stiffener and can similarly have a second flange portion mated to the skin adjacent to the offset surface. The structural panel of this embodiment can additionally include a support member mated to the first flange portion of the first stiffener, the second flange portion of the second stiffener, and the offset surface of the skin.		
대표청구항	1. A structural panel comprising: a skin having at least one offset surface; a first stiffener having a first flange portion mated to the skin adjacent to the offset surface; at least a second stiffener spaced apart from the first stiffener, the second stiffener having a second flange portion mated to the skin adjacent to the offset surface; and a support member mated to the first flange portion of the first stiffener, the second flange portion of the second stiffener, and the offset surface of the skin, wherein the offset surface is a first surface associated with a first skin thickness, wherein the skin further includes a second surface associated with a second skin thickness that is less than the first thickness, and wherein the first and second stiffeners are mated to the second surface.		
대표도면			

5. BOEING 요지리스트

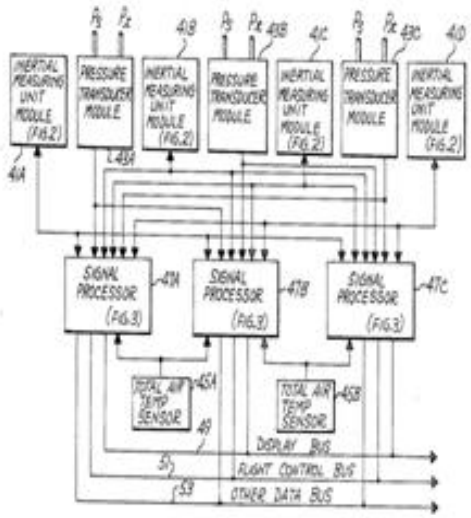
P-1. Fly-by-wire lateral control system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4472780 (1984.09.18)	출원번호	1981-306381 (1981.09.28)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	G05D-001/08
발명자	Chenoweth | Charles C. | Takats | Imre J.	우선권주장	-
패밀리특허	US4472780A1		
요약	Each wing of an aircraft carries a set of five outboard spoilers, one inboard spoiler, one inboard aileron and one outboard aileron, together constituting the lateral control surfaces for the aircraft. Each spoiler is positioned by means of a single thread electrohydraulic servoactuator. Each outboard aileron is positioned by means of a one/one fail-operational electrohydraulic servoactuator. Each inboard aileron is positioned by a two/one fail-operational, electrohydraulic servoactuator. The control system is operated by four independent electrical control signal processing channels and four independent hydraulic pressure supplies. A distribution pattern of the various lateral control surfaces on the aircraft, and an association pattern of the hydraulic pressure supplies and the electric control signal processing channels to the actuators, results in the lateral control system being operable after three electric channel failures, or three hydraulic pressure supply failures, or a combination of three electric channel and three hydraulic pressure supply failures.		
대표청구항	1. In an aircraft, a fly-by-wire type lateral control system, comprising: a first set of lateral control surfaces comprising a plurality of control surfaces; a separate first-set electrohydraulic actuator drivingly connected to each lateral control surface of said first set; a second set of lateral control surfaces comprising a plurality of control surfaces; a separate second-set one/one fail-operational electrohydraulic actuator drivingly connected to each lateral control surface of said second set, each said actuator having two hydraulic sections for redundant operation; a third set of lateral control surfaces comprising a plurality of control surfaces; a separate third-set two/one fail-operational, electrohydraulic actuator drivingly connected to each lateral control surface of said third set, each said actuator having two hydraulic sections for redundant operation; four separate hydraulic pressure supplies; four separate electric control signal command channels; control means for said system comprising: first means associating each first-set actuator with a single one of said channels and a single one of said hydraulic pressure supplies; second means associating each second-set actuator with three of said channels and associating each redundant hydraulic section of each second-set actuator with a single hydraulic pressure supply;		

	third means associating each third-set actuator with all four of said channels and associating each redundant hydraulic section of each third-set actuator with a single hydraulic pressure supply; and failure responsive means for causing the lateral control system to continue to be operable after three electric channel failures, or three hydraulic pressure supply failures, or a combination of three electrical channel and three hydraulic pressure supply failures.
대표도면	

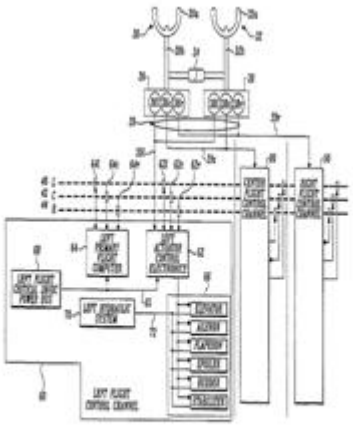
P-2. Local-area augmentation system for satellite navigation precision-approach system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5786773 (1998.07.28)	출원번호	1996-720715 (1996.10.02)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	G08G-005/00
발명자	Murphy | Timothy Allen	우선권주장	-
패밀리특허	US5786773A1		
요약	An aircraft local-area augmentation system that employs a differential global positioning system (GPS) to assist aircraft (102) landing is disclosed. One or more GPS ground stations (120), each including at least two GPS receivers (122) and a datalink transmitter (126), calculate and transmit GPS correction data to an aircraft (102). An aircraft (102) employs a GPS receiver (106) for receiving ranging signals (112) from GPS satellites (108), and a datalink receiver (116) for receiving GPS correction data and other information from a GPS ground station (120). The aircraft (102) further includes a data processor (110) for determining a global position of the aircraft (102) as a function of the aircraft GPS pseudorange data and the GPS correction data. The system minimizes the introduction of non-common errors by the use of double-differencing calculations using multiple combinations of satellite (108) and GPS ground station receiver (122). The system further comprises a method of transmitting a digital signature (626) from a GPS ground station (120) to an aircraft (102), in order to authenticate transmitted messages, thereby detecting spoofing. Messages transmitted from a GPS ground station (120) on a datalink (128) include an almanac message (930), providing data useful for locating other GPS ground stations (120), and a NOTAM message (940), providing satellite (108) status information. The airborne datalink receiver (116) includes an autonomous scanning mode that scans available datalink frequencies and time slots, searching for datalink signals (128). One or more optional pseudolite stations (130) employing a spread spectrum code sequence improve the accuracy and reliability of the system. The inclusion of an ILS glideslope frequency (952) in the datalink allows an airborne receiver to operate in a hybrid mode, combining a differential GPS determination of horizontal position with an ILS determination of altitude.		
대표청구항	1. A landing assistance system to provide navigation information to an aircraft, said landing assistance system including: (a) a plurality of satellites transmitting satellite signals containing satellite data sufficient to determine an approximate range between said aircraft and each satellite; and (b) at least one GPS ground station positioned at a fixed location on the ground, said GPS ground station including: (i) a plurality of receivers operative for receiving said satellite signals and determining pseudoranges to said satellites, said plurality of receivers determining at least four pseudoranges, each pseudorange representing an approximate distance between one receiver and one satellite and having a corresponding error representing a deviation between said pseudorange corresponding to one receiver and one satellite and an actual distance between		

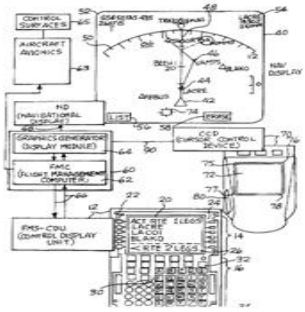
	said one receiver and said one satellite associated with said pseudorange; (ii) at least one data processor operative for determining differential correction information, said differential correction information determined by determining said error corresponding to each said pseudorange, each said error consisting of common mode errors and non-common mode errors, differentiating said common mode errors from said non-common mode errors, and filtering out pseudorange measurements having corresponding non-common mode errors that exceeds a threshold, said differentiation of said common mode errors from said non-common mode errors performed based on a comparison of said each error associated with said four pseudoranges; and (iii) a datalink transmitter operative for transmitting a datalink signal containing said differential correction information.
대표도면	

P-3. Integrated-strapdown-air-data sensor system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4303978 (1981.12.01)	출원번호	1980-142135 (1980.04.18)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	G06F-015/50
발명자	Shaw | Jack C. | Gilbert | John F. | Olbrechts | Guy R. | McIntyre | Melville D.	우선권주장	-
패밀리특허	US4303978A1		
요약	A plurality of inertial measuring unit (IMU) modules (41A, B, C and D) each comprising gyros and accelerometers (61, 65 and 67) for sensing inertial information along two orthogonal axes, are strapdown mounted in an aircraft, preferably such that the sense axes of the IMUs are skewed with respect to one another. Inertial and temperature signals produced by the IMU modules, plus pressure signals produced by a plurality of pressure transducer modules (43A, B and C) and air temperature signals produced by total air temperature sensors (45A and B) are applied to redundant signal processors (47A, B and C). The signal processors convert the raw analog information signals into digital form, error compensate the incoming raw digital data and, then, manipulate the compensated digital data to produce signals suitable for use by the automatic flight control, pilot display and navigation systems of the aircraft. The signal processors include: an interface system comprising a gyro subsystem (47), an accelerometer and air calibration data subsystem (50) and an air data and temperature subsystem (52); a computer (54); an instruction decoder (56); and, a clock (58). During computer interrupt intervals raw digital data is fed to the computer (54) by the interface subsystems under the control of the instruction decoder (56). The computer includes a central processing unit that compensates raw digital gyro and accelerometer data to eliminate bias, scale factor, dynamic and temperature errors, as necessary. The central processing unit also modifies the gyro and accelerometer data to compensate for relative misalignment between the sense axes of the gyros and accelerometers and for the skewed orientation of these sense axes relative to the yaw, roll and pitch axes of the aircraft. Further, accelerometer data is transformed from body coordinate form to navigational coordinate form and the result used to determine the velocity and position of the aircraft. Finally, the central processing unit develops initializing alignment signals and develops altitude, speed and corrected temperature and pressure signals.		
대표청구항	1. An integrated-strapdown-air-data sensor system for an aircraft comprising: (a) a plurality of inertial measuring unit (IMU) modules, suitable for strapdown mounting in an aircraft, each of said IMU modules acceleration of said aircraft along at least two different axes and producing raw angular rate and raw linear acceleration signals related thereto, each of said IMU modules including a temperature sensor for sensing the temperature of the related IMU module and producing an IMU temperature signal related thereto; (b) at least one pressure transducer module, suitable for mounting in an aircraft, for sensing air data and producing raw air data signals related		

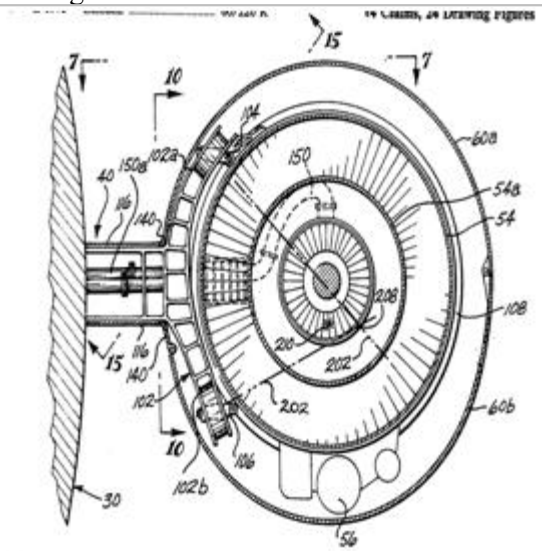
	thereto; (c) at least one total air temperature sensor, suitable for mounting in an aircraft, for sensing the outside total air temperature at the skin of the aircraft and producing a total air temperature signal related thereto; and, (d) at least one signal processor coupled to said plurality of IMU modules, said at least one pressure transducer module and said at least one total air temperature sensor, for: (1) receiving said raw angular rate, raw linear acceleration, IMU temperature, raw air data and total air temperature signals; (2) converting said raw angular rate, raw linear acceleration, IMU temperature, raw air data, and total air temperature signals into common time base digital form; (3) compensating said raw angular rate and raw linear acceleration signals in common time base digital form for various types of errors that cause said raw angular rate and raw linear acceleration signals to be inaccurate and producing accurate body angular rate and accurate body linear acceleration signals; (4) calibrating said raw air data signals in common time base digital form to produce accurate air data signals; and, (5) combining said accurate body angular rate and accurate body acceleration signals, and said accurate air data signals, to produce accurate attitude, navigational position and velocity signals that define the attitude, navigational position and velocity of said aircraft and are suitable for use by the automatic flight control, navigation and display systems of said aircraft.
대표도면	

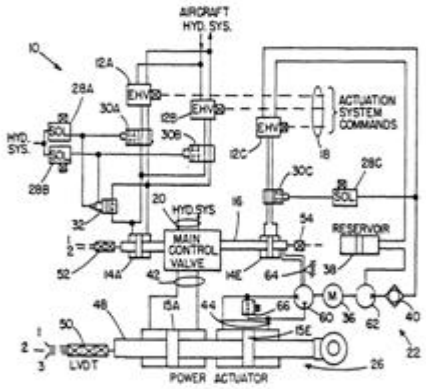
P-4. Multiaxis redundant fly-by-wire primary flight control system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5493497 (1996.02.20)	출원번호	1992-893339 (1992.06.03)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64C-013/00
발명자	Buus | Henning	우선권주장	-
패밀리특허	CA2095616A1 | CA2095616C | DE69305112D1 | DE69305112T2 | EP0573106A1 | EP0573106B1 | JP1994-032291A | JP3384833B2 | US5493497A1		
요약	A redundant, multi-channel fly-by-wire control system for use in an aircraft is disclosed. The system includes a left flight control channel (60), a center flight control channel (80) and a right flight control channel (90). Each control channel is capable of flying the aircraft in the event the other two channels fail. Included within each control channel is an actuator controller electronics unit (ACE (62, 82, 92)), which transmits a series of pilot control transducer signals to a set of primary flight computers (64, 84, and 94). The primary flight computers combine the pilot control transducer signals with data obtained from an air data and inertial reference unit (145) to generate a set of flight surface commands. Each ACE selects a set of flight surface commands to control the movement of a set of flight control surfaces on the aircraft.		
대표청구항	1. A fly-by-wire flight control system for an aircraft that monitors the position of pilot controls and produces flight surface commands that control the movement of a plurality of flight control surfaces on the aircraft to adjust the attitude of the aircraft about roll pitch, and yaw directional axes, the system comprising: (a) a plurality of transducers associated with the pilot controls, each of said plurality of transducers producing a signal indicative of the position of a corresponding pilot control; (b) a plurality of isolated flight control channels, each of which includes: (i) a plurality of servo loops assigned to one of the isolated flight control channels of the plurality of isolated flight control channels, each servo loop controlling the movement of a flight control surface on the aircraft such that the plurality of servo loops in the isolated flight control channel operate to control a set of flight control surfaces that together adjust the attitude of the aircraft in the roll, pitch and yaw directional axes; (ii) an actuator controller electronics unit (ACE) that receives the signals from at least some of the transducers; and (iii) a primary flight computer that is coupled to the ACE and which generates flight surface commands as a function of the signals from the transducers, the ACE for each isolated flight control channel including means for receiving the flight surface commands and for coupling the flight surface commands to the plurality of servo loops, wherein the set of flight control surfaces controlled by each isolated flight control channel is selected so that operation of a single isolated flight control channel is sufficient to fly the aircraft in the event that the remaining isolated flight control channels fail.		

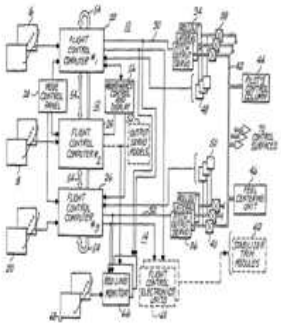
대표도면	

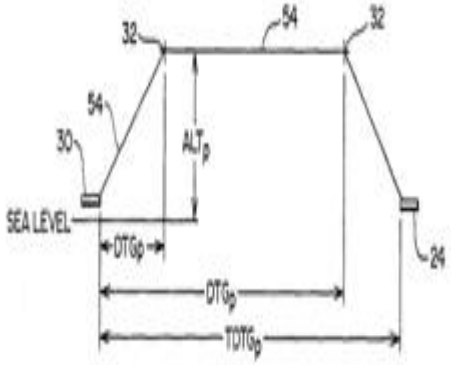
P-5. Cursor controlled navigation system for aircraft			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5715163 (1998.02.03)	출원번호	1995-518090 (1995.08.22)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	G06F-165/00
발명자	Bang | Eric S. | Groce, deceased | John L. | Chaney | Robert E.	우선권주장	-
패밀리특허	DE69628617D1 | DE69628617T2 | EP0763714A2 | EP0763714B1 | EP0763714A3 | US5715163A1		
요약	An aircraft navigation control system includes a flight management system control display unit (12), a navigation display unit (40), logic circuitry (60) and a cursor control input device (70). The flight management system control display unit (12) includes a keyboard (30) to allow desired route waypoint modification via keyboard entries. These entries appear on a display (20) which provides a text listing of the selected waypoints. The navigation display (40) produces a graphical depiction of the selected waypoints as provided on the flight management system control display unit (12). In addition, the user may modify or create a new desired route by movement of a cursor (4) on the navigation display (40) to thereby highlight and select various waypoints as depicted on the display (40). By use of this graphical interface via a cursor control device (70) and the cursor (74) on the navigation display (40), a user may create, by a connect the dot approach, a new desired navigation route. Changes so entered on the navigation display (40) by the cursor control device (70) correspondingly create changes in the text display of the control display unit (12).		
대표청구항	1. An aircraft cursor controlled navigation system comprising: a navigation display for graphically displaying to the flight crew a sequence of waypoints defining a desired aircraft route and said navigation display also depicting a movable cursor; a manual input cursor control device suited for receiving manual inputs to control the position of said cursor on said navigational display; a control display unit including a keypad for allowing the typed entry of sequential waypoints to define a desired aircraft route and a text display of said typed entries; and a logic means for directing aircraft flight in accordance with a flight crew input desired route, said logic means including logic for allowing the flight crew to select a new or revised desired route by manually selecting waypoints via the cursor control device with said newly selected waypoints automatically forming the desired route on both said navigation display and as a new or revised text display on said control display unit, said logic means including means for automatically deleting waypoints which are no longer on the desired route.		
대표도면			

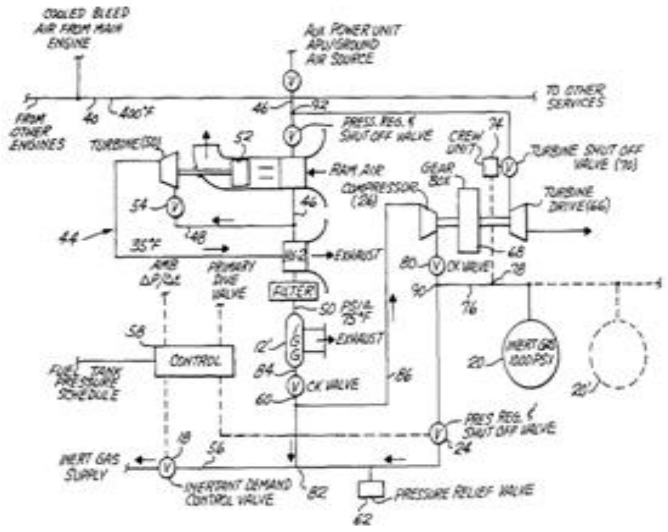
P-6. Nacelle assembly and mounting structures for a turbofan jet propulsion engine			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4044973 (1977.08.30)	출원번호	1975-644915 (1975.12.29)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64D-029/06
발명자	Moorehead | James R.	우선권주장	-
패밀리특허	US4044973A1		
요약	A nacelle assembly including an inlet channel, an exterior cowl, a fan channel, and a turbine exhaust nozzle is directly mounted on a turbofan jet propulsion engine. The engine in turn is shock mounted directly on a strut, in turn affixed to an aircraft. A central portion of the outer cowl is hinged to open in a clam shell manner about hinges positioned adjacent the strut location to expose the fan casing and engine accessories for maintenance and removal. A rearward portion of the nacelle assembly is formed in two D-duct structures that are also hinged to open in a clam shell manner about hinges positioned adjacent the strut location. The D-duct structures include portions of the outer cowl and of the fan duct walls. When the D-duct structures are open, the turbine casing of the turbofan engine is exposed for maintenance, repair and removal. A pair of beams, affixed at one end to the aircraft fuselage, and enclosed by an aerodynamic fairing, constitute the mounting strut. The beams extend beyond the fairing into the nacelle and through a fan duct bifurcating structure. The forward of the two beams forks into a yoke-like structure that surrounds a portion of and is affixed by shock mounts to the exterior of the fan casing. The rear beam is also affixed to the turbine casing by a shock mount.		
대표청구항	1. In a structure for mounting a turbofan engine on a aircraft fuselage, said turbofan engine having a high bypass ratio and including a turbine casing housing a turbine engine, the rearward end of a turbine nozzle operably associated with said turbine casing for directing propulsion gases rearwardly from said engine, an annular fan casing surrounding and spaced outwardly from said turbine casing, a low pressure fan mounted within said fan casing and driven by said turbine engine, said fan casing being structurally coupled to said turbine casing, an improved structure for interchangeably mounting said turbofan engine to a plurality of locations on a fuselage comprising: a structural yoke and means for affixing said yoke to the fuselage of an airplane, said yoke extending about a portion of the periphery of said fan casing and being spaced therefrom, said yoke having a central portion, a first end spaced in a first direction from said central portion and a second end spaced in the opposite direction from said central portion, first shock absorbing mounting means associated with the first end of said yoke for releasably coupling the first end to a first location on the periphery of said fan casing, second shock absorbing mounting means associated with the second end of said yoke for releasably coupling the second end of said yoke to a second location on the periphery of said fan casing, said second location being spaced from said first location,		

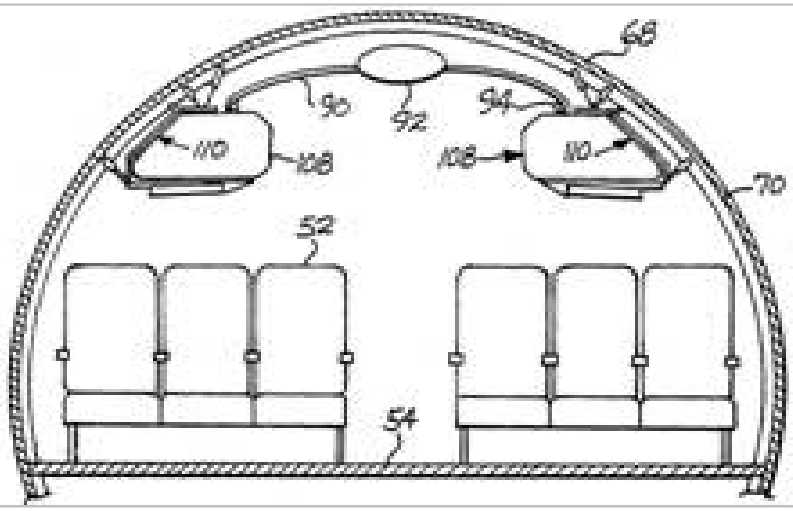
	a mounting arm and means for affixing said arm to the fuselage of an airplane, said arm having an outer end located adjacent said turbine casing and rearwardly from said yoke, said arm extending in a generally radial direction toward said turbofan engine, third shock absorbing mounting means associated with the outer end of said arm for releasably coupling said outer end to said turbine casing, nacelle means associated with said engine and including inner and outer fan duct walls defining an annular fan duct associated with and extending rearwardly from said fan casing for receiving fan air from said fan and directing said fan air rearwardly relative to said engine, and bifurcation means affixed to said engine and associated with said fan duct for splitting the flow of air therethrough, said bifurcation means extending longitudinally along said duct from a forward location adjacent said fan casing to a location rearwardly thereof, said bifurcation means being located in said fan channel adjacent the central portion of said yoke and having a central channel therethrough communicating between the region inside the inner fan duct wall and the region outside the outer fan duct wall, said mounting arm extending through said central channel, said nacelle means being coupled to said bifurcation means and said engine so as to be isolated from said mounting arm and said yoke when said engine is mounted thereon, and to remain coupled to said bifurcation means and said engine when said engine is released from said yoke and said mounting arm.
대표도면	

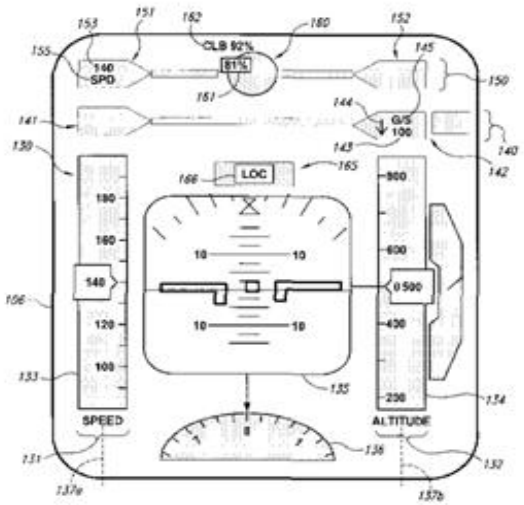
P-7. Load-adaptive hybrid actuator system and method for actuating control surfaces			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5074495 (1991.12.24)	출원번호	1990-496069 (1990.03.16)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64C-003/40
발명자	Raymond | Eugene T.	우선권주장	-
패밀리특허	US5074495A1		
요약	An actuator system for a control surface of an aircraft having a hydraulic system and a source of actuation system commands. The actuator system includes hydraulic circuits connected to the aircraft hydraulic system and an electrically-powered hydraulic circuit integrated with the actuator. The electrically-powered hydraulic circuit includes an electric motor connected to a hydraulic fluid pump. The pump can be controlled to adapt to the power requirements to actuate the control surface.		
대표청구항	1. A hybrid control surface actuation system for a craft operating in a fluid, the craft having one or more fluid-dynamic control surfaces, a first hydraulic system adapted to produce and carry hydraulic pressure to each of the control surfaces, and a control surface actuation signal system adapted to produce a signal for controlling at least one of the control surfaces, comprising: one or more local hydraulic systems, each local hydraulic system being associated with a distinct one of the one or more fluid-dynamic control surfaces and including: first transducer means connected to the first hydraulic system and adapted to receive the signal from the actuation signal system and produce a first hydraulic flow signal in response thereto; a separate second hydraulic system solely associated with that local hydraulic system for producing and carrying hydraulic pressure to the distinct one of the one or more fluid-dynamic control surfaces; a second transducer means connected to the separate second hydraulic system and adapted to receive the signal from the actuation signal system and produce a second hydraulic flow signal in response thereto; and actuation means for receiving the first and second hydraulic flow signals, the actuation means being adapted to continuously actuate the distinct one of the control surfaces of the craft in response to at least one of the first and second hydraulic flow signals.		
대표도면			

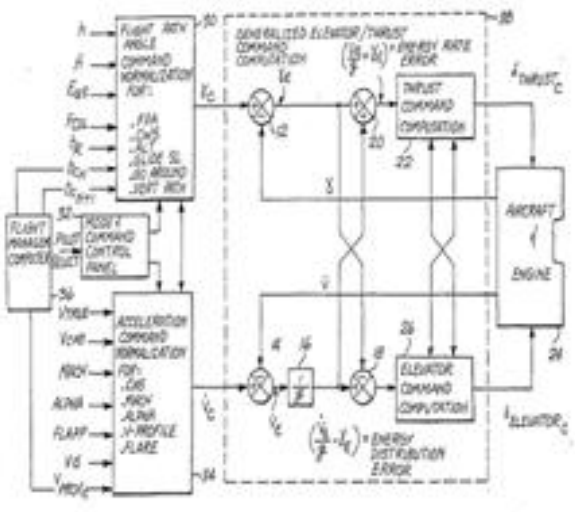
P-8. Autopilot flight director system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4644538 (1987.02.17)	출원번호	1982-432894 (1982.06.16)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	G06F-011/08
발명자	Cooper | Michael G. | Elliott | Elden M. | Hartzell | Dean A.	우선권주장	-
패밀리특허	DE3279929D1 | EP0110885A1 | EP0110885B1 | EP0110885A4 | US4644538A1 | WOWO1984-000071A1		
요약	Each of three redundant sensor sets (16, 18, 20) provides flight status data to a corresponding one of three flight control computers (22, 24, 26). Each of the computers shares sensor data as well as computed control surface command signals with all other system computers. The command signal outputs from two computers are transduced (34, 36) to mechanical commands which are combined and applied to the appropriate aircraft control surface. The remaining computer output is a mathematical model of the mechanical outputs of the other channels. Fault detection and isolation is accomplished by cross channel comparing sensor data, command signals, model/surface position information and by incorporating channel monitors for detecting generic or common mode flight control computer failures.		
대표청구항	1. An aircraft autopilot flight director system comprising: first, second and third redundant sensor sets, each sensor set producing predetermined output data signals related to the status of the aircraft; first, second and third flight control computers, each computer including means for: (a) comparing the associated sensor signal set with the sensor signal sets of the other two flight control computers and identifying a failure in response to a predetermined discrepancy there between; (b) processing said first, second and third sensor set data signals and producing a reference sensor signal set; (c) processing said reference sensor signal set and producing command control signals; (d) comparing said produced command control signals with the command control signals produced by the other two flight control computers and identifying a self-failure in response to a predetermined discrepancy there between; utilization means for utilizing the command control signals from at least two of the flight control computers as aircraft surface control commands; and common mode fault detection means, utilizing apparatus and control laws unique from any of said first, second and third flight control computers, for independently producing command control signals, said common mode fault means including means for comparing each of said first, second and third flight control computer produced control signals with said independently produced control signals and identifying as a failure each of said computers which produces command controls which deviate from said independently produced command control signal by a predetermined value.		
대표도면			

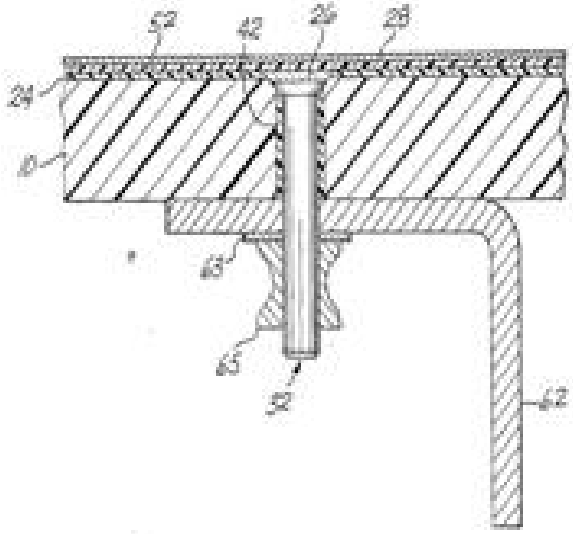
P-9. Navigational apparatus and methods for displaying aircraft position with respect to a selected vertical flight path profile			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4792906 (1988.12.20)	출원번호	1986-902417 (1986.08.29)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	G06F-015/50
발명자	King | Ethmer W. | Yotsuuye | David S. | Kircher, Jr. | Robert C. | Radfar | Mohammed R.	우선권주장	-
패밀리특허	DE3779970D1 | EP0257702A2 | EP0257702B1 | EP0257702A3 | US4792906A1		
요약	An aircraft navigational system for providing a geometic display to the pilot of the vertical position of the aircraft relative to a selected vertical flight path profile as the aircraft progresses between its departure and destination. The vertical profile, which has a climb portion, a cruise portion and a descent portion, is formed by a number of navigational points, each of which is defined by an altitude component and a geographical position component. The profile points which form the climb and descent profiles are calculated from controller assigned altitude and waypoint constraints as well as from airspeed and altitude operating limitations which define various selected aircraft performance climb and descent modes.		
대표청구항	1. A method of generating an informational profile for guiding an aircraft flight, the method comprising the steps of: a. providing information concerning locations of an earlier position P1and a later position P4,as well as aircraft first operating parameters for conducting a climb from the earlier position P1and aircraft second operating parameters for conducting a descent to the later position P4; b. calculating a location of an upper descent position P3from the later position P4as a function of a projected distance to be flown by the aircraft when descending to position P4in accordance with the aircraft second operating parameters; c. calculating a location of an upper climb position P2from earlier position P1as a function of a projected distance to be flown by the aircraft when climbing to the upper climb position P2from position P1in accordance with the aircraft first operating parameters; d. generating the informational profile which is defined by a climb portion including positions P1and P2,a descent portion including positions P3and P4,and an intermediate portion including positions P2and P3; and e. guiding said aircraft based on the generated informational profile.		
대표도면			

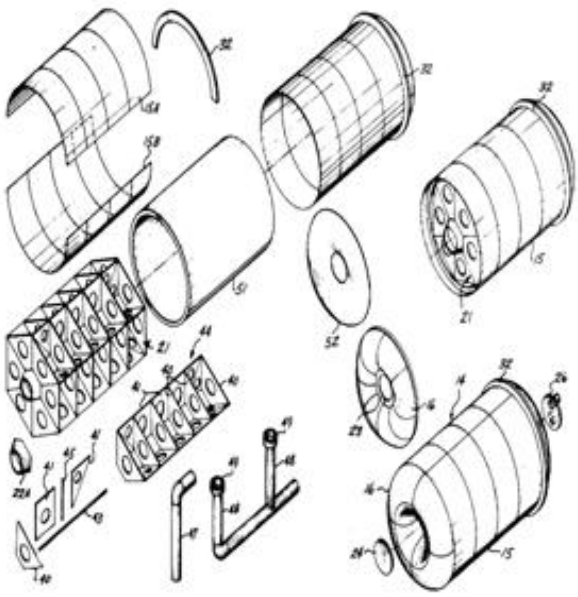
P-10. Combustibly inert air supply system and method			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4378920 (1983.04.05)	출원번호	1980-169140 (1980.07.15)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64D-037/32
발명자	Runnels | Joe N. | Fagerlund | Kenneth R.	우선권주장	-
패밀리특허	US4378920A1		
요약	Compressed air is directed through an inert gas generator which removes oxygen to produce a nitrogen enriched, combustibly inert air or gas. The converter is sized to only meet the relatively low flow rate requirements of the system during which times the combustibly inert air or gas is delivered directly to a utilization site. The system further includes a high pressure storage container in which a pressurized precharge of the combustibly inert air or gas is stored. Combustibly inert air is released from such high pressure storage container for providing the higher flow rate requirements of the system. The system may be used aboard an aircraft for inerting fuel tanks. It may include a separate compressor for filling the high pressure storage container.		
대표청구항	1. A combustibly inert gas supply system, comprising: a first source of combustibly inert gas comprising an inert gas generator, said generator including an inlet for compressed atmospheric air, an outlet, and flow-through means between the inlet and outlet for converting the compressed air into combustibly inert gas; first conduit means for delivering compressed air to the inlet; second conduit means for delivering inert gas to a utilization site; a second source of combustibly inert gas comprising storage means for storing inert gas at a high pressure; third conduit means leading from the outlet to the second conduit means; fourth conduit means leading from the storage means to the second conduit means; fifth conduit means leading from the third conduit means to the fourth conduit means, and including a compressor for charging the high pressure storage means; regulator means for switching between said first and second sources and for supplying said second source from said first source.		
대표도면			

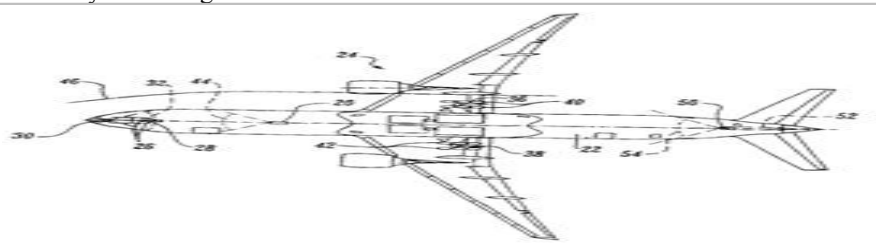
P-11. Stowage bin and support panel system for convertible aircraft and method of installation			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5108048 (1992.04.28)	출원번호	1989-407606 (1989.09.15)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64D-011/00
발명자	Chang | Charles C. T.	우선권주장	-
패밀리특허	US5108048A1		
요약	A quickly releasable stowage bin 108 mountable on one or more support panels 110, 110', or 110", affixed to the interior of an aircraft 100. In the installation of a single stowage bin 108, quickly releasable mounting mechanisms 146, and 158, 160, and 168, respectively affix the upper and lower portion of the stowage bin 108 to the upper and lower portion of a support panel or panels. Each support panel 110, 110', and 110" are initially aligned in the factory whereby a conversion of the aircraft 100 from freighter mode to full or partial passenger mode, results in a rapid, easy, secure, and quality installation of each stowage bin 108. The quickly releasable mounting mechanisms 146, and 158, 160, and 168, also facilitate the rapid and easy removal of each stowage bin 108 from within a compartment of the aircraft 100 during conversion of that compartment from passenger mode to freighter mode.		
대표청구항	1. An article of manufacture comprising: (a) a bin for stowing articles within an aircraft, said aircraft having a longitudinal axis, said bin comprising a back panel, at least two side panels, and a bottom face; (b) means forming a latch for releasably mounting the upper portion of said bin to a first stowage bin support member affixed in direct contact with the internal framework of said aircraft, said latch means having a translatable handle disposed on each of said side panels extending slightly below said bottom face, whereby in use, said handle may be translated to release said latch; (c) a bracket extending away from said back panel for limiting the motion of said bin along said longitudinal axis when said bin is mounted within said aircraft, and (d) an adjustable mounting bracket means attached to the lower portion of each of said side panels for releasably mounting said lower portion to a second stowage bin support member affixed in direct contact with the internal framework of said aircraft, each of said adjustable bracket means extending outwardly and rearwardly of said bin towards the outboard side of said aircraft when said bin is installed within said aircraft.		
대표도면			

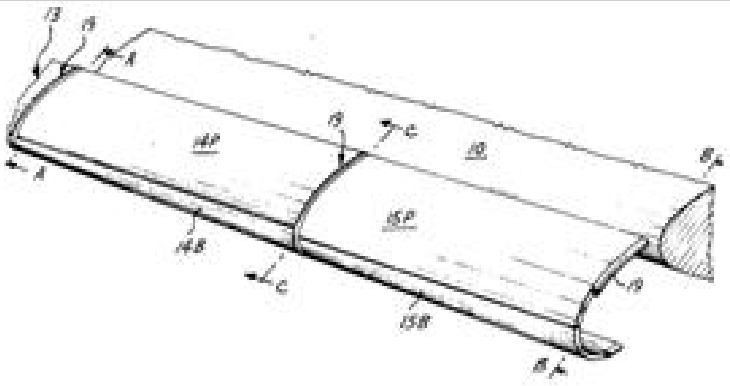
P-12. Method and system for autoflight information display			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6745113 (2004.06.01)	출원번호	2002-165542 (2002.06.07)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	G01C-023/00
발명자	John C. Griffin, III | Randall J. Mumaw	우선권주장	-
패밀리특허	EP1369669A1 | RU2321878C2 | US6745113B2 | US2003-0229426A1		
요약	A method and system for autoflight information display. A method in accordance with one embodiment of the invention includes determining if an automatic aircraft controller is controlling an aircraft function based at least in part on a target aircraft speed. If so, the method further includes displaying alphanumeric information corresponding to the operation of the automatic aircraft controller at a first location of a display medium. If not, the method further includes displaying the alphanumeric information at a second location of the display medium different than the first location. The first location can be aligned with a display of the aircraft speed, and the second location can be aligned with a display of the aircraft altitude. In another embodiment of the invention, engine control information can be integrated with a display of aircraft autopilot and/or autothrottle information.		
대표청구항	1. A computer-implemented method for displaying information corresponding to the operation of an automatic aircraft controller, comprising: if the automatic aircraft controller is controlling an aircraft function based at least in part on a target aircraft speed, displaying alphanumeric information corresponding to the operation of the automatic aircraft controller at a first location of a display medium; and if the automatic aircraft controller is not controlling the aircraft function based at least in part on the target aircraft speed, displaying the alphanumeric information at a second location of the display medium different than the first location.		
대표도면			

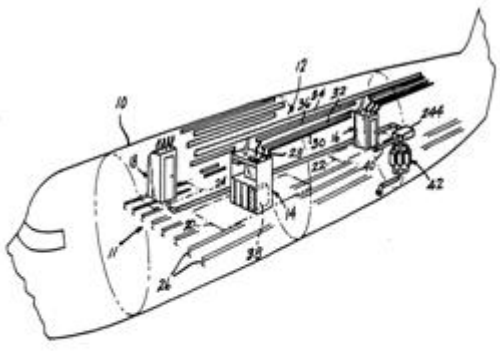
P-13. Total energy based flight control system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4536843 (1985.08.20)	출원번호	1982-454205 (1982.09.30)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64C-013/00
발명자	Lambregts | Antonius A.	우선권주장	-
패밀리특허	DE3279390D1 | EP0120855A1 | EP0120855B1 | EP0120855A4 | US4536843A1 | WOWO1984-001345A1		
요약	An integrated aircraft longitudinal flight control system uses a generalized thrust and elevator command computation (38), which accepts flight path angle, longitudinal acceleration command signals, along with associated feedback signals, to form energy rate error (20) and energy rate distribution error (18) signals. The engine thrust command is developed (22) as a function of the energy rate distribution error and the elevator position command is developed (26) as a function of the energy distribution error. For any vertical flight path and speed mode the outerloop errors are normalized (30, 34) to produce flight path angle and longitudinal acceleration commands. The system provides decoupled flight path and speed control for all control modes previously provided by the longitudinal autopilot, autothrottle and flight management systems.		
대표청구항	1. An aircraft longitudinal flight control system for automatically controlling the aircraft's flight path and speed, using engine thrust and elevator control surface position, comprising: means for developing an incremental net thrust command signal ΔTcwhich is a linear combination of a signal representative of the aircraft's total energy error with respect to the flight path and speed command targets and a signal representative of the rate of change of the aircraft's total energy; thrust control means for automatically controlling the incremental net thrust of the engines to said incremental net thrust command signal ΔTc,such that said total energy error is reduced to zero; means for developing an incremental elevator position command Δδe.sbsb.c for controlling the deviation of the aircraft from a commanded flight path; and elevator position control means for automatically positioning the elevator to said incremental elevator command signal Δδe.sbsb.c such that said deviation of the aircraft from the commanded flight path is reduced to zero.		
대표도면			

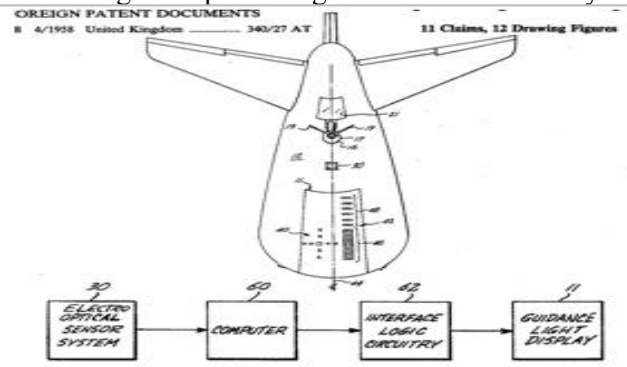
P-14. Integral lightning protection system for composite aircraft skins			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4502092 (1985.02.26)	출원번호	1983-469346 (1983.02.24)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	H05F-001/02
발명자	Bannink, Jr. | Engbert T. | Olson | Glenn O.	우선권주장	-
패밀리특허	DE3278383D1 | EP0120010A1 | EP0120010B1 | EP0120010A4 | US4479163A1 | US4502092A1 | WOWO1984-001487A1		
요약	Method and structures for enhancing the conductivity of graphite composite materials for lightning protection and prevention of attachment of lightning to fasteners. The integral lightning protection for composite aircraft skins, including skins with fasteners penetrating into fuel tanks, utilizes metal coated or plated graphite fibers which are woven into the outer layer of tape or fabric of the structural component requiring protection.		
대표청구항	1. In combination: an integral lightning protection system for an aircraft graphite epoxy structure having a fastener inserted therein; an electrically conductive substructural member for supporting said aircraft graphite epoxy structure; and, electrically non-conductive means coupled between said fastener and said electrically conductive substructural member.		
대표도면			

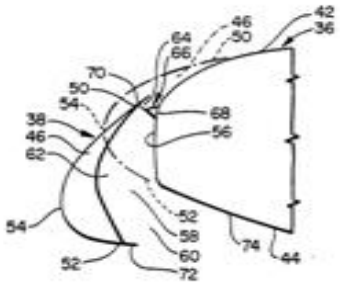
P-15. Cryogenic tank and aircraft structural interface			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	3979005 (1976.09.07)	출원번호	1975-558578 (1975.03.17)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B65D-025/04
발명자	Robinson | Robert K. | Whitener | Philip C.	우선권주장	-
패밀리특허	US3951362A1 | US3979005A1		
요약	A cryogenic fuel tank of a cylindrical design having toroidal surface ends, is suspended in aircraft structure through a central front mount member; and the rear tank is supported by rod elements which extend from a mounting ring about the tank, to mount points rearwardly within the interior of the fuselage. The central front mount member has baffles attached thereto, so as to prevent undue sloshing of the liquid within the tank. The front end of the tank suspension absorbs radial and axial loads, but no bending moments; and the aft linkage suspension arrangement takes primarily radical and torsional loads. Also the aft suspension provides for unrestrained axial and radial contraction and expansion of the outer shell of the tank.		
대표청구항	1. A container for fluids, comprising: a cylindrical center section with toroidal-ring surface end members; a baffle assembly positioned within the container to prevent undue sloshing of its contents; said baffle assembly having a core structure interconnecting the toroidal-ring surface end members for supporting the baffle assembly in spaced relation to the interior wall surfaces of the container; said baffle assembly core structure being supportably attached to the central portion of the toroidal-ring surface end members for reacting to sloshing fluid pressure loads imposed on the baffle assembly through said toroidal-ring centers.		
대표도면			

P-16. Airplane ground maneuvering camera system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B1(Utility Patent Grant (no pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6405975 (2002.06.18)	출원번호	1998-135992 (1998.08.18)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64C-025/50
발명자	Sankrithi | Mithra M. K. V. | McKenna | David W. | Wallace, Jr. | Mannon L. | Cabrera | Ronaldo O. | Reysa | Gary D. | Seidel | Gerhard E. | Yeeles | John | Cashman | John	우선권주장	-
패밀리특허	DE69939672D1 | EP0980828B1 | EP0980828A1 | US6405975B1		
요약	A system for aiding ground maneuvering of an airplane. The system includes at least one camera mounted on the airplane for generating video images of at last one gear with tires, preferably a main or nose landing gear and the surrounding ground. The cockpit of the airplane includes a video display device that displays the generated video images and a user interface that allows selection of the format for displaying the generated video images. A camera mounted within a moveable component of the airplane is mounted on a movable device that compensates for component movement. The system also includes a display generator for generating in real-time superimposed oversteer targets on the displayed video images. The video images with oversteer targets assist the pilot in determining the airplane's actual position relative to runways, taxiways, obstacles and other ground features and to maneuver a plane with a wide wheel track long wheelbase, or both accordingly.		
대표청구항	1. A system for aiding ground maneuvering of an airplane fitted with at least two main landing gear located beneath the right and left airplane wings, respectively, and a nose landing gear located forward of said main standing gear, said at least two main landing gear and said nose landing gear each including tires, said system comprising: a first camera for generating video images of the tires of said nose landing gear and a predefined area of ground around said nose landing gear; a second camera for generating video images of the tires of at least one of said at least two main landing gear and a predefined area of ground around said at least one of said at least two main landing gear; and video display means in the cockpit of said airplane for displaying said generated video images generated by said first and second cameras; wherein said second camera is mounted on a movable component of said airplane; wherein said movable component is a trimmable stabilizer, and further comprising electronic compensation means, responsive to a signal corresponding with stabilizer trim position, for generating a video field of view for display which is substantially unaffected by trimming movements of said stabilizer.		
대표도면			

P-17. Variable camber leading edge flap			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4189120 (1980.02.19)	출원번호	1977-860645 (1977.12.14)
출원인	Boeing Commercial Airplane Company (US)	IPC(Main)	B64C-003/50
발명자	Wang | Timothy	우선권주장	-
패밀리특허	DE2828162A1 | DE2828162C2 | FR2411759A1 | FR2411759B3 | GB2010761A | GB2010761B | IT1105371B | IT7850024D0 | JP1267555C | JP1979-083298A | JP59045558B | US4189120A1		
요약	Tailoring the contour and chord length of a variable camber leading edge flap for the tapered wing of an aircraft is aimed at improving the aircraft's low speed performance particularly for takeoff and landing. Each segment of a spanwise series of leading edge flap segments has a constant chord flexible panel and a spanwise tapered leading edge or bullnose member. By using different chord flexible panels in adjacent flap segments, together with a tapered bullnose, the effective chord length and contour of the variable camber leading edge flap can be varied smoothly in the spanwise direction without resorting to different flap linkage mechanisms at each spanwise station. Further, through the change in cross-sectional shape of the bullnose member along the semi-span of the wing, a change in the effective flap angle (angle-of-incidence of the flap-chord relative to the wing-chord plane) is also produced. For additional variation in the flap angle in a spanwise direction along the leading edge of the fixed wing section, a twist can be imparted to the constant chord flexible panel through a slight variation in the degree of angular rotation of common flap linkage mechanisms attached to each end of the flap segment; however, the greatest amount of change in flap angle is accomplished through the change in cross-sectional shape of the bullnose member and only a slight amount is due to the variation in the degrees of angular rotation of the linkage mechanism.		
대표청구항	1. A leading edge flap span for an airfoil, comprising: a spanwise series of flap segments; each flap segment having in combination, a flexible constant chord length panel and a leading edge bullnose member, and said combination producing a flap-chord plane; each of said bullnose members being tapered spanwise to form in combination with each of said constant chord length panels, a series of spanwise tapered flap segments; means for extending the spanwise series of flap segments to form a uniformly varying tapered leading edge flap span for the airfoil; and each spanwise tapered flap segment having its flexible constant chord length panel and leading edge bullnose member, in chordwise combination, forming an aerodynamically smooth and continuous upper surface curvature.		
대표도면			

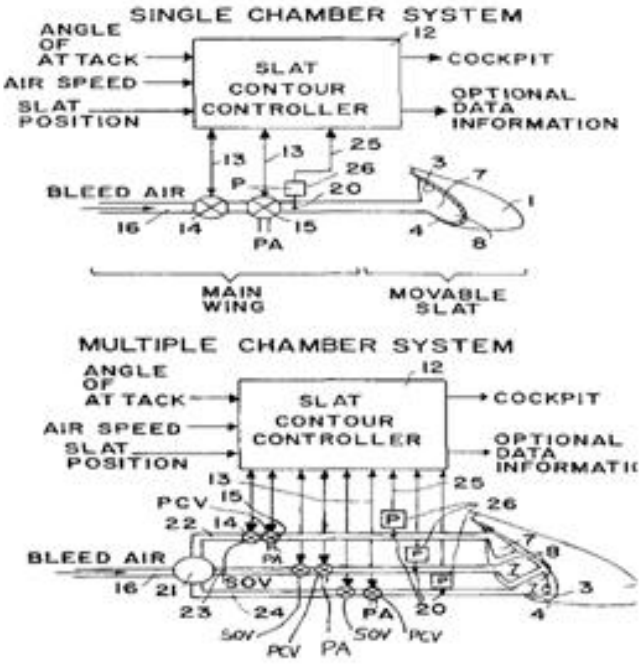
P-18. Aircraft cabin system for selectivley locating interior units			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	5083727 (1992.01.28)	출원번호	1990-460240 (1990.01.02)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64D-011/02
발명자	Pompei | Arturo | Oldershaw | Alan C. | Ballard | Albert S. | Elting | Bruce S.	우선권주장	-
패밀리특허	US5083727A1		
요약	An aircraft cabin system is provided in an aircraft for selectively locating interior units such as galleys and lavatories. The system includes floor fittings in the wall panels that secure the units to seat tracks that run the length of the fuselage. Some units are provided with tie-down bars that are secured to overhead frame fittings that are located throughout the aircraft. Electrical, water, and air utility services are provided through separate distribution lines that extend through the aircraft. The distribution lines are provided with spaced-apart couplings so that wherever an interior unit is located, it can be provided with services through adjacent couplings. Galley waste water is stored in a tank built into a food storage cart that is normaly attached to the galley. The lavatories are attached to a collection system that includes a set of modular and telescoping pipe sections which are assembled to length needed to connect the lavatories to a set of holding tanks.		
대표청구항	1. An aircraft cabin system for locating an interior unit inside an aircraft fuselage comprising: at least one aircraft cabin interior unit having at least one wall panel and said unit requiring at least one utility service supplied thereto; a fastening means for securing said at least one aircraft cabin interior unit to the aircraft fuselage at a multiple number of locations in the fuselage; a service distribution means secured to the fuselage having a plurality of spaced-apart couplings for supplying said at least one utility service in said fuselage at a multiple number of locations; and an adjustable conduit means connectable between said at least one aircraft cabin interior unit and an adjacent service distribution means coupling for providing said at least one aircraft cabin interior unit with said at least one utility service.		
대표도면			

P-19. Guidance-light display apparatus and method for in-flight link-up of two aircraft			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4158885 (1979.06.19)	출원번호	1977-849940 (1977.11.09)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	G06F-015/50
발명자	Neuberger | Wayne K.	우선권주장	-
패밀리특허	US4158885A1		
요약	A display panel of selectively operated pilot guiding lights is mounted on the belly of a fuel tanker aircraft for guiding a piloted receiver aircraft into proper orientation for an in-flight refueling link-up in which a fuel dispensing boom that projects rearwardly and downwardly from the belly of the tanker aircraft is coupled to a complimentary, refueling receptacle mounted above the cockpit of the receiver aircraft. The guidance-lights are selectively and automatically operated by computer processed position signals developed by an optical position sensor system that continuously monitors the position of the receiver aircraft relative to the boom. A first set of guidance-lights are disposed lengthwise of the aircraft to form a fore-aft position indicating array, and a second set of lights are disposed in a cross-shaped array for providing a coordinated visual display of elevational and azimuthal position. In addition to these position indicating lights, the fore-aft array includes a series of longitudinally spaced lights which are sequentially strobed toward the nose or tail of the tanker aircraft to respectively indicate that the receiver aircraft is either closing on or falling behind the target refueling position and the frequency of such strobing is varied to indicate to the receiver pilot the rate at which he is closing on or falling behind such target position.		
대표청구항	1. A guidance-light display apparatus for mounting on a lead aircraft so as to be visible by a pilot of a trailing aircraft for guiding such pilot in flying the trailing aircraft into a predetermined in-flight link-up position with respect to the lead aircraft, comprising: sensor means for producing an electrical signal representing the instantaneous position of the trailing aircraft relative to the lead aircraft and associated means responsive to said sensor means for producing an electrical signal representing the relative velocity between the lead and trailing aircraft along a fore-aft axis that is parallel to the longitudinal axis of the lead aircraft; an array of spaced apart guidance lights arranged on the body of the lead aircraft along a line extending parallel to said longitudinal axis; light operating means responsive to said associated means for sequentially strobing said lights lengthwise of said array at a strobing frequency that varies as a function of said signal representing said relative velocity.		
대표도면			

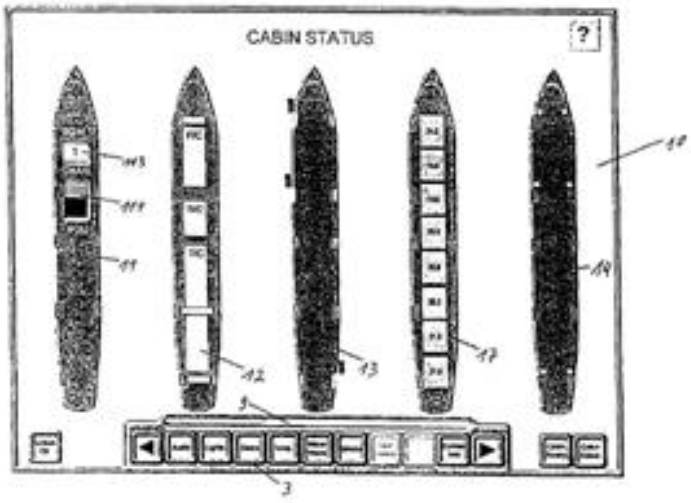
P-20. Aircraft wing stall control device and method			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4702441 (1987.10.27)	출원번호	1984-687599 (1984.12.31)
출원인	The Boeing Company (US)	IPC(Main)	B64C-021/08
발명자	Wang | Timothy	우선권주장	-
패밀리특허	US4702441A1		
요약	A swept wing having a leading edge flap which in its deployed position forms a slot with the forward end portion of the wing. An elongate strip is positioned on the forward portion of the wing in a manner that when the flap is deployed to form the slot, this strip protrudes into the airstream that passes upwardly through the slot. This creates a stall condition in the area of the strip to produce the desired pitch characteristics for safe recovery from stall. In the cruise configuration, where the flap is positioned against the leading edge of the wing, this strip is aerodynamically concealed.		
대표청구항	1. In a wing of an aircraft, where the wing comprises: (a) a main wing structure having an upper aerodynamic surface, a lower aerodynamic surface, and a forward surface portion that extends upwardly toward said upper aerodynamic surface; (b) a leading edge member which is moveable between a stowed position for cruise mode where the device aerodynamically conceals the surface of the main wing structure, and a deployed position for high-lift mode where the device forms with the forward surface portion of the main wing structure a slot for passage of air upwardly therethrough and over the wing upper surface; (c) said wing being characterized in that within a predetermined range of high angles of attack and with the leading edge member deployed, there is an aerodynamic condition of initial stall at a first spanwise location of the wing, without a corresponding pattern of stall developing at a second spanwise location of the wing, with said aerodynamic condition producing an undesired pitching moment; the improvement comprising a flow disturbing means positioned at said slot at said second spanwise location in a manner that with the leading edge member in said stowed position, the flow disturbing means is aerodynamically concealed by the leading edge member, and with the leading edge member in its deployed position, said flow disturbing means is exposed aerodynamically to antiflow in said slot to disturb the airflow that proceeds upwardly through said slot and over said wing, so as to create a disturbance which creates a desired stall condition at said second location.		
대표도면			

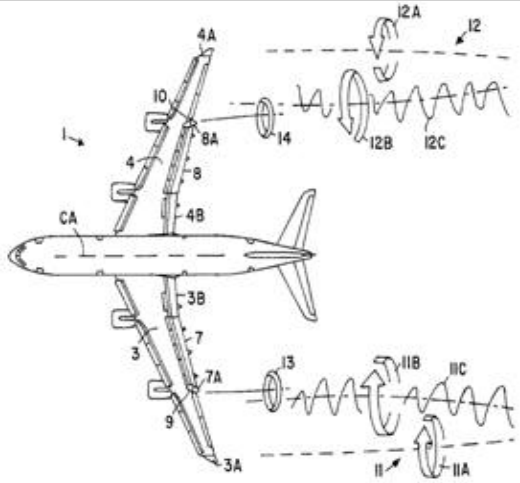
6. AIRBUS 요지리스트

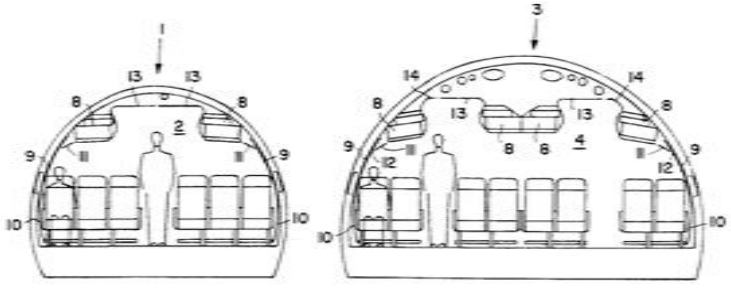
P-1. Pressure control system for a pressure-expandable displacement element			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6536714 (2003.03.25)	출원번호	2001-837637 (2001.04.17)
출원인	Airbus Deutschland GmbH (DE)	IPC(Main)	B64C-003/44
발명자	Wolfgang Gleine | Knut Mau | Udo Carl	우선권주장	DE 2000-10019187 (2000.04.17)
패밀리특허	AT282549T | CA2343995C | CA2343995A1 | DE10019187C1 | DE50104516D1 | EP1147986A2 | EP1147986B1 | EP1147986A3 | ES2233516T3 | US6536714B2 | US6536714B2 | US2002-0074459A1		
요약	An elastically expandable hollow displacement element is secured to the rear surface of an aircraft wing slat. When the displacement element is contracted, the slat may be retracted onto the wing's leading edge. When the slat is extended, the displacement element is expanded to protrude convexly from the slat, thereby preventing vortex formation in the slat air gap and reducing aero-acoustic noise. A pressure control system for inflating and deflating the displacement element includes a bleed air line connected from the aircraft engine bleed air system to the displacement element, a shut-off valve and a pressure control valve interposed in series in the bleed air line, and a slat contour controller connected by respective signal lines to the valves, which control the quantity and the pressure of the bleed air supplied into the displacement element, for properly inflating the same.		
대표청구항	1. In an aircraft including a main wing with a leading edge, at least one slat that has a slat rear surface facing toward said leading edge and that is movably extendible from said main wing to form a slat air gap between said slat rear surface and said leading edge, at least one aerodynamic noise reducing element connected to said at least one slat, and an aircraft bleed air system including a source of compressed engine bleed air, an improvement for controlledly actuating said at least one aerodynamic noise reducing element, wherein each said noise reducing element respectively comprises an inflatable hollow displacement element with at least one hollow space therein, and wherein said improvement further comprises: a bleed air line arrangement connected from said aircraft bleed air system to said at least one hollow space in said at least one hollow displacement element; at least one shut-off valve interposed in said bleed air line arrangement between said aircraft bleed air system and said at least one hollow displacement element; at least one pressure control valve interposed in said bleed air line arrangement respectively between said at least one shut-off valve and said at least one hollow displacement element; a slat contour controller; and respective signal conductor lines connecting said slat contour controller with said at least one shut-off valve and with said at least one pressure control valve; wherein said slat contour controller is adapted to control said at least one shut-off valve to control a quantity of compressed engine bleed air supplied through said bleed air line arrangement into said at least one hollow displacement element, and said slat contour controller is adapted to control said at least one pressure control valve to control a pressure of the compressed engine bleed air supplied through said bleed air line arrangement into said at least one hollow displacement element.		

대표도면	 SINGLE CHAMBER SYSTEM ANGLE OF ATTACK AIR SPEED SLAT POSITION SLAT CONTOUR CONTROLLER COCKPIT OPTIONAL DATA INFORMATION BLEED AIR MAIN WING MOVABLE SLAT MULTIPLE CHAMBER SYSTEM ANGLE OF ATTACK AIR SPEED SLAT POSITION SLAT CONTOUR CONTROLLER COCKPIT OPTIONAL DATA INFORMATI PCV BLEED AIR SOV PA

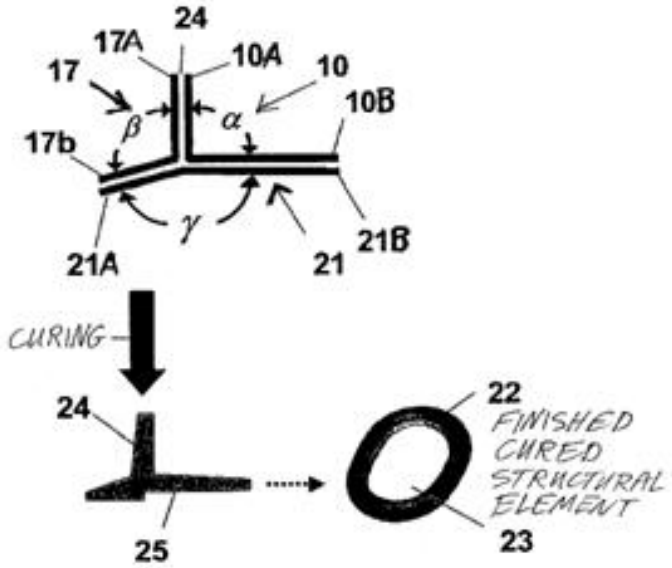
P-2. Touch sensitive input and display arrangement for controlling and monitoring aircraft cabin systems			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6988246 (2006.01.17)	출원번호	2001-871032 (2001.05.31)
출원인	Airbus Deutschland GmbH (DE) | KID-Systeme GmbH (DE)	IPC(Main)	G06F-009/00
발명자	Kirsten Kopitzke | Martin Frey | Joerg Holst | Christian Riedel	우선권주장	DE 2000-10026788 (2000.05.31) | DE 2001-10000273 (2001.01.04)
패밀리특허	DE10100273B4 | DE10100273A1 | EP1160160A2 | EP1160160A3 | US6988246B2 | USD534538S1 | USD534539S1 | USD534540S1 | USD535301S1 | USD536341S1 | US7506272B2 | US7509587B2 | US2002-0015063A1 | US2004-0119748A1 | US2004-0145612A1		
요약	A monitoring and control device includes a touch sensitive LCD screen, with a basic layout including a display area and touch sensitive keys depicted with associated system and function symbols. A main menu or any one of plural system menus can be selectively displayed in the display area. The system menus relate to cabin systems such as audio, lighting, and water systems. The selected system menu displays status information and touch input keys for the user to monitor the status and to select and control the operation of the system. The main menu is a top level window providing essential information regarding all of the cabin systems and allows a user to select any one of the system menus. The device is compact, user-friendly, and adaptable to various system requirements by mere software reprogramming. The displays and input keys are all virtual elements generated by software.		
대표청구항	1. An arrangement for monitoring the status of and controlling the functions of aircraft cabin systems selected from a cabin information system, a cabin audio system, a cabin video system, a cabin lighting system, a cabin air conditioning system, a cabin smoke detector system, an aircraft door monitoring system, and a water supply and wastewater system, wherein: said arrangement comprises a user interface panel comprising a liquid crystal display screen and a touch sensitive surface input arrangement superimposed at least partly over said display screen, said user interface panel includes a basic layout including a general display area of said display screen and a plurality of touch input keys respectively labeled with system or function identifying symbols, said arrangement further comprises a first system menu associated with a first one of said cabin systems and a second system menu associated with a second one of said cabin systems, said first system menu can be selectively displayed on said general display area whereby said first system menu shows status information and operating functions of said first cabin system and allows a user to select and control said operating functions of said first cabin system via said touch sensitive surface input arrangement, said second system menu can be selectively displayed on said general display area whereby said second system menu shows status information and operating functions of said second cabin system and allows a user to select and control said operating functions of said second cabin system via said touch sensitive surface input arrangement, and said arrangement further comprises a main menu that can be selectively displayed on said general display area and that simultaneously depicts first and second essential informations respectively representing a first system status about said first cabin system and a second system status about said second		

	cabin system, and that allows the user to select a desired one of said first and second system menus from said main menu.
대표도면	

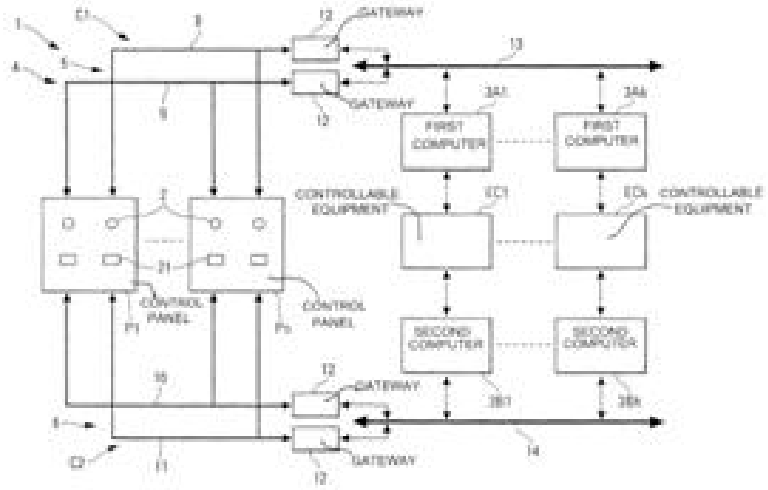
P-3. Method and apparatus for reducing trailing vortices in the wake of an aircraft			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6513761 (2003.02.04)	출원번호	2001-770763 (2001.01.25)
출원인	Airbus Deutschland GmbH (DE)	IPC(Main)	B64C-023/06
발명자	Klaus Huenecke	우선권주장	DE 2000-10018389 (2000.04.13)
패밀리특허	AT270217T | DE10018389A1 | DE10018389C2 | DE50102706D1 | EP1145954A1 | EP1145954B1 | ES2223674T3 | RU2268844C2 | UA72744C2 | US6513761B2 | US6513761B2 | US2001-0030264A1		
요약	Harmful trailing vortices downstream of an aircraft wing are at least partly dissipated by a respective counteracting vortex for each trailing vortex at each wing. An auxiliary counteracting vortex generating flap, preferably in the form of at least part of a delta wing, is journaled to the respective wing in the area of the outer end of a landing flap. The counteracting vortex is imposed on the respective trailing vortex, whereby the trailing vortex is caused to vibrate. The vibration dissipates the trailing vortex at least partially.		
대표청구항	1. An apparatus for reducing trailing flap vortices (11 , 12) of an aircraft generated by wing components including lift producing trailing edge landing flaps (7 , 8) of aircraft wings (3 , 4) having a given span width, said landing flaps each having an outer flap end (7 A, 8 A) relative to a central longitudinal aircraft axis (CA) at which outer flap end said trailing flap vortices are produced when said landing flaps are extended, said apparatus comprising at least one controllable auxiliary flap operable as a counter vortex generator (9 , 10) secured to at least one wing in a mounting area (MA) of a fixed wing portion of at least one of said aircraft wings (3 , 4) and relative to at least one of said trailing edge landing flaps (7 , 8) for generating a controlled counter vortex for counteracting a respective trailing vortex of said trailing vortices (11 , 12) downstream of a respective wing, wherein said mounting area (MA) of said at least one controllable auxiliary flap operable as a vortex generator (9 , 16) has a length in either wing direction away from a wing chord (EL) passing through said outer end (7 A, 8 A) of a respective landing flap of said landing flaps (7 , 8), said length of said mounting area (MA) corresponding to 10% of one half said given span width of said aircraft, whereby said at least one auxiliary flap is so positioned that said controlled counter vortex is injected into said respective trailing vortex to vibrate said respective trailing vortex thereby dissipating said respective trailing vortex at least partially.		
대표도면			

P-4. Modular trim paneling and outfitting system for an aircraft passenger cabin interior			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6547184 (2003.04.15)	출원번호	2001-882877 (2001.06.15)
출원인	Airbus Deutschland GmbH (DE)	IPC(Main)	B64C-001/00
발명자	Jan Nieberle	우선권주장	DE 2000-10029369 (2000.06.15)
패밀리특허	AT421458T | AT309133T | DE50114681D1 | DE10127879A1 | DE50107951D1 | EP1557355B1 | EP1164077A1 | EP1557355A1 | EP1164077B1 | US6547184B2 | US6547184B2 | US2002-0000491A1		
요약	An aircraft passenger cabin includes modular interior components selected from ceiling panels, wall panels, dado panels, window funnels, light covers, and baggage compartments or hat racks. At least one interior component is a standardized modular building block that can be used uniformly and interchangeably in different cabin configurations and sizes, in different aircraft types having different fuselage cross-sectional sizes and configurations. The interior components are modularly combined so as to be adapted to different passenger cabins in the various aircraft types. The multiplicity of distinct interior components among all aircraft types in the entire product range of an aircraft manufacturer is reduced, so that the piece count of each particular type of component is increased, and the manufacturing, installation, maintenance, replacement and inventorying costs are reduced. The time and cost for a new cabin design are reduced.		
대표청구항	1. An aircraft passenger cabin outfitting system comprising: a first aircraft fuselage having a first cross-sectional dimension, and having a first passenger cabin therein adapted to said first cross-sectional dimension; a second aircraft fuselage having a second cross-sectional dimension different from said first cross-sectional dimension, and having a second passenger cabin therein adapted to said second cross-sectional dimension; a plurality of cabin interior sidewall panels that all respectively have the same dimensions and the same configuration as each other, wherein a first one of said sidewall panels is installed in said first passenger cabin in said first aircraft fuselage and a second one of said sidewall panels is installed in said second passenger cabin in said second aircraft fuselage; and a plurality of light covers that all respectively have the same dimensions and the same configuration as each other, wherein a first one of said light covers is installed in said first passenger cabin in said first aircraft fuselage, a second one of said light covers is installed in said second passenger cabin in said second aircraft fuselage, said light covers are respectively arranged overlapping respective upper portions of said sidewall panels, and a size of said upper portions of said sidewall panels overlapped by said light covers in said first passenger cabin is different from a size of said upper portions of said sidewall panels overlapped by said light covers in said second passenger cabin.		
대표도면			

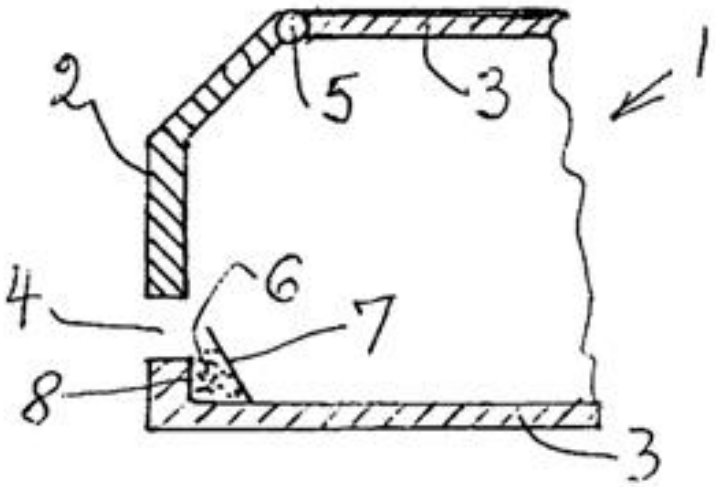
P-5. Method for manufacturing a fiber reinforced synthetic composite structural element using fiber textile preforms			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	7175795 (2007.02.13)	출원번호	2003-385289 (2003.03.10)
출원인	Airbus Deutschland GmbH (DE) | Fraunhofer-Gesellschaft zur Foerderung der angewandten Forschung e. V. (DE)	IPC(Main)	B29C-043/18
발명자	Ulrich Eberth | Paul Joern	우선권주장	DE 2002-10010088 (2002.03.08) | DE 2002-10051580 (2002.11.06)
패밀리특허	DE10251580A1 | EP1342553A1 | US7175795B2 | US2003-0168775A1		
요약	A fiber textile semi-finished material is fed directly and reformed onto a carrier and reforming tool, where it is fixed with a binder. The carrier has a contour matching the negative or positive shape of the final required geometry of a preform that is to be fabricated. The reformed semi-finished article fixed with the binder is removed from the carrier to provide the preform. Several preforms of different cross-sectional shapes are joined together, compacted to form a dense component having nearly the required finished contour, impregnated with a matrix system including a curable adhesive resin, and then cured under an elevated temperature and/or pressure. The result is a finished fiber reinforced composite structural element such as an aircraft window frame. This method is carried out on an apparatus including the rotating carrier and reforming tool, which may have a cylindrical and/or annular surface for receiving and reforming the material.		
대표청구항	1. A method of manufacturing a structural element of fiber reinforced synthetic composite material, comprising the steps: a) arranging respective fiber textile semi-finished materials respectively on plural carriers, which respectively have carrier contours that correspond to a positive or a negative of at least a portion of respective preform contours of respective preforms that are to be produced; b) applying a binder respectively to said semi-finished materials, and fixing said semi-finished materials respectively with said binder to form thereof respective semi-finished articles; c) removing said carriers from said semi-finished articles to form thereof said respective preforms having said respective preform contours, which respectively correspond to a positive or a negative of respective portions of a structural element contour of said structural element that is to be manufactured; d) arranging said preforms together with one another, and compacting said preforms; e) before, during or after said step d), impregnating said preforms with a matrix material comprising a curable resin; and f) after said steps d) and e), curing said matrix material comprising said curable resin, to bond together, stiffen and harden said preforms, and thereby to form thereof said structural element having said structural element contour; wherein each one of said preforms respectively has a plan shape surrounding an opening and has a cross-sectional shape including plural flanges that extend at an angle relative to each other, wherein said step d) comprises arranging said preforms so that respective adjacent ones of said flanges of neighboring ones of said preforms run parallel along one another so as to form thereof said structural element including a main frame body and a frame web protruding from said main frame body relative to a major plane of said		

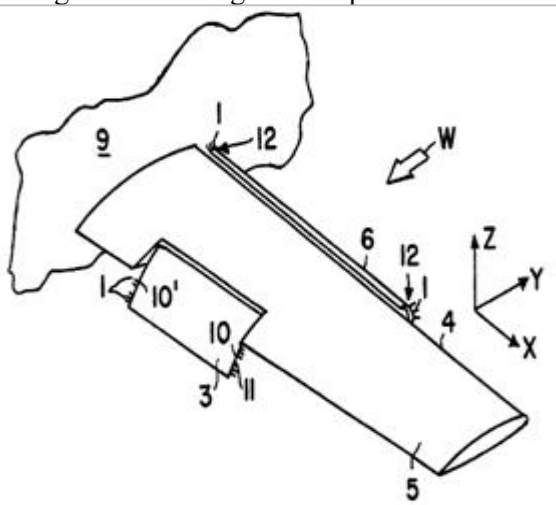
	structural element.
대표도면	

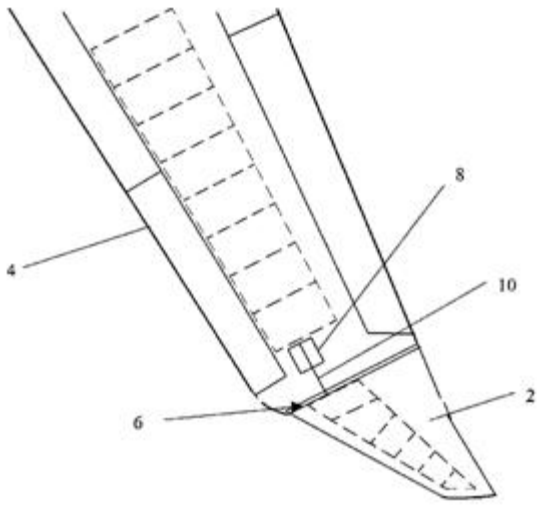
P-6. Aircraft equipment control system			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	7826937 (2010.11.02)	출원번호	2004-915688 (2004.08.11)
출원인	Airbus France (FR)	IPC(Main)	G01C-023/00
발명자	William Roux | Jean Yves Vilain	우선권주장	FR 2003-009862 (2003.08.12)
패밀리특허	AT461485T | CA2478754A1 | DE602004026012D1 | EP1507208B1 | EP1507208A1 | FR2858863A1 | FR2858863B1 | US7826937B2 | US2005-0065669A1		
요약	The control system (1) comprises at least one control panel (P1, Pn) comprising a plurality of operable control means (2) for controllable pieces of equipment (EC1, ECk) of the aircraft, each of which is controlled by first and second computers (3A1, 3Ak, 3B1, 3Bk), and a communication system (4) comprising a first and a second communication channel (5, 6) which are separate from each other and follow different paths (C1, C2), the first communication channel (5) connecting the control means (2) to the first computers (3A1, 3Ak) and the second communication channel (6) connecting the control means (2) to the second computers (3B1, 3Bk), each of said communication channels (5, 6) comprising two different digital communication buses (8, 9; 10, 11).		
대표청구항	1. An aircraft control system, comprising: a plurality of control panels that each comprise a plurality of control units which are configured to be operated by an operator; a plurality of controllable pieces of equipment of the aircraft; and a communication system for interconnecting the controllable equipment and associated control units, said communication system comprising a first and a second communication channel which are separate from each other and follow different paths in the aircraft, each of said first and second communication channels comprising, at least at the level of said control panels, at least two different digital communication buses; and a plurality of first computers and a plurality of second computers, wherein: each of said controllable pieces of equipment is controlled by at least one of said first computers and at least one of said second computers, in accordance with operation of at least one of said control units which is also associated with said control panels; said first communication channel connects some of said control units to said first computer; said second communication channel connects some of said control units to said second computer; and at least one of said communication channels comprises: two digital communication buses of a first type corresponding to a serial link permitting asynchronous multi-master operation, linked to said control panels; a digital communication bus of a second type corresponding to a full duplex switched Ethernet network, which is linked to computers of the controllable pieces of equipment, these computers being associated with a communication channel; and two gateways, linking said bus of said second type respectively to said buses of said first type, and each of said control panels is connected to said digital communication buses of said communication channels.		

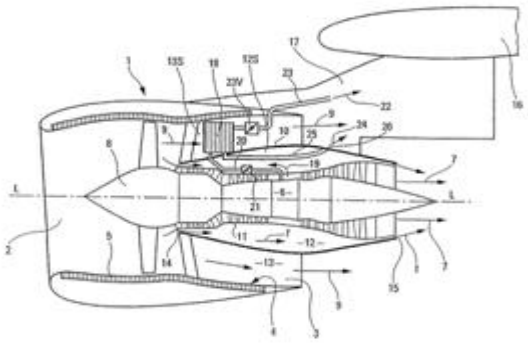
대표도면	 GATEWAY GATEWAY FIRST COMPUTER FIRST COMPUTER CONTROLLABLE EQUIPMENT CONTROLLABLE EQUIPMENT CONTROL PANEL CONTROL PANEL SECOND COMPUTER SECOND COMPUTER GATEWAY GATEWAY

P-7. Method and apparatus for detecting smoke and smothering a fire			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	7506478 (2009.03.24)	출원번호	2004-831444 (2004.04.22)
출원인	Airbus Deutschland GmbH (DE)	IPC(Main)	E06B-007/28
발명자	Axel Bobenhausen	우선권주장	DE 2003-10018975 (2003.04.26)
패밀리특허	AT322316T | DE10318975B3 | DE502004000412D1 | EP1470838A1 | EP1470838B1 | ES2262056T3 | US7506478B2 | US2004-0211150A1		
요약	A fire in an enclosed space in an aircraft is, for example, visually detected early since smoke generated by a beginning fire is initially permitted to escape from the enclosed space. The enclosed space is, for example, an overhead luggage bin or a goods container holding food or freight. The smoke can pass through a flow passage either in the form of a gap or a leak between a lid and walls, or between a door and a door frame, or between walls and other walls joined together. Intumescent material is installed along the gaps or leaks and expands into the gaps or leaks when the fire has generated a temperature sufficient for causing the expansion of the intumescent material. Preferably a guide surface assures that the intumescent material expands into the gaps and leaks and cannot expand away from gaps and leaks.		
대표청구항	1. A method for detecting smoke in an aircraft and smothering a fire in an enclosed space in said aircraft, wherein said aircraft includes a defined gap (4) forming an air and smoke flow passage (12) that communicates into said enclosed space, and said aircraft further includes a fire resistant intumescent material installed alongside said defined gap, said method comprising the following steps: a) selecting said fire resistant intumescent material to have a temperature responsive expansion characteristic which prevents an expansion of said fire resistant intumescent material to close said defined gap in response to a first temperature that is sufficient to generate smoke and insufficient to generate a fire in said enclosed space, and which permits expansion of said fire resistant intumescent material in response to a second temperature higher than said first temperature and sufficient to generate a fire in said enclosed space, b) exposing said fire resistant intumescent material to said first temperature while smoke is generated in said enclosed space, whereby said fire resistant intumescent material does not expand so as to close said defined gap, such that said defined gap remains open and permits said smoke to escape out of said enclosed space through said defined gap to enable said detecting of said smoke outside of said enclosed space, and c) exposing said fire resistant intumescent material to said second temperature while said fire is generated in said enclosed space, whereby said fire resistant intumescent material undergoes expansion, and further guiding said fire resistant intumescent material during the expansion thereof with a guide surface to fill said defined gap thereby substantially sealing said defined gap to reduce or stop an air supply to said fire in said enclosed space so as to smother said fire, wherein said guide surface leaves an exposed area of said intumescent material uncovered and unconfined, and said exposed area of said intumescent material faces toward said defined gap, whereby said intumescent material during said expansion will be guided by said guide surface to expand outwardly from said exposed area toward and into said defined gap.		

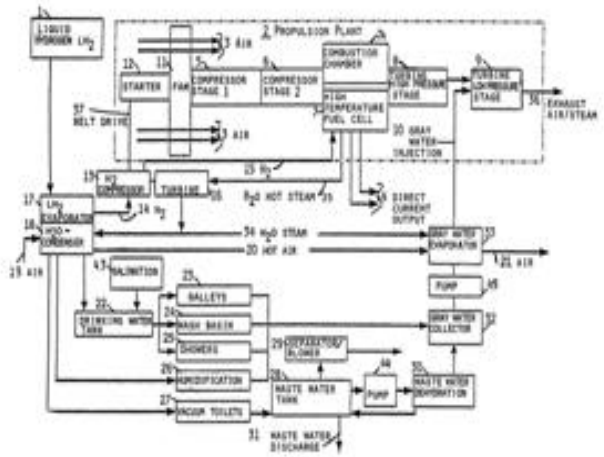
대표도면	

P-8. Noise reducing vortex generators on aircraft wing control surfaces			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6491260 (2002.12.10)	출원번호	2001-841699 (2001.04.24)
출원인	Airbus Deutschland GmbH (DE)	IPC(Main)	B64C-023/06
발명자	Borchers | Ingo | Drobietz | Roger | Gruenewald | Michael | Mau | Knut | Reichenberger | Johann	우선권주장	DE 2000-10020177 (2000.04.25)
패밀리특허	AT323023T | CA2344950C | CA2344950A1 | DE10020177A1 | DE50109473D1 | EP1149761A1 | EP1149761B1 | ES2261290T3 | JP2001-354198A | US6491260B2 | US6491260B2 | US2001-0032907A1		
요약	Vortex generators are arranged on the edges of aircraft wing control surfaces to generate smaller vortices that weaken the main vortex that would otherwise be generated at these areas, and thereby reduce the aerodynamic generation of noise. Each vortex generator includes plural elongated elements in the form of rigid rods or flexible bristles protruding laterally outwardly from the respective edge of the control surface. The vortex generators are preferably arranged on the inboard and outboard edges of high lift flaps and slats.		
대표청구항	1. In an aircraft including a fuselage, a wing, and control surfaces selected from the group consisting of a high-lift flap, a slat, a spoiler, an aileron, an elevator, and a rudder, an improvement for reducing aerodynamically generated noise of air flowing over said aircraft, wherein: said improvement comprises a vortex generator arranged on a lateral end of said high-lift flap, said high-lift flap extends in a flap length direction along said wing and has an outboard end facing away from said fuselage and an inboard end facing toward said fuselage, said lateral end is said outboard end or said inboard end, said lateral end includes a profile side surface bounded between an upper side edge and a lower side edge of said high-lift flap, and said vortex generator is arranged on said profile side surface between said upper side edge and said lower side edge, and extends along at least a portion of a chord length of said high-lift flap.		
대표도면			

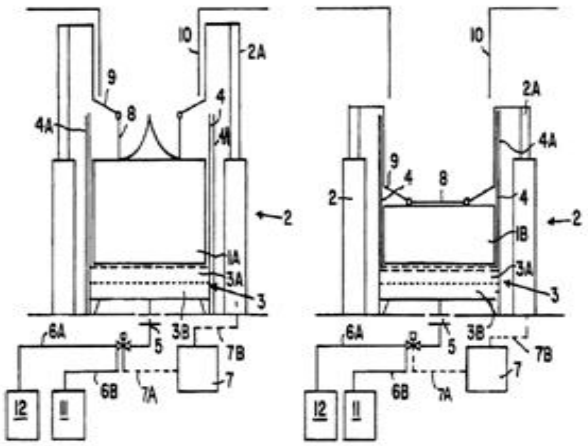
P-9. Wing tip device			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	7275722 (2007.10.02)	출원번호	2004-986451 (2004.11.10)
출원인	Airbus UK Limited (GB)	IPC(Main)	B64C-009/00
발명자	Jan Irving | Robert Davies	우선권주장	GB 2003-026228 (2003.11.10)
패밀리특허	GB0326228D0 | US7275722B2 | US2005-0133672A1		
요약	An aircraft comprises a wing tip device, for example a winglet, a raked-tip device, a wing tip fence or a planar wing extension, mounted in the region of the tip of a wing on the aircraft. The wing tip device is rotatably moveable between a first position and a second position, in which the upward lift produced by the wing or the wing tip device is reduced. During flight, the bending moment at the root of the aircraft wing therefore changes in dependence on the position of the wing tip device. The maximum bending moment in the aircraft wing sustained during high-load conditions is thereby reduced, allowing the structural mass of the aircraft to be reduced.		
대표청구항	1. An aircraft comprising a wing, the wing comprising a root, a tip, and a wingtip device mounted in the region of the tip, there being a first plane with which the wing is generally aligned, and a second plane which is vertical and includes the longitudinal axis of the aircraft, the wingtip device being rotatably moveable between a first position and a second position, and being so arranged that, during flight of the aircraft, the bending moment at the root changes in dependence on the position of the wingtip device so that the maximum bending moment at the root of the wing sustained during high-load flight conditions may be reduced, wherein the axis of rotation of the wingtip device is so positioned that: (a) the acute angle between the axis of rotation and the first plane is less than 45 degrees, and (b) the acute angle between the axis of rotation and the second plane is between 5 and 30 degrees, and wherein the axis of rotation of the wingtip device is so positioned and the wing and wingtip device are so arranged that: (c) the mean incidence of the wingtip device, when the wingtip device is in the second position, is less than the mean incidence of the wingtip device were the wingtip device in the first position.		
대표도면			

P-10. Turbofan provided with a pre-cooler			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	7926261 (2011.04.19)	출원번호	2006-067931 (2006.09.13)
출원인	Airbus France (FR)	IPC(Main)	F02K-003/02
발명자	Alain Porte	우선권주장	FR 2005-009791 (2005.09.26)
패밀리특허	AT420024T | BRPI0617040A2 | CA2621195A1 | CN101272951A | CN100542894C | EP1928737A1 | EP1928737B1 | FR2891313A1 | JP2009-510304A | JP2009-510304A | JP4805352B2 | RU2376205C1 | US7926261B2 | US2008-0230651A1 | WOWO2007-034050A1		
요약	The invention is a turbofan provided with a pre-cooler. In order to evacuate the heated cool air stream, at least one discharge pipe is arranged in a chamber and connects the pre-cooler to at least one discharge orifice provided in the inner fairing, in output of an exhaust nozzle and at least more or less opposite the wing.		
대표청구항	1. A bypass turbine engine for an aircraft, said turbine engine being suspended from a ycing of the aircraft via a suspension pylon and comprising: a hollow nacelle of longitudinal axis provided with an air inlet at a front and with a jet pipe at the rear; a central hot-stream generator, positioned axially in said nacelle; a fan positioned in said nacelle forward of said central generator and able to generate a cold stream for said turbine engine; an outer fairing borne internally by said nacelle and an inner fairing surrounding said central generator, said outer and inner fairings between them forming a fan duct of annular cross section for said cold stream, said inner fairing and said central generator delimiting a chamber of annular cross section surrounding said central generator; a pre-cooler receiving a current of hot air bled from said central generator and a current of cold air bled from said cold stream so as to generate a current of cooled hot air intended for performing functions on board the aircraft, said pre-cooler at a same time generating a current of heated cold air; and at least one discharge orifice for discharging said current of heated cold air, said discharge orifice being made in said inner fairing and facing upward at least approximately toward said wing, wherein said bypass turbine engine comprises at least one discharge pipe positioned in said chamber and connected to said pre-cooler for conducting said current of heated cold air to said at least one discharge orifice and wherein said at least one discharge orifice is positioned behind said jet pipe, such that said heated cold air is discharged into said cold stream at the exit from said turbine engine.		
대표도면			

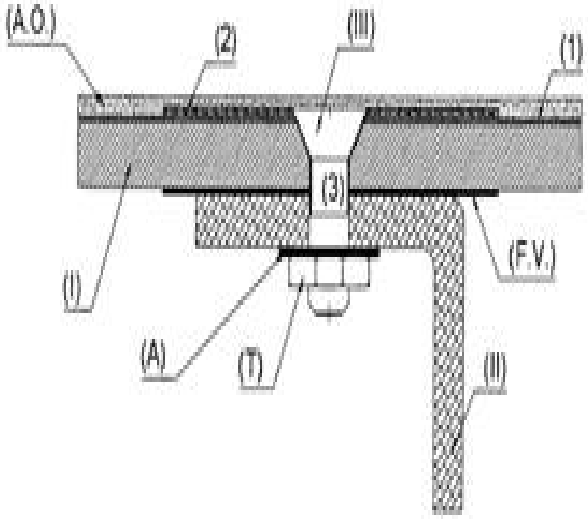
P-11. Device for producing water on board of an airplane			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	7767359 (2010.08.03)	출원번호	2003-532545 (2003.10.21)
출원인	Airbus Deutschland GmbH (DE)	IPC(Main)	H01M-008/04
발명자	Claus Hoffjann | Hans-Juergen Heinrich	우선권주장	DE 102 49 588 (2002.10.24)
패밀리특허	AT498211T | AT308485T | AT323644T | AT382545T | AU2003287846A1 | AU2003287846A8 | CA2502951A1 | DE50313459D1 | DE10216361A1 | DE10216361B4 | DE10216709A1 | DE10216709B4 | DE10216710A1 | DE10216710B4 | DE10249588A1 | DE10249588B4 | DE50301523D1 | DE50303003D1 | DE50308949D1 | EP1567412B1 | EP1357625A3 | EP1357625B1 | EP1354856A1 | EP1354794A2 | EP1357625A2 | EP1567412A2 | EP1354856B1 | EP1354794B1 | EP1354794A3 | ES2251642T3 | ES2262917T3 | JP2006-504043A | JP2003-317732A | JP2003-331877A | JP2004-006312A | JP2006-504043A | JP4484709B2 | JP4596745B2 | JP4746823B2 | JP4934265B2 | US7036314B2 | US7208239B2 | US7550218B2 | US7767359B2 | US2004-0038089A1 | US2004-0040312A1 | US2004-0043276A1 | US2005-0266287A1 | WOWO2004-040680A2 | WOWO2004-040680A3		
요약	A device for producing water on board an aircraft includes at least one high temperature fuel cell entirely or partially integrated into a combustion chamber arrangement of a gas turbine aircraft engine. The combination of at least one fuel cell and a gas turbine engine is adapted to operate exclusively with hydrogen and atmospheric oxygen, and is embodied in an aircraft propulsion engine and/or an auxiliary power unit used for producing compressed air for a cabin and a power supply of the aircraft. The at least one high temperature fuel cell is fed with pure hydrogen on an anode side and with air on a cathode side. The combustion chambers of the turbine engine are fed with an air-hydrogen mixture, whereby at least the hydrogen supply can be regulated or completely shut off.		
대표청구항	1. An apparatus for producing water on board of an aircraft while using one or more fuel cells, comprising at least one high temperature fuel cell that has an anode side and a cathode side and that is integrated into a heat-producing arrangement of an aircraft engine, wherein the heat-producing arrangement optionally additionally includes at least one combustion chamber, wherein the high temperature fuel cell is adapted to carry out a fuel cell process and the optional combustion chamber is adapted to carry out a combustion process, characterized in that: the high temperature fuel cell is an oxide ceramic fuel cell (SOFC - solid oxide fuel cell), or a molten carbonate fuel cell (MCFC), or a fuel cell that has a power and temperature level equivalent to an oxide ceramic fuel cell or a molten carbonate fuel cell; the apparatus includes a hydrogen supply that comprises a source of liquid or gaseous hydrogen and that is arranged and adapted to supply pure hydrogen to the anode side of said high temperature fuel cell; an air intake is arranged and adapted to supply air to the cathode side of said high temperature fuel cell; the hydrogen supply and the air intake are further arranged and adapted to supply a mixture of hydrogen and air to the combustion chamber; at least the hydrogen supply is constructed for a closed loop control or can be shut off completely; the apparatus further includes a liquid hydrogen evaporator positioned		

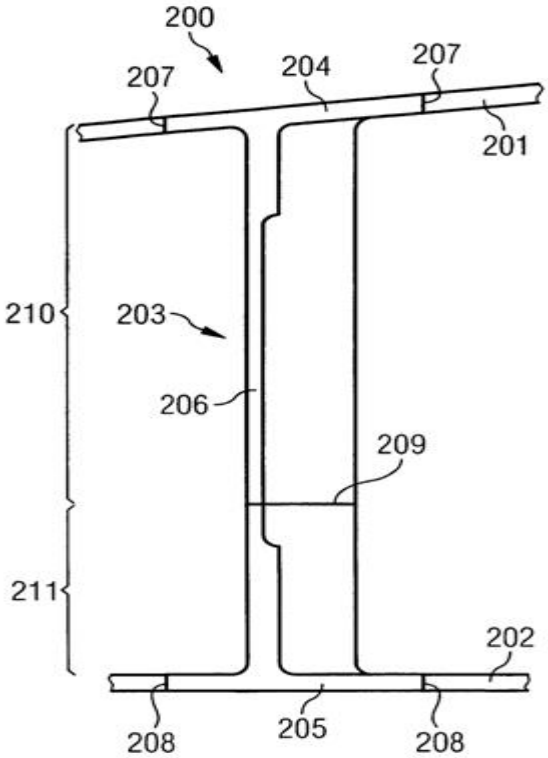
	upstream of the high temperature fuel cell or the combustion chamber; and the apparatus further includes a single stage or multistage turbine (16) connected downstream of the anode side of the high temperature fuel cell, said turbine adapted to convert thermal energy of anode exhaust gas (35) into rotation energy.
대표도면	

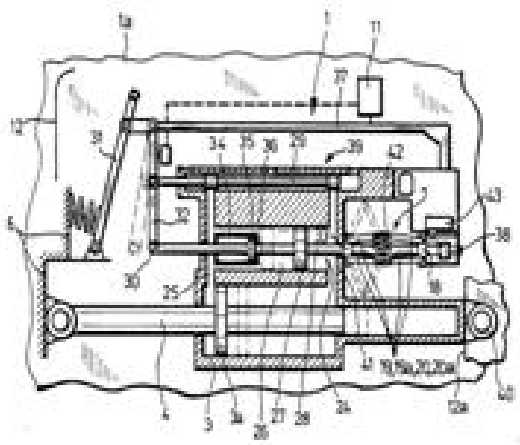
P-12. Apparatus for compacting and draining mixed waste in passenger transport vehicles			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	6640701 (2003.11.04)	출원번호	2001-961220 (2001.09.20)
출원인	Airbus Deutschland GmbH (DE)	IPC(Main)	B30B-009/06
발명자	Claus Hoffjann | Joachim Hoehne | Hans-Juergen Heinrich	우선권주장	DE 2001-10027479 (2001.06.07) | DE 2001-10029905 (2001.06.21)
패밀리특허	DE10129905A1 | DE10129905B4 | US6640701B2 | US6640701B2 | US2002-0185016A1		
요약	Catering in a transport vehicle like an aircraft involves collecting mixed waste including solids (e.g. left-over food portions, food wastes, napkins, disposable cutlery) and liquids (e.g. beverage rests), without separation. These wastes are disposed of into an apparatus including a receiving container with a filter and separating element at the bottom, a waste shaft leading into the container, a press arrangement with flap doors, pressure pistons which press the press arrangement and flap doors onto the waste in the container to compact the waste, and a drain and coupling system at the bottom of the container. As the waste is compacted, liquids drain down through the filter, oils and fats are removed by the separating element, and non-oily liquids are removed through the coupling system to the vacuum disposal system or the gray water drain line of the vehicle. A control unit controls the overall operation.		
대표청구항	1. An apparatus for receiving, storing and compacting passenger service waste in a passenger transport vehicle, comprising: a waste receiving container adapted to receive therein the passenger service waste including a solid waste component and a liquid waste component; a waste compactor press including at least one pressure piston device and a press arrangement that is connected to and movably drivable by said at least one pressure piston device, and that reaches into said waste receiving container and is adapted to mechanically press and compact the passenger service waste in said waste receiving container, while pressing at least a pressed-out portion of the liquid waste component out of the passenger service waste; a drain coupling that is provided at a bottom of said waste receiving container, and that is adapted to selectively drain the pressed-out portion of the liquid waste component out of said waste receiving container; a control unit that is connected by a control signal conductor to said waste compactor press and that comprises a controller adapted to control operation of said waste compactor press; a waste receiving shaft that is arranged above said waste receiving container and that remains available to receive more of the passenger service waste therein even when some of the passenger service waste is being compacted in said waste receiving container; and a vacuum disposal system connected to said drain coupling.		

대표도면	

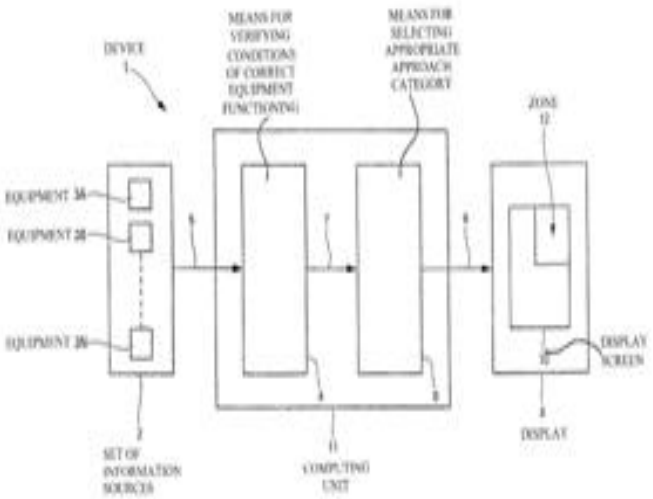
P-13. Lightning strike protection system for aircraft fuel tanks made of low electrical conductivity composite material			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	7307825 (2007.12.11)	출원번호	2003-743279 (2003.12.22)
출원인	Airbus Espana, S.L. (ES)	IPC(Main)	H05F-003/00
발명자	Juan Carlos De La Fuente De Ana | Jose Ignacio Lopez-Reina Torrijos	우선권주장	ES 2003-001351 (2003.06.06)
패밀리특허	AT318755T | DE60303783D1 | DE60303783T2 | EP1484245A1 | EP1484245B1 | ES2264299A1 | ES2264299B1 | US7307825B2 | US2004-0246651A1		
요약	Lightning strike protection system for aircraft fuel tanks made of low electrical conductivity composite material. The system comprises an electrical conductive thin wire mesh (1) that covers the whole external surface of the tank outer skin (I) made of composite and a thick wire metallic mesh (2) overlapping the mesh (1) at a minimum distance of 50 mm to both sides of a row of fasteners (III) joining the said outer skin (I) to one internal part (II) of either composite or metallic material. Both metallic meshes (1, 2) maintain electrical contact by their installation/assembly and by means of metallic countersunk head washers (3) connected to bonding points and set to the gap existing between the fastener (III) and the outer skin (I). The corresponding fabrication process is also described.		
대표청구항	1. A system for protecting a structure against electrical discharges, the structure comprising an outer skin (I) of composite having an exterior surface and opposite surface, an internal part (II) of either composite or metallic material having one side facing the outer skin and another side, and a row of metallic fasteners (III) each having a nut (T) fastening the outer skin (I) with the internal part (II), and the system comprising a first metallic mesh (1) having a first side and an opposite side on substantially all of the exterior surface of the outer skin (I), a second metallic mesh (2) on at least part of the first side of the first metallic mesh (1), a washer (A) between the nut (T) and the other side of the internal part (II), and an organic finish (A.O.) that covers entirely the exterior surface, the system characterized in that: the first metallic mesh (1) is a thin metallic wire mesh laid up and cured simultaneously with the outer skin (I) of composite; the second metallic mesh (2) is a metallic wire mesh thicker than the thin metallic wire mesh that overlaps the first metallic mesh (1) a minimum of 50 mm from the row of the fasteners (III), and has been put by simultaneously with the curing of the outer skin (I) and subsequently drilled and countersunk for installation of the fastener (III); and metallic countersunk washers (3) in a subset of the row of the fasteners (III) so that there is at least one of the metallic countersunk washers (3) every 200 mm, each of the metallic countersunk washers (3) being installed at a gap existing between each of the fasteners (III) and a corresponding hole in the outer skin (I) and the internal part (II).		

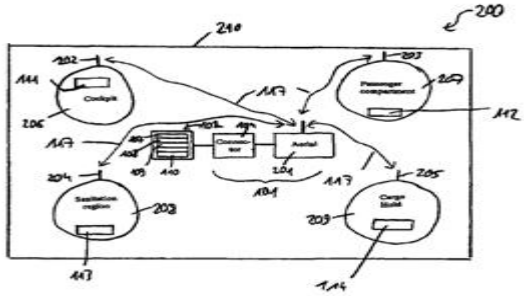
대표도면	

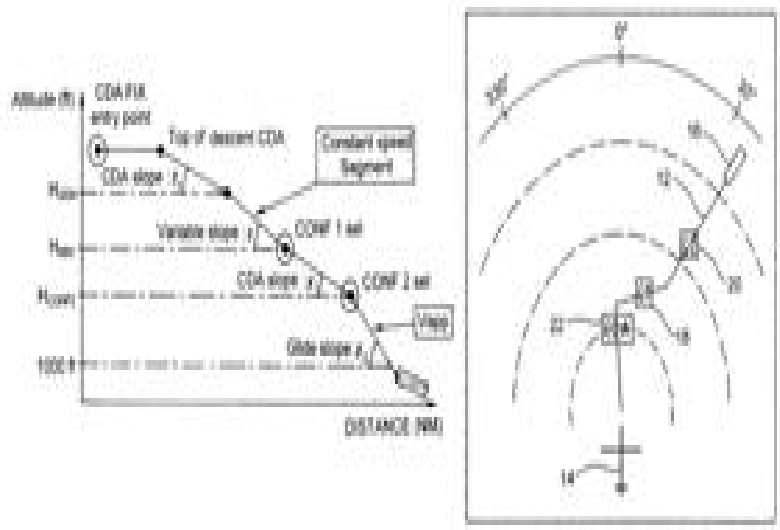
P-14. Airplane wing, method for manufacturing an airplane wing and use of a welding process for welding a wing spar			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	7641147 (2010.01.05)	출원번호	2005-297612 (2005.12.07)
출원인	Airbus Deutschland GmbH (DE)	IPC(Main)	B64C-003/18
발명자	Hans-Juergen Schmidt | Jens Telgkamp	우선권주장	DE 10 2004 058 910 (2004.12.07)
패밀리특허	AT394302T | CA2529108A1 | DE102004058910A1 | DE502005003965D1 | EP1669288A1 | EP1669288B1 | US7641147B2 | US7975964B2 | US2006-0145010A1 | US2010-0065534A1		
요약	An airplane wing has a lower wing cover, an upper wing cover and a wing spar. A first end portion of the wing spar is welded to the lower wing cover and/or a second end portion of the wing spar is welded to the upper wing cover.		
대표청구항	1. An airplane wing, comprising: a lower wing cover; an upper wing cover; and a wing spar comprising a first end portion and a second end portion, each of the first end portion and the second end portion comprising a front flange and a rear flange, the front flange and the rear flange of the first end portion of the wing spar are butt welded to the lower wing cover and the front flange and the rear flange of the second end portion of the wing spar are butt welded to the upper wing cover, the welded first end portion of the wing spar comprises a part of the lower wing cover and forms a butt welded part of an outside of the airplane wing, and the welded second end portion of the wing spar comprises a part of the upper wing cover and forms a butt welded part of the outside of the airplane wing.		
대표도면			

P-15. Device for automatically controllable unloading of aircraft wings			
국가	US (United States of America)	문헌종류	A1(Utility Patent Application published on or after January 2, 2001)
문헌번호	4651955 (1987.03.24)	출원번호	1985-731535 (1985.05.07)
출원인	Deutsche Airbus GmbH (DE)	IPC(Main)	B64C-013/16
발명자	Krafka | Herfried	우선권주장	DE 1984-00016719 (1984.05.07)
패밀리특허	DE3416719A1 | DE3416719C2 | FR2563804A1 | FR2563804B1 | GB2159109A | GB2159109B | GB8510889D0 | US4651955A1		
요약	A device for an automatically controllable off-loading of aircraft wings, arranged between the aircraft wing structure and the control surfaces, spoilers or flaps and is a single device or in the form of a plurality of devices respectively assigned to the control surface along the wing span and automatically reduces the additional loading at the aircraft wing generated by gust-and maneuver loads as well as increases the flutter speed by a dampening circuit in an electro-hydraulic manner.		
대표청구항	1. Device for automatically controllable off-loading of aircraft wings, which is arranged between an aircraft wing structure and at least one of control surfaces, spoilers and flaps for their actuation, characterized in that at least one of the device (1) is assigned to the at least one of said control surfaces, spoilers and flaps (12a) along a wing span, comprising a dampening circuit (2), including a power cylinder (3) with a piston (3a) and an elongated piston rod (4) having a first end connected to a load and a second end (5) remote from the load connected with a spring-loaded straight line crank drive (7) supported at the wing structure (6) and that the power cylinder (3) is equipped with a check valve (8) and with inlet- or outlet valves (9,10) and said valves are automatically controllable with respect to their opening or closing forces by means of a flight controller (11) depending on the respective flying weight and the mach number of the aircraft.		
대표도면			

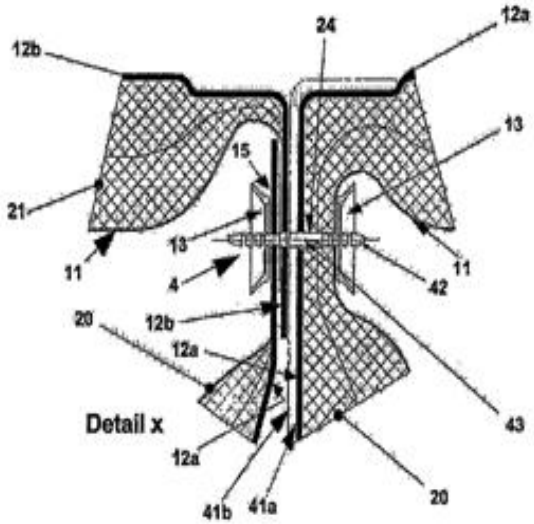
P-16. Method and device to assist in the piloting of an aircraft in a non-precision approach during a landing phase			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	7690603 (2010.04.06)	출원번호	2004-781910 (2004.02.20)
출원인	Airbus France (FR)	IPC(Main)	G01C-021/00
발명자	Eric Peyrucain | Patrice Rouquette | Christophe Jourdan	우선권주장	-
패밀리특허	CA2457278C | CA2457278A1 | EP1464576A2 | EP1464576A3 | FR2852683A1 | FR2852683B1 | US7690603B2 | US2004-0245408A1		
요약	A method to assist the piloting of an aircraft in a non-precision approach during a landing phase may include a series of successive steps that are carried out interactively and automatically. The steps include verifying, in accordance with respective standards of operation, conditions relating to the correct functioning of a plurality of equipment of the aircraft and to the integrity and precision of measurements of parameters used for implementing the non-precision approach, based on information from the plurality of equipment. On the basis of the verified conditions, an appropriate approach category is selected and presented on a display screen.		
대표청구항	1. A method to assist the piloting of an aircraft in a non-precision approach during a landing phase, wherein a series of successive steps is carried out automatically, the series of steps comprising: a) verifying, according to respective standards of operation, conditions relating to the correct functioning of a plurality of equipment of the aircraft and to the integrity and precision of measurements of parameters used for implementing the non-precision approach, based on information coming from the plurality of equipment; b) selecting, on the basis of the verified conditions, one of a plurality of different non-precision approach categories; and c) presenting the selected approach category on a display screen, wherein: each non-precision approach category defines the approach mode or modes that are possible from among a plurality of approach modes including a plurality of assisted approach modes and a selected approach mode, in step b) a first approach category is selected when the following conditions are verified simultaneously in step a): two flight management computers of the aircraft are functioning correctly; satellite positioning functions of two multimode landing assistance receivers of the aircraft are functioning correctly; at least two inertial reference systems of the aircraft, integrating aerodynamic data, are functioning correctly; at least one assisted approach mode function of at least one of the multimode landing assistance receivers is functioning correctly; an altitude value of the aircraft has a precision that is greater than a predetermined value; the integrity and precision of a position value of the aircraft are achieved; and a position of the aircraft, calculated by at least one of the flight management computers, and a position of the aircraft, received from a satellite positioning system, are consistent, and if the selected approach category is the first approach category, a pilot may choose any one of the various possible assisted approach modes as the approach mode for landing the aircraft.		

대표도면	 DEVICE 1 MEANS FOR VERIFYING CONDITIONS OF CORRECT EQUIPMENT FUNCTIONING MEANS FOR SELECTING APPROPRIATE APPROACH CATEGORY ZONE 12 EQUIPMENT 3A EQUIPMENT 3B EQUIPMENT 3N DISPLAY SCREEN SET OF INFORMATION SOURCES COMPUTING UNIT DISPLAY

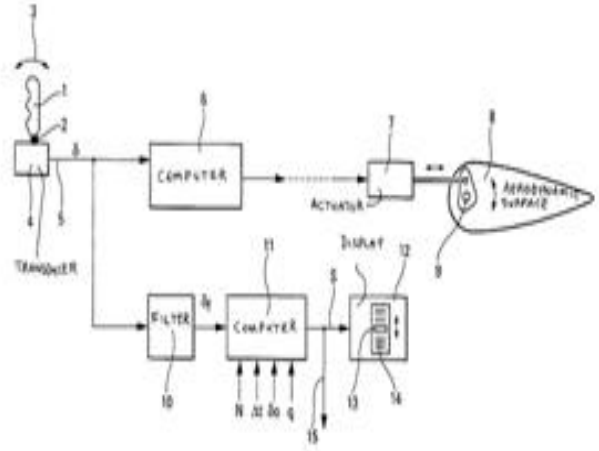
P-17. Communication system for an aircraft			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	7548533 (2009.06.16)	출원번호	2005-247835 (2005.10.11)
출원인	Airbus Deutschland GmbH (DE)	IPC(Main)	H04W-004/00
발명자	Joerg Reitmann | Jan Mueller | Robert Kebel | Axel Koenig	우선권주장	DE 10 2004 049 895 (2004.10.13)
패밀리특허	DE502005009177D1 | DE102004049895A1 | EP1648098A2 | EP1648098A3 | EP1648098B1 | US7548533B2 | US2006-0088001A1		
요약	An interface device for a communication network comprises a plurality of first communication nodes and a plurality of second communication nodes, wherein the interface device comprises a switching unit and a transmit-/receive aerial. The switching unit is capable of being coupled, so as to be able to communicate, to each of the first communication nodes and to each of the second communication nodes, and is configurable for transmitting a communication message between one of the first communication nodes and a second communication node, which may be unambiguously allocated to said first communication node. The switching unit may be coupled to the transmit-/receive aerial for wireless communication with each of the second communication nodes by way of the transmit-/receive aerial that may be shared for communicating with each of the second communication nodes.		
대표청구항	1. An interface device for a communication network within an aircraft having a plurality of first communication nodes arranged in a fuselage of the aircraft and a plurality of second communication nodes disposed in the fuselage of the aircraft, the interface device comprising: a switching unit; and a transmit-/receive aerial disposed in the fuselage of the aircraft, wherein the transmit-/receive aerial is divided into a transmit aerial for wireless transmission of signals to the plurality of the second communication nodes and into a receive aerial, provided separately from the transmit aerial, for wireless receiving of signals from the plurality of second communication nodes; wherein the switching unit is capable of coupling to each of the plurality of the first communication nodes and to each of the plurality of the second communication nodes, and is configured for transmitting a communication message between one of the plurality of the first communication nodes and one of the plurality of second communication nodes, allocated to the one of the plurality of first communication nodes; wherein the switching unit is coupled to the transmit aerial and the receive aerial for wireless communication with each of the plurality of the second communication nodes using the transmit-/receive aerial shared for communicating with each of the plurality of the second communication nodes, and the transmit aerial and the receive aerial are capable of communicating simultaneously with each of the plurality of the second communication nodes.		
대표도면			

P-18. Navigation system for an aircraft and associated command process			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	8027758 (2011.09.27)	출원번호	2006-334538 (2006.01.19)
출원인	Airbus Operations (S.A.S.) (FR)	IPC(Main)	G05D-001/04
발명자	Daniel Ferro | Machiel Van Boven	우선권주장	FR 2005-008212 (2005.08.01)
패밀리특허	EP1684144A1 | EP1684145A1 | FR2881221A1 | FR2881221B1 | FR2881234A1 | FR2881234B1 | US7611098B2 | US8027758B2 | US2006-0265110A1 | US2006-0273928A1		
요약	A navigation system for an aircraft, including a calculator of an estimated flight path for the aircraft; a device for determining an estimated value of a flight parameter that corresponds to an estimated speed for the extension of at least a portion of the high-lift devices of the aircraft; and a display of an indication for such estimated value. A command process for such a system and an aircraft equipped with such a system are also disclosed.		
대표청구항	1. A navigation system for an aircraft with high-lift devices, comprising: means for calculating an estimated flight path for the aircraft; means for determining an estimated value of a flight parameter that corresponds to an estimated speed, an extension of at least a portion of the high-lift devices of the aircraft being performed in view of the estimated value; means for displaying on a display screen a symbol at a position representative of said estimated value, wherein the estimated value is a unique value of the flight parameter and the symbol is positioned on the display screen so as to distinctly represent the unique estimated value and show, in advance, a specific time for the extension of the portion of the high-lift devices of the aircraft.		
대표도면			

P-19. Insulation package arrangement for insulating the interior of an aircraft fuselage			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	8011619 (2011.09.06)	출원번호	2005-596982 (2005.01.05)
출원인	Airbus Deutschland GmbH (DE)	IPC(Main)	B64C-001/40
발명자	Rainer Mueller | Peter Turanski | Wilko Oestereich | Thorsten Reinelt	우선권주장	DE 2004-10001049 (2004.01.05)
패밀리특허	BRPI0506601A | CA2548115A1 | CN001906083A | CN100418849C | DE102004001049A1 | EP1701883A1 | JP2007-517713A | JP2007-517713A | JP5021316B2 | RU2006127019A | RU2373109C2 | US8011619B2 | US2006-0284014A1 | WOWO2005-068290A1		
요약	The design and attachment of an insulation package near the fuselage structure to protect the cabin region of an aircraft against fire acting on the insulation package from outside the aircraft environment, thus clearly facilitating evacuation of the passengers from the vehicle. The insulation package arrangement may comprise several fuselage insulation packages of an elongated form. These packages may adjoin the aircraft fuselage structure in the direction of the longitudinal axis of the aircraft. They may be completely enclosed by a burn-through-proof foil which is arranged in a space enclosed by interior paneling and by the panels of the outer skin. The longitudinal end of the fuselage insulation package continues outward with a flat insulation end section is attached which is attached to a rib-attachment region arranged below the respective longitudinal sides of a rib and near the stringer by means of burn-through-proof attachment elements arranged on the inside of the aircraft with respect to the insulation.		
대표청구항	1. An insulation package system for insulating an interior of an aircraft, comprising: a fuselage, the fuselage including a plurality of stringers stiffening panels of an outer skin of the fuselage and a rib arranged substantially perpendicularly to a longitudinal direction along an axis of the fuselage of the aircraft, the rib being attached to one of the plurality of stringers at a first end of the rib and having a rib carrier integrated into the rib on an unattached end of the rib and a rib attachment region disposed between the first end and the rib carrier, the rib attachment region having a through-hole through the rib attachment region; and at least two fuselage insulation packages having an elongated package shape, and being situated in a direction of a longitudinal axis of the fuselage, each of the fuselage insulation packages comprising: a first flat insulation end section integrally extending outwardly from a first end of each of the at least two fuselage insulation packages and having a first length; a second flat insulation end section integrally extending outwardly from a second end of each of the at least two fuselage insulation packages opposite to the first end of each of the at least two fuselage insulation packages and having a second length shorter than the first length; and a foil enclosing a burn-through-proof insulation or a burn-through-proof barrier layer or both a burn-through-proof insulation having a first thickness and a burn-through-proof barrier layer having a second thickness less than the first thickness of the burn-through-proof insulation; and a burn-through-proof first attachment element having a first retainer end at one end of the first attachment element and a second retainer end at an opposite end of the first attachment element, the first attachment element		

	being disposed through the through-hole of the rib attachment region such that the first retainer end is on one side of the rib attachment region and the second retainer end is on an opposite side of the rib attachment region, wherein the first retainer end of the first attachment element attaches both of the first flat insulation end section of a first of the at least two fuselage insulation packages and the second flat insulation end section of a second of the at least two fuselage insulation packages to one side of the rib attachment region of the rib via a hole in each of the first flat insulation end section of the first of the at last two fuselage insulation packages and the second flat insulation end section of the second of the at least two fuselage insulation packages such that a portion of the first of the at least two fuselage insulation packages overlaps with, or is overlapped by, the second of the at least two fuselage insulation packages, and the first of the at least two fuselage insulation packages is also retained on the opposite side of the rib attachment region by the second retainer end of the attachment element passing through a second hole formed in the first of the at least two fuselage insulation packages, wherein the first retainer end and the second retainer end are arranged on the inside of the aircraft with respect of the burn-through-proof insulation or the burn-through-proof barrier layer, the insulation package system further comprising: a second attachment element, wherein the second attachment element is shaped as a truncated-cone body and comprises_an insulated disc element and the insulated disc element comprises a disc-shaped core element, defining a hole in the center of the disc and being embedded in a casing such that the insulated disc element is burn through proof.
대표도면	

P-20. Method and device for detecting pilot induced oscillations in an aircraft			
국가	US (United States of America)	문헌종류	B2(Utility Patent Grant (with pre-grant publication) issued on or after January 2, 2001)
문헌번호	7225061 (2007.05.29)	출원번호	2003-704651 (2003.11.12)
출원인	Airbus France (FR)	IPC(Main)	G05D-001/00
발명자	Nathalie Raimbault | Pierre Fabre	우선권주장	FR 2002-014381 (2002.11.18)
패밀리특허	AT321296T | CA2447331A1 | DE60304142D1 | DE60304142T2 | EP1420319A1 | EP1420319B1 | FR2847353A1 | FR2847353B1 | US7225061B2 | US2004-0098176A1		
요약	A method and device for detecting pilot induced oscillations in an aircraft may detect signals having frequencies of between 0.3 Hz and 0.6 Hz within commands signals generated by a pilot for controlling an aerodynamic surface of the aircraft. The energy of the detected signals is analyzed to determine whether significant pilot induced oscillations are present within the command signals, and an indication of the degree of the oscillations is generated for use by the pilot.		
대표청구항	1. In an aircraft having: at least one tilting control that controls said aircraft about at least one of its axes of maneuver; and a means operated by a pilot for generating an electric command δ, representative of the amplitude of the tilting of said at least one tilting control, said electric command δ being able to adopt a maximum value δo, a method for detecting pilot induced oscillations in said electric command δ comprising: sampling said electric command δ at a sampling interval Δt to obtain a plurality of N successive samples Xk with k=0, 1, 2, . . . , N−1 ; choosing the number of samples N and the sampling interval Δt so that the inverse of their product N.Δt is at least approximately equal to 0.3 Hz; breaking down said sampled command into a Fourier series in such a way that each sample xk adopts the form: [Numerical Formula 4] in which expression j is the symbol assigned to the imaginary part of a complex number, r is the number of harmonic components in the Fourier series and Ar are the Fourier coefficients, each of the latter being equal to: [Numerical Formula 5] determining the moduli |A1| and |A2| of the first two Fourier coefficients Al and A2, respectively corresponding to r=1 and r=2; calculating the sum |A1|+|A2| of said moduli, said sum being representative of the energy of said signal samples Xk for frequencies lying between 0.3 Hz and 0.6 Hz and corresponding to the pilot induced oscillations; calculating an index I that is equal to the quotient of the sum |A1|+|A2| of said moduli divided by the number N of samples; comparing said index I with a fraction q.δo of said maximum value δo of said electric command δ, said coefficient q of said fraction q.δo being determined from a pre-established database grouping together a number of earlier flight scenarios in which such pilot induced oscillations occurred; and generating a signal that is: equal to zero when said index I is lower than q.δo, because then there is no pilot induced oscillation; and equal to a value lying between 0 and 1, when said index I is equal to or greater than q.δo, because then there is some pilot induced oscillation, said value being representative of the amplitude of said pilot induced oscillations.		

대표도면	 COMPUTER ACTUATOR AERODYNAMIC SURFACE TRANSDUCER FILTER COMPUTER DISPLAY

중소형항공기 보급기반 구축기획과제 회의록

일 자	2012년 1월 10일 화요일	시간	시 작	16:00
장 소	국토해양부 별관 2층 회의실		종 료	17:00
참 석 자	이영대, 민풍식(국토해양부), 백승훈, 황수현(건교평), 참여연구원: 조진수, 조이상, 류민형(한양대), 이종휘, 김일영(항우연), 하태흡(아피아 엔지니어링)			
회의 목적	과제 착수회의			

회의 내용

1. 국토해양부

가. 현재 지식경제부에서 추진하는 90인승 중형항공기 기획과제 현황 조사
나. KAI의 국내개발 가능성에 대한 현실성 검토 필요
다. 상용기의 국내 인증 가능성 여부 판단 → 인프라 구축 선행 필요
나. 국토부 과제의 차별성 분석 필요
라. 중소형 항공기 개발 방안 → 독자 개발, 국내 TC, 국외 TC 선정 필요
마. 과제 수행시 우선 순위 결정
바. 부품 국산화 사업 → RFP 도출을 통한 프로젝트 추진
사. BASA체결에 대해서 명확히 정립 필요 → 상용화 필수

2. 한국항공우주연구원 인증센터

가. 수송기 인증기간: 5년, FAA기술인증: 7년
나. 구매자의 요구사항 분석 필요
다. Supply에 대한 수요 조사, 필요부품 해외 구매 가능성 조사

3. 국내 항공기 인프라

가. 인력, 기술 인프라 조사 → 한국항공우주산업, 대한항공
나. 시제기 및 부품의 시험평가 → 입증기술에 필요
다. 국내에 없는 인프라 활용 → 환경시험 등 (Deicing 시험, 낙뢰 시험 등)

4. 과제 수행관련 토론 사항

가. 1차 자문 위원회 일정 (2012년 1월 27일 화요일 오후 3시 건설교통기술평가원)
나. 항우연 이대성 소장 참석 → 지식경제부 과제 관련 설명
다. 항우연 인증센터 이종휘 센터장 필히 참석 요망

중소형항공기 보급기반 구축기획과제 회의록

일 자	2012년 1월 27일 금요일	**시간**	**시 작**	16:00
장 소	한국건설교통기술평가원		**종 료**	18:00
참 석 자	이영대, 민풍식(국토해양부), 백승훈, 황수현(건교평), 자문위원: 이대성, 이종희(항우연), 조두수(경주전장), 김임수(한국항공우주산업), 류장수(AP시스템즈) 참여연구원: 조진수, 조이상, 류민형, 민준호(한양대), 서장원(항우연), 하태흡(아피아엔지니어링)			
회의 목적	1차 자문 위원회			

회의 내용

1. 국토해양부

가. 기술 수요 및 기술예측 조사실시: 요소별 기술에 대한 수요, 개발 방법 조사, 필요기술안 제시

나. 중소형 항공기 개발 회사 → 선정 사전 진행 필요

다. 항공기, 부품 제작 업체에 대한 평가 필요

라. 해외업체와의 개발품이 목적이 아닌, 국산화로 개발하고 인프라 구축, 시제기 필요하나 수요가 적은 것에 대한 경제성, 수요성 고려하여 지경부의 목적을 추가하여 부가적으로 Part 25급의 국산화 보급위한 시제기 필요

마. 90인승 국제 TC, PC 국내 인프라 없음.

바. 캐나다에서 인증, 설계, 핵심기술 지원한다 하더라도 FAA에서 국내 독자모델로 BASA 체결 기준에서 TC, 설계, 제작, 시험, 인증 국내 컨소시엄에서 가능한지 여부 판단 필요

사. 제작/시험/인증 전문 인력 양성, 국산화 필요

2. 한양대

가. 1안) KB900(90인승 중형항공기) 인증 → 지경부의 2안

2안) 소형 Business Jet → 작지만 시장성 있는 부분에 대한 기획, 경제성 판단

나. 이대성 본부장이 제시한 1안은 국토부에서 고려 대상이 아님.

3. 한국항공우주연구원(이대성)

가. 90/70인승 항공기 2018년 개발 완료, 연비 20% 향상

나. 총 개발비: 2조 규모 (국제 공동)

다. 1안) 국외 인증(TCCA) 획득 → JV(Joint Venture) 인증 획득

인증신청법적 주체 → 캐나다 위치

FAL 사이트와 인증위치가 달라 추가비용 발생

한국은 FAA와 25급에 대한 PC(Production Certification) BASA 확장 필요

2안) 대한민국 인증 획득 및 FAA BASA shadow program 활용

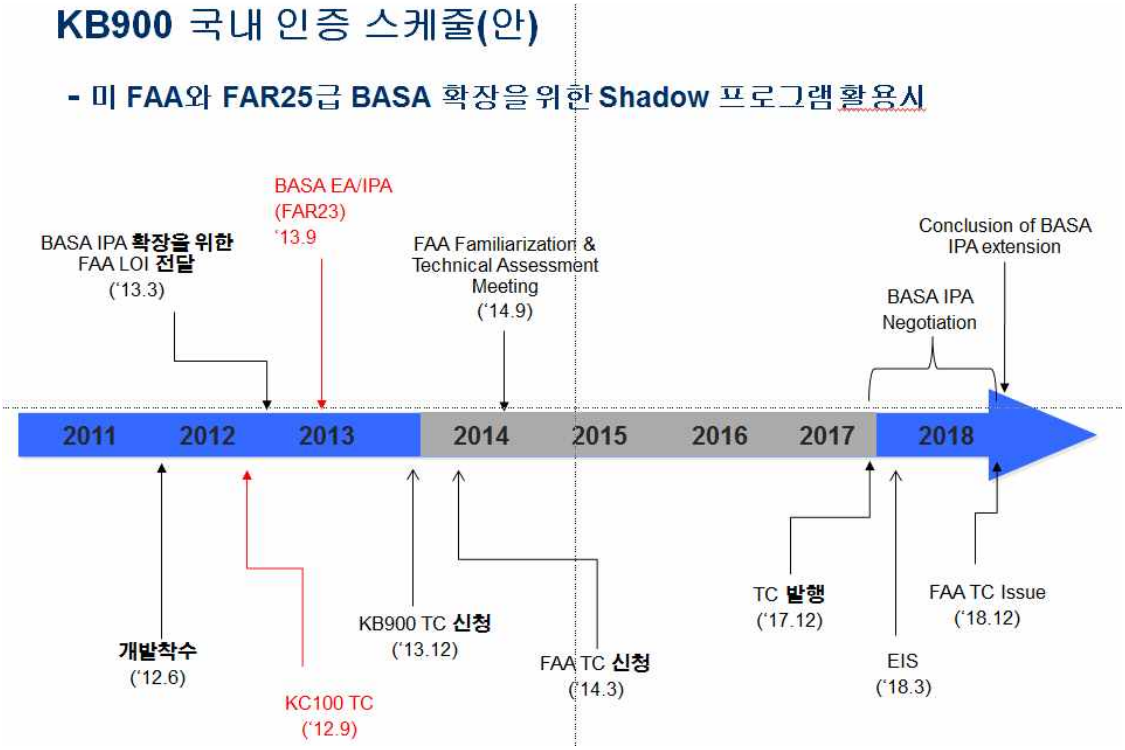
인증 주체는 한국 내 설립된 JV

Shadow 프로그램화로 인한 추가비용 및 개발기간연장 발생

DER(Designated Engineering Representative), DOA(Design Organization Approval) 등의 위임제도 도입 불가피

→ 위임제도 활용치 않고 FAR25 급 항공기 인증하는 국가 전무

→ DER(미국식), DOA(유럽식) 중 국내 현실과 부합하는 안 선정 조속한 FAA 협의 필요



4. 한국항공우주연구원(인증센터)

가. 12인승, 90인승 인증 프로그램 두 가지 동시 진행 현실적 제약 따름

→ 우선순위 결정 필요

나. PC extension 불가피

다. 지경부 2안 (90인승 항공기 대한민국 인증 획득) 기간적 문제 → 불가능

KC100의 경우로 미루어 볼때 90인승 중형 항공기 인증은 지경부 일정에 맞추기 어려움

5. 경주전장

가. 기반 구축이 중형기 개발, 인증 하면서 동시에 진행 어려움

나. 기반 구축은 따로 진행 필요

6. 아피아엔지니어링(주)

가. 형상설계, 경제성 분석

나. KB900 인증 2안(국내 인증)가면(국내 인프라 구축이 완료 되었다는 가정) 국토부 과제(12~20인승) 진행이 불필요 할 것으로 판단됨

다. 국토부에서 고려하는 중소형 항공기 보급기반 구축은 반드시 해야 될 과제임

중소형항공기 보급기반 구축기획과제 회의록

일 자	2012년 2월 29일 수요일	시간	시 작	16:00
장 소	한국건설교통기술평가원		종 료	18:00
참 석 자	실무위원: 김지홍, 박경은(한국항공우주산업), 송진환(AP시스템즈), 염철문(LIG넥스원), 윤상준(피도텍), 조정현(대한항공) 참여연구원: 조진수, 조이상, 류민형, 민준호(한양대), 김일영, 서장원(항우연)			
회의 목적	2차 자문 위원회			

회의 내용

1. 한양대

가. 과제 개요 설명

나. 대형항공기 시장 동향 - 대형 Part 25급 → Airbus(100석급 이상), Boeing(50~70석급 이상) 양분체계

다. 중소형항공기 시장 동향 - 중소형 Part 25급 → Liget Jets, Medium Jets 사이의 급(4~16석) 시장이 구매력이 가장 큰 시장.

라. 중소형항공기 시장 - 북미, 러시아, 인도, 중국 시장 성장 예상

2. 한국항공우주연구원

가. 중소형항공기 인증소요기간 (사례별) → 국내 중소형기 인증(신청~인증)에는 최소 5년 소요. 중국 및 일본의 인증 사례를 고려하여 충분한 개발기간 필요.

1) 캐나다 Bombaridier社 DHC-8-400 Series : 4년
2) 프랑스 ATR 72 Series : 3년 9개월
3) 브라질 Embraer社 ERJ 170 : 4년 9개월
4) 프랑스 Airbus社 A380 : 5년
5) 미국 Boeing社 B787 : 4년 11개월
6) 프랑스 Dassult社 Falcon 2000 : 5년 3개월
7) 미국 Gulfstream社 G280 : 3년 5개월~
8) 중국 COMAC社 ARJ 21-700 : 9년 1개월~
9) 일본 미츠비시社 MRJ 70 : 4년 4개월~

나. 인증비용 분석

- 중국 Civil Aviation Administration of China : ARJ, C919 형식증면 전담 인력 - 150여 명(2010.5)
- 일본 Civil Aviation Bureau : MRJ 형식, 감항증명 업무 전담 인력 - 73명 (Filight Test Pilot/Engineers 미포함)

- 한국(예상) : 신청 전 준비단계 – 40명
  인증, 인증관리 및 BASA IPA 확대 단계 - 70명

- 주요 구성요소 : 인건비(국내외 업무 출장비, 전문가활용비 등), 기술평가비
- 산정 기간 : 8년(신청전 1년, 인증 5년, 인증관리 및 BASA IPA확대 2년)
- 총 인증비 : 710억(8년간 연평균 66명의 인증인력 운용, KC-100 형식증명 대비 직접비
  (국내외 여비, 전문가 활용비등) 약 5배 증가 예상, 소형기급 대비 BASA IPA 기술평가비 최소 5배 이상 증가예상

중소형항공기 보급기반 구축기획과제 회의록

일 자	2012년 5월 7일 월요일	시간	시 작	10:00
장 소	한양대학교		종 료	12:00
참 석 자	IAI: Jacob Gotyhan, Gad Cohen, Beujam Cohel 한남상사: 이일희 참여연구원: 조진수, 조이상, 류민형, 민준호(한양대), 김일영(항우연), 하태흡(아피아)			
회의 목적	IAI社 측의 중소형항공기(Part25급) 기술 협의			

회의 내용

1. 한양대

가. 과제 개요 설명

2. IAI

가. IAI社 소개

1) 민간 항공기 개발 사례
2) 항공기 시장 현황 분석
3) 중소형 항공기 시장 현황 분석
4) Part 25급 인증 사례 소개
   - Astra, G100, G200, G150, G280
   - 1년 이내에 인증 받음
5) 20,000lb 급 중소형항공기 소개
   - 경쟁기종 2대 존재(Learjet 40XR, Citation XLS+)
   - 상대적으로 시장 진입 수월
6) 52,000lb 급 중소형항공기 소개
   - 경쟁기종 5대 존재
7) 항공기 개발 최신 기술 소개



중소형항공기 보급기반 구축기획과제 회의록

일 자	2012년 5월 20일 수요일	**시간**	**시 작**	14:00
장 소	서울 교육문화회관		**종 료**	17:00
참 석 자	국토부: 민풍식, 박유준 건교평: 백승훈, 황수현 참여연구원: 조진수, 조이상, 류민형(한양대), 이종희, 김일영(항우연), 하태흡(아피아)			
회의 목적	중소형항공기(Part25급) 국산화 보급기반 구축기획과제 중간보고회			

회의 내용

1. 국토부

가. 경제성 분석: 국내 타 사례와의 차이점 비교 분석필요

나. 추진전략

1) 탐색개발: 전략적 수행의 필요성

다. BASA 체결 추진: FA 협의 결과 기획연구에 필요

1) FA 정책부서에 의견 요청(국토부 항공기술과에서 진행)

- Shadow Project 가능 여부
- 90인승 급 BASA 체결 가능 여부

라. 기대효과 및 활용 방안

1) 챕터필요

- 업체, 국가기관, 인프라, BASA

2) 활용처

- 기상청: 인공강우 활용 가능성 여부
- 수요부분 언급 필요
- 해외 판매: 제작참여 업체
- 개발참여 업체의 수요성 분석: 참여업체의 R&D 후 의지와 비전 언급 필요

3) 부품 국산화

- 개발 부분의 몇 % 수입
- 엔진: 국내 업체의 입장 필요, 부품 국산화 의지 여부 확인 필요

마. 항공 사고 예방 기술 개발 추가 연구수행 필요(검토요청)

바. 무인항공기 개발 기획과제 틀에 맞추어 중소형항공기 RFP 작성

사. 중형기 인증 인프라

- '인증인력양성 교육 프로그램'은 필요하나 R&D가 아님.
  → 인증기술개발 등 다른 항목으로 변경 필요

아. 부품국산화 가이드 라인 필요

2. 건교평

가. 12인승 비즈니스 제트기 선택 이유

- BASA 체결, 수출성 고려 필요

나. Road map 작성 필요

- 개발일정, 인증, BASA체결

다. 무인항공기 개발 기획과제에서 도출된 RFP 8월 중순에 한양대에 전달

3. 항우연 인증센터

가. BASA: 한나라에서 한 개의 프로젝트만 진행

나. FA: 국가기관으로 개인 입장으로 접촉 불가, 공식적 의견 받기 어려움

→ '국토부 항공기술과'를 통해 진행

다. 향후 탐색개발 연구에서 필요한 내용

- 인증시 필요한 시험평가 장비 활용 방안

라. 12인승 Business Jet 선택 이유

- 인증 받기에 유리
- 100인승: Airline으로 구분하기에 인증에 어려움
- BASA 측면에서 강점

4. 한양대

가. 지경부에서 진행중인 90인승급 항공기 개발 일정, 전략

- 지경부 사무관에게 문서 요구

가. 향후 탐색개발 연구에서 필요한 내용

- 최소 예산으로 상세 기획이 가능하게 예상 설정

나. 부품 국산화

- 포괄적인 분류: 현재 과제에서 수행
- 세부적 내용: 탐색 개발연구에서 수행
- 기업의 국산화 의지가 있어야 가능함

5. 아피아

가. 항공기 개발시 필요한 부품, 시험 리스트

- 현재 작성 가능한 요건 아님
- 탐색개발 연구에서 가능

6. 향후 일정

가. 국토부, 건교평과의 업무 회의

- 8월 10일 이후

나. 한양대

- 자문, 검토 위원회 독자적으로 진행

중소형항공기 보급기반 구축기획과제 회의록

일 자	2012년 7월 23일 월요일	**시간**	**시 작**	14:00
장 소	한양대학교		**종 료**	18:00
참 석 자	박경은(한국항공우주산업), 조정현(대한항공), 윤상준(피도텍), 송진환(AP우주항공) 참여연구원: 조진수, 조이상, 류민형, 민준호(한양대), 김일영(항우연), 하태흡(아피아)			
회의 목적	중소형항공기(Part25급) 국산화 보급기반 구축기획과제 실무위원회			

회의 내용

1. 한국항공우주산업

가. 탐색개발

- 상용화 전제시, 시장분석, 필요기술 사전연구, 국제공동개발방안, 사업성 분석, Launch Order 확보 등 구체적인 사업계획 수립이 필요하며 탐색개발 단계별 목표 미달성시(사업성/해외파트너/ 적정 Launch Order확보 등) 체계개발 진입 불가하며 이에 따른 일정지연 및 비용증가 Risk 높아 본과제는 시범기개발에 국한하여 검토할 필요가 있음
- 풍동시험은 탐색개발 단계부터 시작됨

나. 개발 목표

- KC-100 사업에서 경험하였듯이 시범기를 바로 상용화하기에는 개발일정(IPA확대협상 1년 포함), 기술적 수준, 가격경쟁력, 시장진입인프라 구축 등을 고려해야하는 어려움이 있어, 개발목표를 시범기개발에 국한하고 상용화 추진은 추가 별도 사업으로 검토하는 것이 좋을 듯 함

다. 개발 항공기의 용어 통일 필요

라. 도표 출처 필요

- 항공기 개발사 마다 카테고리 분류 기준이 있으며 출처 명확히 해야함

2. 한국항공우주연구원 인증센터

가. 탐색개발

- 1차년도에 BASA 확대의향서 전달 어려움.
  → KC-100이 2014년 6월에 BASA체결됨. 두 개의 인증 진행 불가
  → 2014년 6월 이후 BASA 확대 의향서 전달 가능(실제적으로 탐색개발 2차년도에 가능)

나. 부품 개발

- 인증 이후에 국내 개발이 현실적임.
- 3년 이내에 부품 개발 후 항공기 장착하여 시험
  → 비행시험 전 국내 부품 개발 완료해야 함.

3. AP우주항공

가. 부품 개발

- 항공전자 장비나 기타기술에 대한 인증 절차
  → 국산화 비율 고려 하겠음.

4. 아피아 엔지니어링

가. KABJ(Korea Advanced Business Jet) 경쟁기종 분석

- IAI社가 제시간 자료에서 경쟁우위에 있는 Super Light는 IAI社의 제작&인증 노하우가 포함되어 단가가 낮으나 국내 독자 개발할 경우 단가 상승 우려.

5. 한양대

가. 단계별 연구내용 수정

- 개발, 인증 기관의 의견 수렴 후 단계별 연구내용 수정
- 이전 연구내용 바탕으로 연구내용 수정

나. RFP 제출

- 8月 중순 RFP 제목, 연구 목표 정립
- 인프라(제작/시험/인증) 구축을 위한 과제 도출 필요
- 별도 세부 과제에서 부품개발, 인증 가능하도록 진행

다. 경제성 분석

- 7월 23일 '감우회경영회계연구원'과 계약완료

라. 특허 분석

- '㈜ 윕스'와 계약 추진중
- 가검색 결과 30,000개의 로우 특허데이터 확보
- 사업기간 1.5개월 소요
- 한양대와 업무 조율 필요

마. 기술로드맵

- KC-100, KFX 개발 로드맵 참조하여 수정 필요
- 용어 통일

중소형항공기 보급기반 구축기획과제 회의록

일 자	2012년 7월 26일 목요일	시간	시 작	14:00
장 소	한양대학교		종 료	18:00
참 석 자	이장연(항우연), 류장수(AP우주항공), 조두수(경주전장), 김정엽(세종대), 박정선(항공대), 박찬우(경상대), 이영재(건국대), 조진연(인하대), 홍교영(한서대), 남기호(감우회 경영회계연구원) 참여연구원: 조진수, 조이상, 류민형, 민준호(한양대), 하태흡(아피아)			
회의 목적	중소형항공기(Part25급) 국산화 보급기반 구축기획과제 자문, 검토위원회			

회의 내용

1. AP우주항공

가. 전지전자보기류

- 항공통신 시스템 추가요청
- 항공기 설계시 항공통신 시스템 고려

→ 우리나라 강점(IT) 활용, 기존 인프라 적극 활용

→ 항공통신, HF, VHF 뿐만 아니라 위성 활용

- 항공기 설계시 안테나 위치, 와이어링 고려

2. 경상대

가. RFP 레벨?

나. 탐색개발의 개념설계와 기획과제의 개념설계의 차이점?

다. KABJ의 기존 Business Jet와의 차이점?

3. 건국대

가. IAI社에서 자문 해준 것인가?

4. 아피아 엔지니어링

가. 경제성 분석

- 감우회 경영회계연구원과 경제성 분석 계약 체결

나. 특허 분석

- ㈜ 윕스와 8월에 특허 분석 용역 착수 회의 검토
- ㈜ 윕스와 8월 중순경 용역 과제 계약 검토

다. 탐색개발의 개념설계와 기획과제의 개념설계의 차이점

- 탐색개발의 개념설계: 상세적인 개념설계
- 기획과제의 개념설계: 초기 사이징, Layout

5. 한양대

가. 과제 개요 설명 및 현재까지의 진행사항 발표

- KABJ(Korea Advanced Business Jet) 최대 이륙 중량 선정 배경
- 기술적 우위를 통한 시장 진입 개념 및 KABJ의 위치
  → Super Light Jet 카테고리에 위치
  → 기존 경쟁社가 2곳이라 상대적으로 시장진입이 수월함.
  → 단가를 낮추어 가격 경쟁력 확보

나. RFP 레벨

- Sub, Full System, Avionics Part, 통합 등 전체 RFP

다. BASA

- 항공기 기체뿐만이 아닌 국내 인프라에 대한 평가가 포함

라. KABJ

- 형상 뿐만 이니라 Specification이 다름.
- 단가를 낮추어 가격경쟁력 있음.

마. IAI社 자문

- 지난 5월7일 IAI社가 한양대 방문하여 공동개발 제안 및 조언

6. 각 기관별로 과제 평가표 작성

중소형항공기 보급기반 구축기획과제 회의록

일 자	2012년 9월 4일 화요일	**시간**	**시 작**	14:00
장 소	한양대학교		**종 료**	18:00
참 석 자	김지홍, 박경은(KAI), 윤상준(피도텍), 송진환(AP우주항공), 조정현(대한항공), 이종원, 김덕영, 남기호(감우회 경영회계연구원) 참여연구원: 조진수, 조이상, 류민형, 민준호(한양대), 김일영(항우연), 하태흡(아피아)			
회의 목적	중소형항공기(Part25급) 국산화 보급기반 구축기획과제 실무위원회			

회의 내용

1. 박경은 - KAI

가. 개발로드맵

- 탐색개발 2년 부족.
  - → '탐색개발'에는 L/O를 확정하고 본개발에 들어가는 것 포함 될 것.
  - → 양산 대수를 예측하고 그만큼 오더 받아야함, Risk 고려
  - → L/O 확보위한 참여업체 구도 등 탐색개발 기간 연장(3년 이상) 필요
  - → 초기 사업구도(양산, 시장진입) 분석에 많은 기간 필요
- 항공기 개발시 상용화(국제 공동개발 등) 할 것인가?
  - → 인프라 투자, 기업 준비 기간 필요
  - → Risk sharing으로 기업 참여 유도

나. 상용화

- 양산에 대한 투자는 정부가 아닌 기업이 부담.
- 정부출원 총 예산 6,290억 중에서 상용화 예산이 포함되어 있나?
- 국내 기반 확보 위해 수요 확보가 가능한가?
- 양산을 위해서는 T/C 받고 2년더 필요
- 전체 예산에서 '항공기 개발', '인프라 구축'이 차지하는 비율은?

2. 김지홍 - KAI

가. 상용화

- 6차년도 T/C 확보 → 고객 인도

3. 김일영 - 항우연

가. 상업화

- T/C 발급 후 설계 변경 어려움

나. 개발로드맵

- 본개발 1차년도 SDR 이후 T/C 신청으로 변경 요청
- 6차년도 초 P/C 신청
- P/C 신청을 위해서는 양산 필요
- 8차년도에 완제기가 개발 된다면 그 완제기가 바로 시장에 팔 수 있는 항공기가 되

어야함.

- 외국 항공사:

→ 형식증명 받기 전에 시제기를 한번 만들고 나서 형식증명을 신청하는 경우가 많음

→ 8년 충분하지 않을 수 있음.

마. 인증

- 6차년도에 T/C 나오면 BASA 협정 때까지 1년 6개월 이상 필요
- 8년 기간중에는 BASA 인증 체결이 불가능하므로 후에 본 과제 시작해도 BASA 인증 부분은 별도로 진행하지 않는 이상 이 기간에는 어려움.
- P/C 신청: 5차년도 말, 양산의 개념 포함.

4. 감우회 경영회계연구원

가. 경제성 분석

- 기법 소개

나. 예산

- 정부출원 총 예산(6290억)에 양산 및 상업화 시설까지 포함되나?

→ 포함됨.

5. 조이상 - 한양대

가. 과제 개요 설명 및 현재까지의 진행사항 발표

- 개발 로드맵 발표
- 향후 일정 설명

나. 각 기관별 RFP 작성 내용 발표

다. 예비 타당성 신청서 내용 설명

라. 경제성 분석

- '경제적 파급효과' 분석 필요
- 시나리오 분석 필요

마. 인증 및 개발 로드맵

- 인증은 상용화를 기반으로함 → L/O를 빼면 T/C 받을 수 없음
- L/O, P/C는 국토부에 문의

6. 향후 일정

가. RFP 작성 → 9월 22(금)일 확정

나. 3차 자문, 검토 위원회 → 9월 27일(목) 계획

다. 4차 실무위원회 → 10월 8일(월) 계획

라. 경제성, 특허분석 보고서 → 10월 12일(금)

마. 결과보고서 초안 → 10월 15일(월)

바. 4차 자문, 검토 위원회 → 10월 22일(월) 계획

사. 과제 종료, 결과보고서 제출 → 10월 26일 (금)

중소형항공기 보급기반 구축기획과제 회의록

일 자	2012년 10월 12일 금요일	**시 간**	**시 작**	14:00
장 소	한양대학교		**종 료**	18:00
참 석 자	윤상준(피도텍), 송진환(AP우주항공), 조정현(대한항공) 이종원, 김덕영, 남기호(감우회 경영회계연구원), 김미선, 백유광, 강대희(윕스 참여연구원: 조진수, 조이상, 류민형, 민준호(한양대), 김일영(항우연), 하태흡(아피아)			
회의 목적	중소형항공기(Part25급) 국산화 보급기반 구축기획과제 실무위원회			

회의 내용

1. 김덕영 - 감우회 경영회계연구원

가. 중소형항공기(Part25급) 경제성 분석 - 시장분석

- 최근 비즈니스 제트기 시장에서 거래되는 주요 기종 분석
- 리저널/커뮤티 항공기 시장동향 분석
- 터보프롭 항공기 시장동향 분석
  → 객실 안락성 및 성능(최고속도)상의 열등성으로인해 터보팬 항공기 선호
- 비즈니스 제트기의 가격대비 성능 분석
  → 회귀방정식 도출
  → 비즈니스 항공기 가격에 영향을 주는 성능변수: Range*MTOW
- 중, 장기 수요전망
  → Bombardier社에 따르면 10년 단위로 40% 정도씩 증가할 전망
- 지역별 전망
  → 신흥시장의 성장, 아태지역 대기업들의 활동영역 확대로 수요 상승 예측

나. 중소형항공기(Part25급) 경제성 분석 - 사업성 비교

- 진입장벽 분석
  → 성능 대비 가격 분포를 비교함으로써 상대적으로 진입하기 용이한지 평가
  → SLJ(Super Light Jet) 시장이 가격경쟁이 상대적으로 덜 치열함
- 생산의 효율성
  → 표준 생산비 분석 모델
- 국산화 검토모델의 표준 생산비 비교
- 수익성 비교
  → KANJ: 10년간 SLJ수요의 30%를 납품하는 것으로 가정

다. 결론

- SLJ영역의 비즈니스 제트기가 진입장벽이 낮음.
- 상업용 항공기 개발비와 생산비를 분석한 선행연구를 적용한 결과 그 동안 개발대상으로 검토된 다른 기종(세분영역)보다 SLJ급 KABJ기종(세분영역)의 수익성이 가장 높은 것으로 나타남..
- KABJ기종의 개발에 성공하여 30%이상의 시장을 점유하는 경우 경쟁기종 중 최

적가격으로 판매한다 하더라도 충분한 수익성이 발생하는 것으로 나타남.

2. 김미선 - (주) 웹스

가. 중소형항공기(Part25급) 특허 분석

- 한국, 미국, 일본, EU 특허 분석 수행
- 12,760건의 특허 RAW data, 6,708건의 노이즈제거, 6,052건의 분석 대상특허 선정
- 연도별 특허동향
  → 전체 연도별 출원 동향 꾸준히 증가
  → 기술선도국은 미국
  → 한국: 1995년부터 꾸준한 출원 활동 보이며 최근 특허출원 급증
- 시장확보력 및 기술력
  → 미국, 캐나다, 영국, 프랑스는 상대적인 기술력과 IP시장확보력이 높음
  → 유럽은 IP시장확보력에 두각 나타냄
  → BOEING은 가장높은 기술력 보유하고 평균적인 IP시장확보력 보유
  → AIRBUS는 유럭과 같이 IP시장확보력에 집중, 가장 높은 시장확보력 보유
  → MITSUBISHI는 미국등록특허가 상대적으로 적임(자국내 특허 출원 경향)
- 결론
  → 미국의 선두출원인 BOEING
  → 유럽의 선두출원인 AIRBUS
  → 시장점유율과 특허출원수가 비례함
  → 미국, 일본, 유럽에 있어서의 한국의 점유율은 매우 미미한데, 이런 경향은 객관적으로 '중소형 항공기' 분야에서의 한국의 기술력이 매우 부족할 뿐만 아니라 이를 극복하기 위한 연구개발이 시급하다는 것을 단적으로 나타낸 것이라고 판단됨

3. 김일영 - 항우연

가. 중소형항공기 인증부분 발표

- 중소형항공기 개발 8년 후 2년도 인증을 위해 필요
- 인증개발 인력 확보 방안
- 인증분야 RFP 발표

4. 윤상준 - 피도텍

가. 특허분석

- EU에 출원된 특허의 수가 적은 이유?
  → 특허 출원은 속지주의이기 때문에 유럽국가도 미국내 특허 출원

5. 송진환 - AP우주항공

가. 특허분석

- 항공전자에서 위성통신 분야 추가 분석 요청

6. 조이상 - 한양대

가. 과제 개요 설명 및 현재까지의 진행사항 발표

- 개발 로드맵 발표
- 향후 일정 설명

나. 각 기관별 RFP 작성 내용 발표

다. 예비 타당성 신청서 내용 설명

라. 경제성 분석

- 시장 점유율 30%에 대한 타당성 제시 필요

마. 특허 분석

- T-50 개발시 국내 특허출원수가 급증하였는가?
  → 급증, 연구 개발시 특허출원수 증가
- 중소형항공기 개발은 언제 시작하는게 타당한가?
  → 이미 늦었으나, 빠른 시일내에 시작하는게 타당함

7. 향후 일정

가. 결과보고서 초안 → 10월 15일(월)

나. 최종보고회 → 10월 22일(월) 오전

다. 4차 자문, 검토 위원회 → 10월 22일(월) 오후

라. 과제 종료, 결과보고서 제출 → 10월 26일 (금)

중소형항공기 보급기반 구축기획과제 회의록

일 자	2012년 10월 22일 금요일	**시간**	**시 작**	10:00
장 소	과천 그레이스 호텔 포디엄 회의장		**종 료**	12:30
참 석 자	민풍식, 이영대(국토부), 황수현(건교평) 김덕영, 남기호, 이승환(감우회 경영회계연구원), 백유광(윕스) 참여연구원: 조진수, 조이상, 류민형(한양대), 김일영(항우연), 하태흡(아피아)			
회의 목적	중소형항공기(Part25급) 국산화 보급기반 구축기획과제 실무위원회			

회의 내용

1. 민풍식 - 국토부

가. 실효성 분석필요

- 12인승 중소형기 개발시 참여가능한 국내 업체의 언급이 필요함.
- 국내 업체의 수요 분석 필요함.
  → 맞춤식 과제 진행이 필요함.
  → 보고서에 국내수요, 국내업체, KAI의 입장 의견 반영 필요함.
- 경제성분석: 현재 - 단순히 항공기 판매할때의 분석임.
  - BASA IPA 확대시의 발생하는 경제성 분석 필요함.
  - 제작/시험/인증 인프라 구축시 발생하는 경제성 분석 필요함.

나. 국내 시장 동향

- 지경부와 협력
  → 지경부에서 진행하는 중형기 탐색개발의 분석 필요
  → 지경부에서 추진중인 '90인승 중형기 탐색개발'의 활용 방안의 분석 필요함,
  → 지경부와 조화롭게 P/C, T/C, BASA IPA 확대방안의 분석이 필요함.
  → 국토부의 사업 진행으로 지경부 사업 포괄이 가능한지 분석이 필요함.
  → 국토부 인프라를 지경부가 활용하는 방안의 모색이 필요함.
  → KARI 이해창 박사 자문이 필요함.

나. 활용방안(예타 후)

- 기존 4인승 및 지경부 90인승 인프라 활용방안의 모색이 필요함.
- 100% 정부예산임.
- 탐색개발시의 정부 규정
  → '국책 연구원' 매칭 펀드 내지 않음.

다. 국제 공동 개발

- 국외 업체 컨소시엄시 같이 들어가는지의 여부 확인이 필요함.
- 국제 공동 개발형태에 대한 구체적 언급이 필요함.
  → 엔진: 구매, avionics: 공동 개발 등
- 해외 업체와의 접촉 시기에 대한 언급이 필요함.

라. 경제성 분석
- 인프라 분석에 대한 내용 추가

마. 추진 전략
- 사업 진행시 추진전략에 대한 방안의 모색이 필요함.

바. 예비 타당성
- 사업 전략, 추진 전략이 명확하도록 수정이 필요함.
  ex) 국제 공동 개발(사업 분담 방안)
- 본 과제 예타 대상임(500억 이상)
- 예타 자료는 예타 신청서에 준해서 정리가 필요함.
- 예타 수준(세분화, 전략 필요.)
- 기존 기술 인력 활용 방안에 대한 모색이 필요함.
  → 지경부 90인승 사업과 중복되지 않도록 활용방안의 모색이 필요함.
  → 지경부 사업과 차별화 전략의 모색이 필요함.
  ☞ 국토부의 중소형항공기(12인승)으로 BASA 체결 후
  지경부의 중형항공기(90인승) 인증&판매 가능한 방안 모색

2. 이영대 - 국토부

가. 사업전략
- 중소형항공기 구체적 사업전략의 제시가 필요함.
- 국내 현실의 반영이 필요함.
- 중소형항공기 보급기반 구축 사업의 필요성이 명확하게 드러나는 언급이 필요함.

나. 경제성 분석
- '사업기반 잘 갖추어져 있다'는 문구에 대한 확인이 필요함.
  → 중소형항공기 개발 s/w, h/w 없음.
  → 인프라 없음.
  → 인프라 자세히 설명 필요

다. 사업성
- 개발비에 정부지원금 들어있음.
- 판매단가(경쟁기종보다 낮음), 점유율 20% 근거의 제시가 필요함

라. 탐색개발
- 국제 공동 개발에 대한 자세한 설명이 필요함.
- 중소형항공기 부품중 구매 아이템의 선정이 필요함.

마. 국토부에서 중소형항공기 국산화 보급기반 사업해야하는 당위성
- 다른 기관에서 사용가능함.
- 지경부에서는 항공기는 만들 수 있으나, 팔 수 있는 여건이 아님.

3. 황수현 - 건교평

가. 시제기 개발

- 본 기획과제의 방향이 시제기 개발 쪽으로 치우쳐 있음
  * main: 인프라 개발
  * sub: 인증기 개발
- 20,000lb 급 인증기 선택의 타당성을 자세히 설명할 필요가 있음.
  → 한눈에 알아 볼 수 있도록 정리가 필요함.
  → 다각적 측면(정책, 사회, 경제, 정량적 수치)에서의 설명이 필요함.

나. 탐색 개발, 본 개발

- 탐색개발의 구체적 RFP가 필요함.
  → 부품 선별 RFP의 제시가 필요함.
- 각 과제 RFP에서 필요성에 대한 자세한 설명이 필요함.
- RFP 중 BASA IPA 확대를 위한 RFP 인지에 대한 여부의 확인이 필요함.

다. 경제성 분석

- 중소형항공기 보급기반을 바탕으로하는 분석이 필요함.

라. 특허 분석

- 특허 사전 침해 조사
  → 개발 부품 선정 후 업체에서 진행
- 관련 특허 list up 필요함.

2. 김일영 - 항우연

가. 사업 기간

- 개발과 인증기간 10년 소요
  →

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	6차년도	7차년도	8차년도	9차년도	10차년도
개발	탐색개발		본개발							
인증			T/C신청					T/C획득	BASA IPA 확대	

중소형항공기 보급기반 구축기획과제 회의록

일 자	2012년 10월 22일 금요일	**시간**	**시 작**	14:00
장 소	한양대학교 신소재공학관 707호		**종 료**	18:00
참 석 자	자문위원: 이장연, 이종희(항우연), 김임수(KAI), 류장수(AP우주항공), 조두수(경주전장) 검토위원: 김정엽(세종대), 박정선(항공대), 박찬우(경상대), 윤영빈(서울대), 조진연(인하대), 홍교영(한서대) 실무위원: 김지홍, 박경은(KAI), 송진환(AP우주항공), 윤상준(피도텍), 조정현(대한항공) 참여연구원: 조진수, 조이상, 류민형(한양대), 김일영(항우연), 하태흡(아피아) 위탁연구기관: 이종원, 김덕영, 남기호, 이승환(감우회 경영회계연구원)			
회의 목적	중소형항공기(Part25급) 국산화 보급기반 구축기획과제 자문 / 검토 위원회			

회의 내용

1. 이종희 - 항우연

가. RFP

- 시험 평가에 대한 내용이 RFP에서 다소 설명이 부족함
- 국내 구조상 Transport Category에서 예산 많이 필요함
- 국내에서 못하는 시험 반영 필요

나. 비행 시험

- Part25급 시험 중 국내/외에서 진행할 항목 분류 필요
- 비행 시험시 소요 예산에 대한 산출근거 및 예산에 대한 언급 필요

다. 인증

- 방대한 항공기 구성품 존재(만 단위 넘음)
  → 현재 기획단계에서 구매, 개발 품목 결정 불가
- 개발할 핵심 부품의 선택과 집중 부가가치 논외 선정 (인증과 수반)
- 부품 개발시 인증 지원 필요함
- 항공기 시스템 계통 인증 관계 필요
- 인증과제 710억 예산은 Part23급에서 소요된 인건비 등으로 계상
- 부품 개발시 시험평가는 개발자의 몫
- 국내 인증기관 업무
  → 인증에서 선정되는 모든 것 인증
  → 맨파워 기간 내에 모든 인증 업무 가능
- 부품 개발시 모든 인증 받는 업무 수행
  → 업체 스스로 입증: 시험 평가
- 보급기반에서 시험 평가 항목 및 내용 포함시켜야함
- 인증은 기업 육성을 위한 목적이 아님

- BASA IPA 확대를 실현하기 위해 대상물 필요함 (시제기)
  → BASA IPA 확대를 실현하기 위해서 대상물 필요
  → BASA IPA 확대를 위한 대상물로 12인승 선정(Part25급에서 최소급)
- 국토부의 임무
  → BASA IPA 확대

2. 조진수 - 한양대

가. RFP
- 현재 시제기 개발, 인프라 구축, 인증 인프라 구축 RFP
  → 인프라, 기체, 시험 등의 항목으로 자세하게 Category 선정 후 RFP 나누어야 함

나. 인증
- 현재 중소형 항공기 국산화 보급기반 구축 기획과제에서 전기체 인증만 포함
- 세부 부품 국산화는 별도의 과제로 진행

3. 김정엽 - 세종대

가. 비행시험
- 서산 해미에 위치한 비행시험장에 자문 필요
- SLJ(Super Light Jet)시장이 초기 시장으로 시장진입이 유리한 서술이 필요함

나. 보급기반
- A/C, P/C, T/C
  → 기획 과제 발표자료에는 인증 내용이 포함되나 자세한 설명 필요함
- 방법에 인증체계에 대한 설명 필요함
- BASA IPA확대를 위해 시제기 제작
  → 보급기반 인프라 만들면 지경부의 중형기 개발에 적용가능성 언급 필요
- 보급기반 갖추기 위해서 어떠한 항목(시험/제작/인증)이 필요한지 언급 필요
- 보급기반을 갖추기 위한 스토리
  → 국산화 보급기반 인프라 구축 후 시제기 SLJ 선정 및 개발

4. 류장수 - AP 우주항공

가. 국토부 중소형항공기
- 지경부 중형기와 차별성 강조

나. 전기체 감항 증명
- 부품 구매(엔진 등), 국산화할 부품에 대한 분류 필요함

5. 조두수 - 경주전장

가. 인증
- 국산화 보급기반 서브시스템 인증 방안 언급 필요함