R&D / 09항공 - 안전04

헬기 인증인프라 구축 기획

Infrastructure Building Plan for Helicopter Airworthiness Certification R&D Report

주관연구기관 / 건국대학교
공동연구기관 / 한국과학기술원
위탁연구기관 / 한국항공우주연구원
부산대학교

국 토 해 양 부
한국건설교통기술평가원

제 출 문

국토해양부장관 귀하

이 보고서를 “헬기 인증인프라 구축 기획” 과제의 최종보고서로 제출합니다.

2010. 10. 20.

주관연구기관명 : 건 국 대 학 교
주관연구책임자 : 유 영 훈 교수
연 구 원 : 김 창 주 교수
연 구 원 : 이 재 우 교수
연 구 원 : 김 상 호 교수
연 구 원 : 변 영 환 교수
연 구 원 : 유 정 주 교수

공동연구기관명 : 한국과학기술원
공동연구책임자 : 이 덕 주 교수
연 구 원 : 이 재 명 교수

위탁연구기관명 : 한국항공우주연구원
위탁연구책임자 : 박 종 혁 팀장
연 구 원 : 김 성 겸 연구원
위탁연구기관명 : 부산대학교
위탁연구책임자 : 이 관 중 교수
연 구 원 : 오 세 종 교수

보고서 요약서

<table>
<tr><td>과제고유
번호</td><td colspan="2"></td><td>해당단계
연구기간</td><td>2009.12.21 -
2010.10.20</td><td>단계구
분</td><td>(해당단계)/
(총단계)</td></tr>
<tr><td rowspan="2">연구사업명</td><td>중사업명</td><td colspan="5">항공선진화 사업</td></tr>
<tr><td>세부사업명</td><td colspan="5"></td></tr>
<tr><td rowspan="2">연구과제명</td><td>대과제명</td><td colspan="5">헬기 인증인프라 구축 기획</td></tr>
<tr><td>세부과제명</td><td colspan="5"></td></tr>
<tr><td rowspan="2">연구책임자</td><td rowspan="2">유 영 훈</td><td>해당단계
참여
연구원수</td><td>총 : 22 명
내부 : 22 명
외부 : 0 명</td><td>해당
단계
연구비</td><td colspan="2">정부 : 200,000 천원
기업 : 천원
계 : 천원</td></tr>
<tr><td>총연구기간
참여
연구원수</td><td>총 : 22 명
내부 : 22 명
외부 : 0 명</td><td>총연구
비</td><td colspan="2">정부 : 200,000 천원
기업 : 천원
계 : 천원</td></tr>
<tr><td rowspan="2">연구기관명
및
소속부서명</td><td colspan="2" rowspan="2">건국대학교
산학협력단</td><td>공동기관명</td><td colspan="3">한국과학기술원</td></tr>
<tr><td>공동기관
연구책임자</td><td colspan="3">이덕주</td></tr>
<tr><td>국제공동
연구</td><td colspan="6">상대국명 : 상대국연구기관명 :</td></tr>
<tr><td>위탁연구</td><td colspan="6">연구기관명 : 부산대학교 연구책임자 : 이관중
항공우주연구원 박종혁</td></tr>
<tr><td colspan="5"></td><td>보고서
면수</td><td></td></tr>
<tr><td colspan="7"></td></tr>
<tr><td rowspan="2">색인어
(각 5개
이상)</td><td>한글</td><td colspan="5"></td></tr>
<tr><td>영어</td><td colspan="5"></td></tr>
</table>

요 약 문

Ⅰ. 제 목

헬기 인증인프라 구축 기획
(2009년 건설교통기술연구개발사업-항공선진화사업)

Ⅱ. 연구개발의 목적 및 필요성

1) 연구개발 개요

우리나라는 보유 댓수 기준으로 세계 6위의 군용헬기 보유국으로 지속적인 군용헬기 신규수요 및 대체수요가 있어 헬기산업 발전이 필수적인 국가이다. 민수헬기의 경우 세계 35위의 민수헬기 보유국(2010, 185대 운용)으로 민수헬기의 비중이 상대적으로 작으나 소득수준의 향상에 따라 국민의 안녕과 복지를 향상시키기 위한 공공기관의 수요가 최근 수년 사이 급증하는 추세를 보이고 있다. 정부는 2020년대까지 세계 6위의 헬기산업 보유국으로 발전하기 위한 중장기 전략을 수립하여 추진하여 왔다. 이 전략의 일환으로 추진 중인 한국형 헬기 (KUH) 개발 사업은 2002년 국가위의 범국가적 헬리콥터 개발 분야 중장기 계획(NTRM 2단계 계획)에 포함되어 있으며 이와 병행하여 2020년까지 군수용 공격헬기 사업, KUH 성능개량 사업뿐만 아니라 민수헬기 개발 사업과 차세대 회전익기 개발 사업 등이 순차적으로 추진할 계획이다.

헬기산업의 발전에 따른 민수헬기의 감항성을 독자적으로 보장할 수 있는 국내 헬기 인증인프라를 갖추어 국민의 안녕과 국가위상을 제고하고 헬기산업의 육성을 지원하기 위한 전략의 수립이 필요하다. 본 연구는 헬기 인증인프라가 헬기선진국과의 상호항공안정협정 (BASA: Bilateral Aviation Safety Agreement)을 통하여 확보될 수 있다는 점을 중시하고 헬기분야 안정인증 인프라를 효과적으로 구축하기 위한 전략을 수립하는 것을 목표로 한다. 이를 위해 헬기산업 관련 정부의 정책, 국내의 인증인프라 구축 현황, 국내 헬기 산업 및 핵심기술 확보현황, BASA 체결을 위한 전략 등을 종합적으로 분석하여 헬기인증 인프라 구축을 위한 전략을 수립하였다.

2) 최종 목표

건설교통 R&D 혁신 로드맵에 따른 국제수준의 헬기 안전인증체계를 구축을 위해 국내 헬기산업 현황과 향후 전망을 토대로 최적의 헬기 안전인증체계 구축 방안을 제시하고 헬기 인증기 후보기종 선정 및 인증 헬기 개발에 필요한 연구개발 분야의 선정과 과제도출 및 세부 추진방안을 제안함으로써 헬기분야 BASA(Bilateral Aviation Safety Agreement)체결을 통한 국제 수준의 인증인프라의 효과적인 구축 전략을 도출한다.

Ⅲ. 연구개발의 내용 및 범위

헬기분야 BASA 체결을 통한 인증인프라 구축전략 수립위해 다음과 같은 연구분야를 설정하였다.

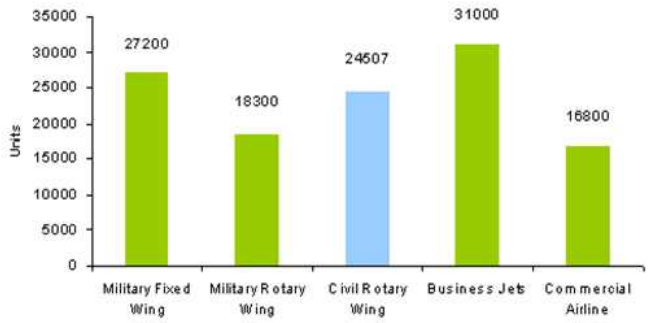
- ○ 국내외 헬기 시장, 연구개발 현황 및 국가 정책 분석
- ○ 국내 헬기 산업의 확보기술 수준 분석
- ○ 헬기 선진국(제작국)의 헬기 인증체계분석
- ○ 헬기 인증체계 구축/항공안전협정 추진 로드맵 수립
- ○ 과제 공모를 위한 RFP 도출

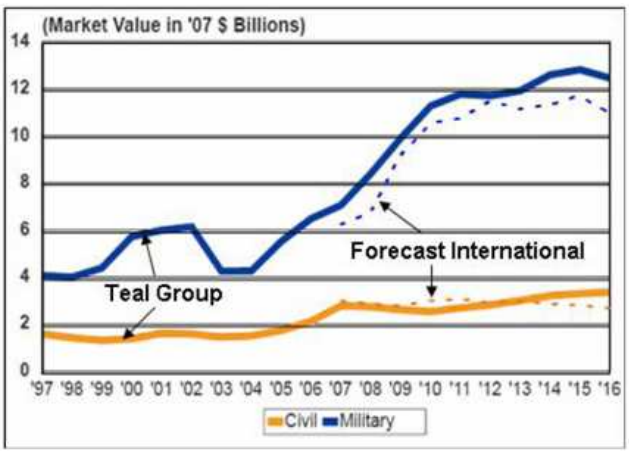
위 연구 분야별 세부 연구목표는 다음과 같으며 세부목표 달성을 위한 연구분야별 세부 연구내용 및 범위응 아래 표와 같이 설정하여 추진하였다.

- ○ 중장기 헬기산업정책에 부합성 및 사업추진의 당위성 확보
- ○ 헬기개발기술 확보수준 평가를 통한 국내 부족 개발기술의 확보방안 도출
- ○ 국제수준의 헬기 인증기준/인증체계의 이해와 확보 전략 수립
- ○ 인증헬기 개발을 통한 효율적인 인프라 구축 및 BASA체결 로드맵 개발
  (인증헬기 후보기종 선정/개발전략 포함)
- ○ 사업목적에 부합하는 추진 과제 제안

구 분	세 부 연 구 내 용	비 고
국내외 헬기시장, 연구개발 현황 및 국가정책 분석	국내외 헬기 시장 전망 조사	
	헬기 핵심 개발 기술의 개발, 적용 관련 최근의 헬기 개발 동향분석	
	국가정책 추진 방향 및 전략 분석	
	기술적, 경제적 예비 타당성 검토	
국내 헬기산업 확보기술 수준 분석	헬기 기술 분야별 기술 확보 수준	
	미확보 핵심기술의 식별	
	미확보 핵심기술 확보방안, 국내개발 가능성/국외 기술 지원 필요 여부 분석	
	기존 연구결과, 시설/장비의 활용성 평가 및 추가 확보가 필요한 인프라식별	
헬기 선진국(제작국)의 헬기인증 체계분석	FAA/EASA 인증절차 분석	
	해외 인증 현황 및 항공안전협정 추진 사례 조사 분석	
	FAA/EASA 인증기준 (Part 27,29) 분석	
	FAA/EASA 의 외국 감항당국간 항공안전 협정 추진 사례조사 및 분석	
헬기 인증체계 구축 및 항공안전협정 추진 로드맵 수립	인증체계 구축을 위한 시나리오 제시	
	인증기 대상 검토 및 인증기 개발 계획 수립	
	설계 검증 및 시험평가를 위한 인증인프라 확보 및 구축 방안	
	FAA 및 EASA의 헬기 인증을 위한 인증 계획 수립	
	FAA 및 EASA와의 상호항공안전협정(BASA) 추진 방안 수립	
	헬기 안전인증 인프라구축의 필요성 및 추진과제 도출	
과제 공모를 위한 RFP 도출	헬기 인증인프라 구축을 위해 필요한 추진 연구 개발 분야 식별	
	연구분야별 연구목표, 내용 및 추진전략 제시	
	연구분야별 일정, 인력 및 소요예산 계획 수립	
	연구분야별 본 과제 공모를 위한 RFP 작성	

Ⅳ. 연구개발 결과

<table>
<tr><th>연구목표</th><th>연구내용</th></tr>
<tr><td>1. 국내외 헬기 시장, 연구개발 현황 및 국가 정책 분석</td><td>▪ 국내외 헬기운용 현황 (2008년 기준): 운용대수 기준 헬기 36% 차지
 

▪ 국내외 헬기 시장 전망
 

▪ 국내 헬기 사업 추진 현황
<table>
<tr><th>사 업 명</th><th>사업기간</th><th>주관기관</th></tr>
<tr><td>. BELL 212/412 동체 기술도입생산
. 다목적 무인헬기(ARCH-50) 개발사업
. BK-117 헬리콥터 사업
. SB-427 국제공동개발
. KLH(BO-105) 기술도입생산
. LYNX 로터 성능개량 사업
. FLIR 장착 개발 사업
. 민수용 쌍발경헬기 429 개발사업
. 한국형헬기 개발사업(KHP)</td><td>87 ~ '96
92 ~ '97
92 ~ '95
96 ~ '99
98 ~ '99
00 ~ '04
00 ~ '03
04 ~ '07
06 ~ '12</td><td>한국항공
우주산업
(주)</td></tr>
<tr><td>. 500MD 헬리콥터 기술도입생산
. UH-60P 헬리콥터 기술도입생산</td><td>76 - '88
90 - '99</td><td>(주)대한항공</td></tr>
</table></td></tr>
</table>

연구목표	연구내용
1. 국내외 헬기 시장, 연구개발 현황 및 국가 정책 분석(계속)	▪ 한국형 헬기개발사업 추진 현황

한국형 헬기 개발사업 : 최초의 완제 헬기 개발사업

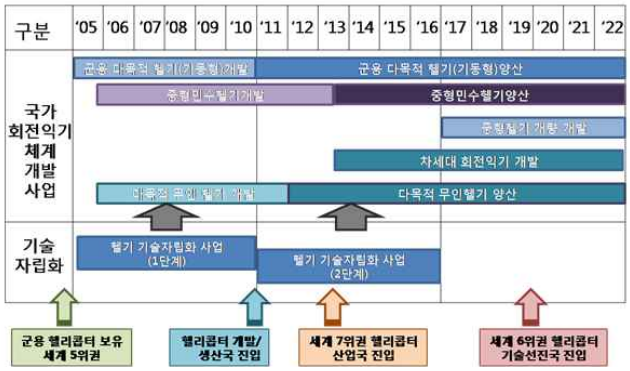
구 분	한국항공우주산업	국방과학연구소	한국항공우주연구원
계	기본헬기 51개	임무장비 26개	기본헬기 23개
개발대상 구성품 (71개)	동체, 비행조종계통, 동력전달계통 등 (38개)	VHF-FM무전기, 임무탑재장비통합, 생존장비통합 등 (15개)	로터블레이드, 로터허브/조종, 엔진 등 (18개)
구매대상 구성품 (29개)	어날로그계기, 압력조절밸브 등 (13개)	U/VHF-AM무전기, 피아식별장비 등 (11개)	압축기, 압자분리기 등 (5개)

KUH Eurocopter Workshare

- 체계 및 핵심 구성품 개발 기술
  - Technology Transfer
  - Technical Assistant
- 핵심 구성품 생산
  - Transmission
  - Drive Sys.
  - Rotor Mast
  - AFCS



▪ 헬기산업 관련 중장기 정책 loadmap



▪ KUH개발을 고려한 국내 민수헬기 시장전망

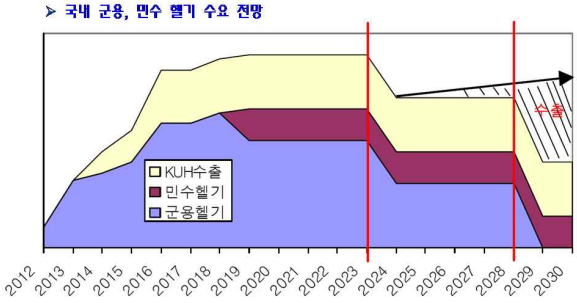
국내 헬기산업 현황 (V) : KUH개발을 고려한 국내 수요 예측

➢ 군용헬기는 KUH(240대 이상, 수출 300대 이상), KUH 파생형 헬기(의무수송헬기, 상륙기동헬기, 해군작전헬기 등 100대 수준), 공격헬기(200대이상)로 구성

➢ 이를 통해 분석해보면 현재 국내헬기수요는 군 수요에 의존한 현시적 수요가 지배적이기 때문에, 이후 헬기 수요의 급격한 감소 예상

➢ 세계시장과 같이, 군용헬기 시장규모가 지배적, 향후 20년간 수요 집중될 것으로 예상된다. 그러므로 헬기산업 유지/발전을 위해서는 수출확대가 필수적

➢ 국내 군용, 민수 헬기 수요 전망



연구목표	연구내용
2. 국내 헬기 산업의 확보 기술 수준 분석	▪ KUH 개발 후 헬기 기술 확보 수준 비교 및 부족 기술 분야

헬기 기술 확보 수준 (KUH개발 후) 평가: 자료-제2회 헬기인증 Workshop (KAI)

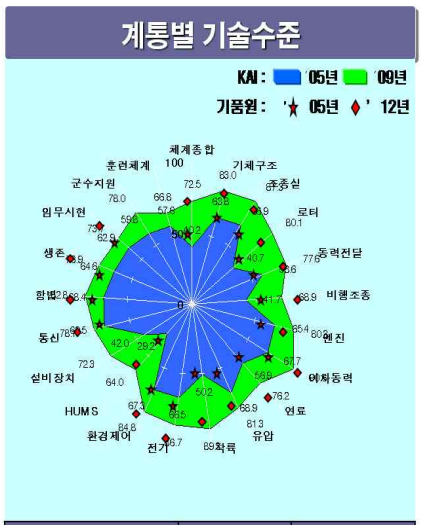
분야	기술확보수준(%)	
	KAI	기품원
체계종합	72	70
로터	80	66
동력전달	77	77
비행조종	68	76
엔진	80	67
기체구조	83	86
착륙장치	89	76
환경제어	84	86
조종실	87	84
항법	82	84
임무시현	73	84
생존	76	81
통신	78	82
전기	86	89
이차동력	90	85
연료	76	85
HUMS	64	65



주요 기술 부족 분야의 성격

Eurocopter 기술원조분야
헬기 체계 설계
헬기 핵심 구성품 (로터, 트랜스미숀, 비행제어)
로터/트랜스미숀/비행제어 등의 Integration 기술

헬기 기술 확보 수준 (KUH개발 후) 평가: 자료-제2회 헬기인증 Workshop (KAI)



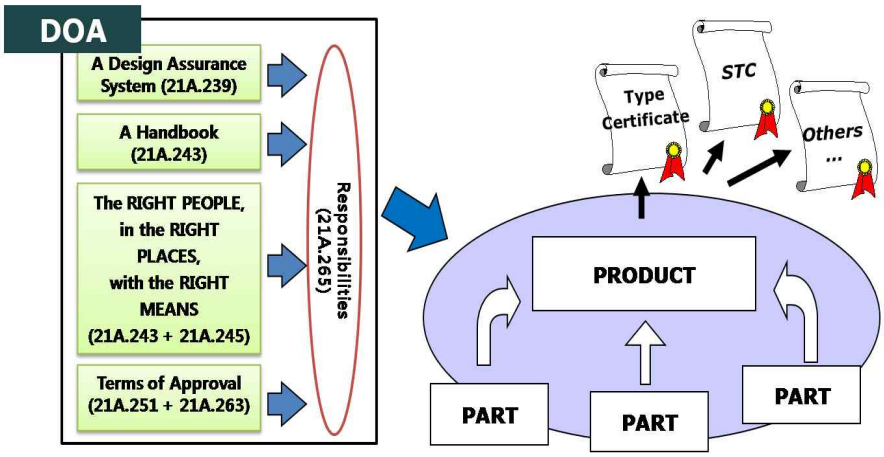
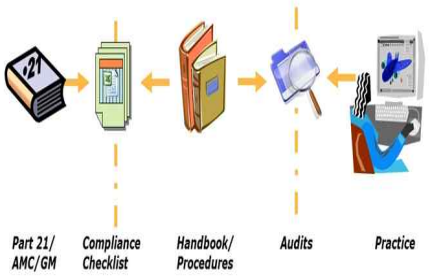
구 분	' 05년	' 09년
KAI 분석 (%)	57.6	78.6
기품원 자료 (%)	59	79 (' 12년)

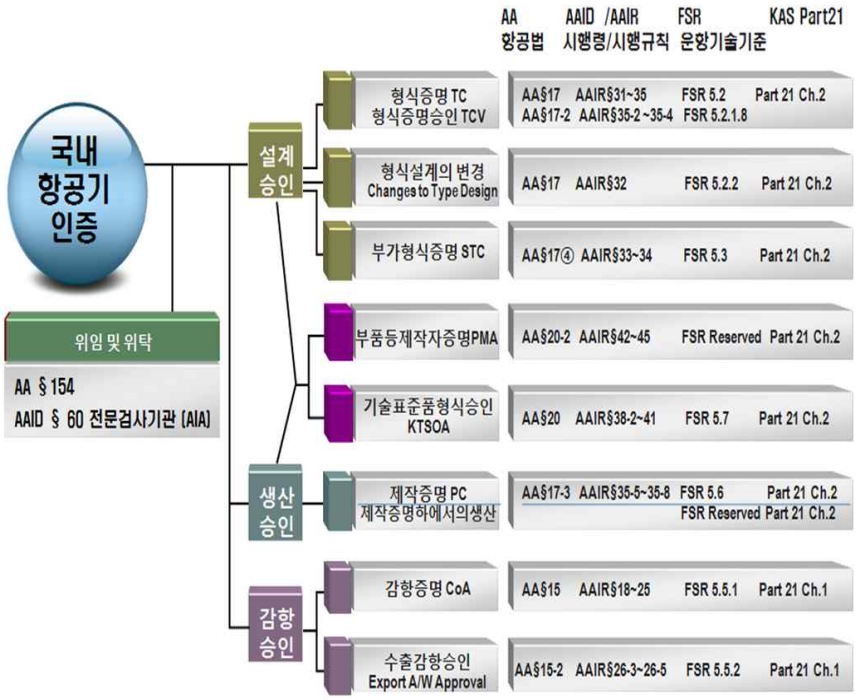
구분	세부 부족 기술
체계종합	➢ 헬기 감항인증 기술 ➢ 항전체계 연동 및 최적화 기술 ➢ 진동/소음 해석 및 제어(능동/수동) 기술 ➢ 체계 생존성 분석/적용기술
로터계통	➢ 동시공학 기법의 최적화 설계/해석기술 ➢ 블레이드 설계/피로시험 기술 ➢ 블레이드 환경시험/환경내구성 평가기술 ➢ 제빙계통 설계/해석기술 ➢ 댐퍼/탄성체 베어링/히딩베트 제작기술
비행조종 계통	➢ 구동기 동특성 개량화 기술 ➢ 항공기 자세/위치/기동정보 기술 ➢ 자동비행조종계통 개발기술
동력전달	➢ 기어박스 개발 및 생산기술
엔진계통	➢ 엔진 제어기 설계/해석기술
헬기무장	➢ 회전익기 무장통합/시험 기술 ➢ 사격통제 S/W 개발기술
상태감시장치	➢ 알고리즘 설계기술 ➢ 데이터 획득기술 ➢ 데이터 해석/상태진단기술 ➢ HUMS 데이터 분석/진단 및 관리기술 ➢ Flight Regime 선정/구현/분석 기술

▪ 주요 부족 기술 분야

Eurocopter 기술지원 분야 (헬기 체계개발, 트랜스미숀, 비행제어 시스템)에 대해서는 실 개발경험이 부족하고 관련기술이 미확보 되어 있음

연구목표	연구내용
3. 헬기 선진국(제작국)의 헬기 인증체계분석	▪ 국제민간 항공기구(ICAO) 인증 규정 **국제민간항공기구 (ICAO) 의 항공기 감항 기준 (continued)** ➢ **Annex 8 Airworthiness of Aircraft 내용(PART IV: 헬기 감항성 관련 기준)** PART I. DEFINITIONS PART II. PROCEDURES FOR CERTIFICATION AND CONTINUING AIRWORTHINESS Chapter 1. Type Certification Chapter 2. Production Chapter 3. Certificate of Airworthiness Chapter 4. Continuing Airworthiness of Aircraft PART III. LARGE AEROPLANES PART IV. HELICOPTERS PART V. SMALL AEROPLANES PART VI. ENGINES PART VII. PROPELLERS ➢ **회원국의 의무사항** ● ICAO가 정한 위의 최소한의 요구조건을 충족시키는 자국 여건을 고려한 세부적인 규정 제정 ● 형식인증, 생산인증, 감항성 인증 및 계속 감항성 인증 등에 필요한 제반 행정조치 ❖ 회원국은 별도의 감항당국(CAA: Civil Airworthiness Authority)을 조직하여 ICAO 규정 이행 노력 ❖ 일부 국가에서는 설계승인을 설계조직에 대한 인증으로, 생산인증을 생산조직을 인증함으로써 간소화 ❖ 회원국은 자국에 적합한 세부규정을 정할 수 있고 필요 시 상대국과 상호협약(BA: Bilateral Agreement)을 통해 이행방안을 간소화할 수 있는 방안을 모색해야 하기 때문에 상대국의 세부규정에 대한 이해 필요 ▪ 미국 FAA 인증 규정 **미국 FAA (Federal Aviation Administration) 항공기 인증체계 (continued)** ➢ **법규정 : 연방법 14장(Title 14 of the Code of Federal Regulations-CFR)** ➢ **주요내용** ● 감항인증서를 받기 위해서는 사전에 연방법 14장 CFR § 21.21 or 21.29에 따른 FAA 형식인증 필요 ● 미국과 상호협약(BA: Bilateral Agreement) 미체결 국가의 항공생산품에 대해서는 인증을 하지 아니함 ● FAA는 감항인증서를 발행하기 전 형식인증 요구조건을 만족하면서 안전운항이 가능한지 여부를 판단하고 이를 대신하여 BA체결국 감항당국이 발행하는 수출 감항인증서를 부분적으로 활용할 수도 있음 ● 연방법을 만족시키기 위해서는 감항성, aircraft noise, fuel venting, and exhaust emission관련 요구조건을 만족시킴을 보일 수 있는 type design(형상을 정의할 수 있는 도면, 규격서), 실험보고서 및 해석결과 등을 제공하여야 하고 FAA Type Certification Data Sheets를 통해 항공기의 승인된 설계형식을 기록함 ● 항공기 및 부품에 대한 감항성 기준을 다음에서 규정함 ✓ 14 CFR Parts 23 and 25 : airworthiness standards for airplanes. ✓ 14 CFR Parts 27 and 29 : airworthiness standards for rotorcraft. ✓ 14 CFR Parts 33 and 35 : airworthiness standards for the engines ❖ 우리나라는 미국과 항공기 수준에서 BA 미체결국으로 항공기 수출을 위한 FAA의 감항인증을 받을 수 없음 ❖ 항공 선진국 입장에서는 항공법을 통하여 항공안전을 확보하려는 측면과 자국의 항공산업을 보호할 수 있는 수단도 제공 ❖ 반면 자국 내에서 운용되는 항공기에 대한 감항성을 수출국의 수출 감항인증서로 인정하는 관계는 수입국이 항공기에 대한 감항성 판정 능력이 없는 것도 주요 원인이며 자국민의 생명과 재산을 항공기 사고로부터 보호해야 하는 정부의 책임을 선진국 감항인증 시스템에 의존하게 때문에 주권행사를 수출국 정부에 이양한다는 측면도 있음 ➢ **미국의 항공기 감항인증 관련 상호협약(BA: Bilateral Agreement) 체계** ● 상호협약에는 BAA와 BASA-IPA가 있으며 상대국의 인증기능을 수행할 수 있는 능력의 보유여부, 항공법 및 관련 규정의 제정에 대한 기술확인(Technical Assessment) 절차를 거쳐 체결 ✓ BAA (Bilateral Airworthiness Agreements) ✓ BASA-IPA (Bilateral Aviation Safety Agreements with Implementation Procedures Agreements) ● BASA는 상위의 외교문서로 종합적인 협약내용을 IPA는 BASA-IPA하에서 FAA를 대리하여 상대국 감항당국에 이양하는 감항인증 기능의 세부 이행에 대한 사항을 명시한 것으로 수출품의 특성에 따라 품목별 IPA 내용 확대 필요 (특정 부품제품, Part-23급 , Part-25급 , Part-27급 , Part-28급 등) ● IPA는 미국과 상대국간의 다음과 같은 세부사항의 이행을 위한 합의내용을 포함하며 상대국의 인증 능력을 고려하여 협의내용의 범위를 설정함 ✓ design approval ✓ production activities ✓ export airworthiness approvals ✓ post-design approval activities ✓ technical assistance between authorities

연구목표	연구내용
3. 헬기 선진국(제작국)의 헬기 인증체계분석(계속)	▪ 유럽 EASA 인증 규정 **유럽 EASA (European Aviation Safety Agency) 항공기 인증체계** ➢ EASA 인증업무 및 절차 I : 설계조직 승인 (DOA: Design Organization Approval) ● EASA 형식증명(TC)을 받기 위해서는 신청자는 필히 설계조직승인(DOA)를 받아야 함 ● DOA 제도를 통하여 감항당국의 권한을 생산자에게 대폭 위임함 ● DOA 승인을 위해서 생산자는 설계능력과 감항당국과의 원활한 인증업무 수행능력을 보여야 함 ● 관련규정: EASA Part 21  ➢ DOA 절차 (EASA Part 21) ● EASA Part 21 A.239(a) Subpart J - Design Organization Approval에서 요구하는 설계보증 시스템(Design assurance system)을 갖추고 있는지를 EASA가 확인하여 승인 ● 항공기급(고정익, 회전익)에서 부품수준까지 다양한 카테고리로 구분하여 DOA 세부절차를 별도로 적용  ➢ DOA를 위한 설계보증시스템의 주요 평가내용 ● 인증규정(CS)과 환경보호 요구사항에 부합하는 설계시스템 보유 ● 설계와 연관된 형식조사(type investigation), 설계보증 프로세스 구성요소 식별과 설계에 반영 절차 ● 제품이 목표로 하는 기능을 발휘할 수 있도록 지속적인 평가 시스템 ● 인증에 필요한 활동의 체계적인 계획 및 실행 ● 인증 활동에 대한 정기적인 평가와 지속적인 시스템 개선 ● 제품의 인증활동을 독자적으로 점검, 관리감독 및 EASA 요구사항의 충족을 평가할 수 있는 능력 ✓ 제품 설계 조정능력(Control the Design) ✓ 적용할 인증규정과 환경보호 요구사항을 입증하는 능력 ✓ 입증방법을 식별하고 보일 수 있는 능력 ✓ 인증당국과 연락체계 ✓ 설계조직에 대한 지속적인 평가 ✓ 하청 계약자 관리감독

연구목표	연구내용
3. 헬기 선진국(제작국)의 헬기 인증체계분석(계속)	▪ 국내 항공기 인증규정 체계 **우리나라 항공기 인증체계** ➢ **인증기준 체계**  ▪ 대표적인 항공기 인증체계의 비교 **각국의 항공기 인증체계 비교** ➢ 인증체계의 구분 ● FAA 시스템 ✓ 모든 감항인증 과정에 FAA가 직접참여를 원칙 ✓ 필요한 전문 감항인증 인력은 FAA 고용인원 혹은 DER제도를 통하여 확보 ● EASA 시스템 ✓ EASA 시스템은 설계조직승인 제도를 통하여 설계조직에 대부분의 감항당국 권한을 위임 ✓ DOM을 통하여 위임된 권한이 적절하게 집행되었는지를 명시하여 관리감독 ✓ DO 내부에는 인증조직 이외에 각각의 special section 부서에 소속되어 있으면서 형식인증 업무를 수행하는 CVE (Compliance Verification Engineer) 를 임명하여 인증관련 활동을 수행 ● 우리나라 시스템 ✓ 현재 형식증명, 제작증명 및 감항증명 등의 인증업무와 관련된 감항당국의 권한을 전문검사기관 지정제도를 통하여 위임기관을 명시하여 위임 (현재)

<table>
<tr><th>연구목표</th><th>연구내용</th></tr>
<tr><td>3. 헬기 선진국(제작국)의 헬기 인증체계분석(계속)</td><td>

▪ 대표적인 항공기 인증체계의 비교 (계속)

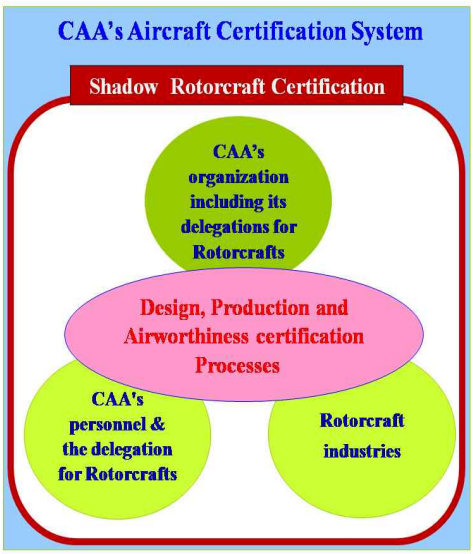
인증체계의 비교 (I) : 권한의 위임범위

FAA 시스템	EASA 시스템	우리나라 시스템
○ 인증신청인이나 제3의 기관에 권한 위임 사항이 없이 모든 인증활동에 직접참여를 원칙으로 함 ○ FAA가 인증활동의 참여범위를 정함에 있어 인증 신청인의 경험과 능력 등을 고려하여 FAA의 감항인증 목적 달성에 필요여부를 판단하여 결정 ○ 감항인증 전문인력으로 외부 전문가가 필요한 경우 DER 제도로 위임자를 임명하여 FAA의 감항인증 활동을 부분적으로 위임 ○ 이를 위해, FAA인원 및 DER이 신청인과 감항인증활동에 필요한 세부 절차/계획서 등을 사전에 합의하여 인증 프로젝트에 참여	○ 대부분의 감항당국 인증관련 권한을 신청인에 위임 ○ 이를 위해 신청인은 사전에 DOA를 통한 설계조직승인을 받아야 함 ○ 설계조직은 신청인의 항공관련 생산품의 중요도에 따라 다양한 카테고리로 구분하여 설계조직 승인 시 별도의 절차를 밟고 승인 후 에도 중요도에 따른 각각의 관리방침을 적용함 ○ DOA 승인조직은 DOM에 설계조직, 업무범위, 책임권한 및 서명권자 등 세부 절차를 정하여 인증업무 수행 ○ 설계조직의 CVE 전문가를 임명하고 CVE는 DO의 기능부서와 연계하여 위임 받은 인증업무를 수행	○ 전문검사기관 지정을 통한 주요 인증 활동의 대부분을 위임(현재) ○ 전문검사기관 지정 요건을 명시하여 신청기관에 대한 심사를 거쳐 유효기간을 정하여 지정 ○ 전문검사기관 지정 시행령에서 위임할 감항인증 업무를 포괄적으로 명시

인증체계의 비교 (II) : 감항당국의 관리감독

FAA 시스템	EASA 시스템	우리나라 시스템
○ 대부분의 인증관련 주요 사항을 FAA가 직접 결정하고 실행 ○ 외부 전문인력 DER의 권한과 책임 범위를 문서화하여 통제 및 관리감독 ○ 중요 사안에 대해서는 DER의 권한을 제한하며 DER 감독기구를 두어 FAA의 권한위임에 따른 위험성을 사전에 차단할 수 있는 장치가 있음 ○ DER의 임명과 해임, 교육 및 관리 절차 등 세부사항을 문서화하고 이들의 성과를 평가할 수 있는 시스템을 갖추고 있음	○ 신청인에 대한 DOA 절차 적용 ○ 조정통제 절차를 세부적으로 명시 DOM을 통하여 설계조직을 조정통제 ○ 신청인은 내부의 Design assurance 절차를 만들어 감항당국의 감항인증 목적달성을 위한 노력을 기울일 책임이 있음을 명시 ○ 주요 감항인증 활동에 감항당국이 직접참여하거나 외부전문가를 지정하여 참여할 수 있음 ○ 설계조직의 CVE 전문가와 DO의 책임자를 인증문서의 서명권자로 지정하여 감항당국의 권한위임을 관리감독	○ 국토해양부 고시 제2009-322호에 명시된 전문검사기관 감독규정에 따라 관리감독을 받음 ○ 전문검사기관은 업무규정(검사규정)을 정하고 국토해양부 장관의 인가를 받은 후 적용토록 함 ○ 정기적인 전문검사기관 감사제도 활용 ○ 전문검사기관 지정 요건의 충족여부를 심사하여 관리감독 ○ 감항엔지니어와 인증기술자를 구분하여 인증업무의 범위와 책임한계 명시 ○ 인증기술자의 세부업무는 전문검사기관의 업무규정(검사규정)에 따름

</td></tr>
</table>

연구목표	연구내용
4. 헬기인증체계 구축/항공안전협정 추진 로드맵 수립	▪ 항공기 인증인프라의 정의 **항공기 인증 인프라는** ➢ ICAO 회원국이 의무적으로 갖추어야 하는 능력임 ● ICAO가 정한 위의 최소한의 요구조건을 충족시키기 위해 감항당국(CAA: Civil Airworthiness Authority)을 조직하고 자국 여건을 고려한 세부 규정 제정 → 상대국의 세부규정에 대한 이해 필요 ● 형식인증, 생산인증, 감항성 인증 및 계속 감항성 인증 등에 필요한 제반 행정조치 능력 ● 국산 항공기 뿐만 아니라 국외 도입 항공기의 불안전한 설계 및 운용으로부터 국민의 재산과 생명을 보호하도록 법규제정과 조정통제를 적극적으로 수행해야 하는 주권행위 ● 필요 시 상대국과 상호협약(BA: Bilateral Agreement)을 통해 이행방안을 간소화 → 인증인프라의 상호확인/공인 절차 필요 ➢ 후발 항공산업국 입장에서는 BASA-IPA 체결 능력으로 정의할 수 있음 ● 인증인프라의 세부 내용 : BASA-IPA 체결에 필요한 11개 기술확인 요소 (a) National Legislation / (e) Approval Documents / (i) Enforcement (b) Mission/Mission Priorities / (f) Standards / Policies: / (j) Communications (c) Organization / (g) Design, Production and Airworthiness Certification Processes (d) Personnel / (h) Certificate Management Activities / (k)Environment ● BASA-IPA 체결을 통한 인증인프라의 공인 절차 (a) Familiarization (b) Review (c) Shadow Certification (d) Implementation Procedures for Airworthiness (IPA) Negotiation. **헬기 인증인프라의 정의** ➢ Procedurals for Technical Assessment  ➢ Rotorcraft Certification Infra-Structure 

연구목표	연구내용
4. 헬기인증체계 구축/항공안전협정 추진 로드맵 수립 (계속)	▪ 헬기 감항기술 기준 비교분석 (Part 27, Part 27)

헬기 형식 비교

	PART-27 NORMAL CATEGORY ROTORCRAFT	PART-29 TRANSPORT CATEGORY ROTORCRAFT				
		Category A	Category B			Category A & Category B
Max. Weight	7,000 lbs↓	20,000 lbs↑	20,000 lbs↑	20,000 lbs↓	20,000 lbs↓	
Passenger Seats	9↓	10 ↑	9↓	10 ↑	9↓	
Exception	(1)	Mandatory	(2)	(3)		(4)

(1) Category A certification by meeting the applicable Part-29 requirements (specified in PART-27 Appendix C)
(2) By meeting the Category A requirements in Subpart C, D, E, and F
(3) By meeting the Category A requirements of § 29.67(a)(2), 29.87, 29.1517, and subparts C, D, E, & F.
(4) This combination has primary differences in gross weight allowed and the surface areas required for takeoff.

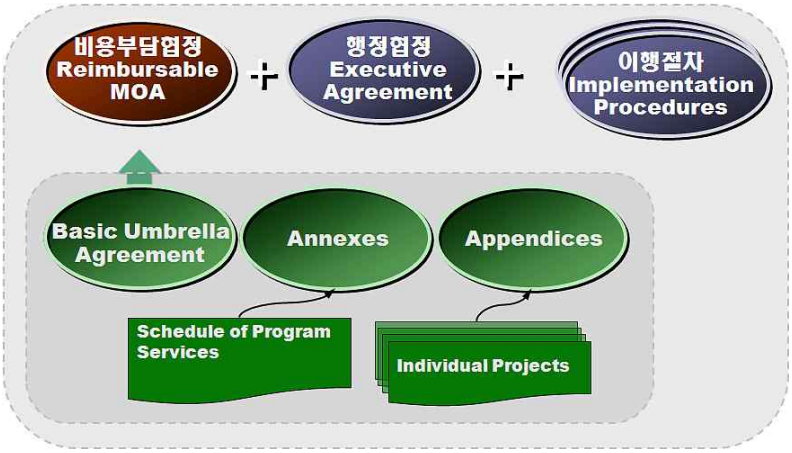
Part-29 Subpart B: Performance Part-29 Subpart C: Strength Requirements Part-29 Subpart D: Design and Constructions Part-29 Subpart E: Power Plant Part-29 Subpart F: Equipments	§ 29.67 : Climb Performance (OEI) § 29.87 : Height-Velocity Envelope § 29.1517 : Limiting Height-Velocity Envelope

✓ 중량 7,000 lbs 이하의 헬기도 Category A로 인증을 받을 수 있음. 쌍발엔진을 장착한 경우에는 비행안전성 확보차원에서 Category A 로 인증을 받은 헬기를 선호하는 것이 시장의 경향임→ Category A 인증이 국제 시장진출에 필수

✓ 수송급 헬기는 Category A나 Category B로 혹은 이들을 모두 포함하는 인증을 획득할 수 있음

Category A vs Category B (I)

Category A	➢ 2개 이상의 엔진장착 ➢ 1개의 엔진 고장 시에도 안전한 이착륙 성능 보장(Category A take off and landing performance) ➢ 엔진 Isolation: 1개 엔진 고장이 다른 엔진의 기능에 영향을 주지 말아야함 - AC29.903. b (1) Category A; Engine Isolation - AC29.903. b (2) Category A; Control of Engine Rotation ➢ 연료 시스템 Isolation: 1개의 연료 시스템 고장이 다른 연료시스템 기능에 영향을 주지 말아야 함 -AC29.953 Fuel System Independence ➢ 전기 시스템 Isolation: 1개의 전기 시스템 고장이 다른 전기시스템 기능에 영향을 주지 말아야 함 - AC29.1351 Electrical Systems and Equipment-General
Category B	➢ 단발이나 2개 이상의 엔진 장착 ➢ Category A 이착륙 성능이 요구되지 않음

연구목표	연구내용
4. 헬기인증체계 구축/항공안전협정 추진 로드맵 수립	▪ 일본, 중국 등의 FAA와의 BASA 추진 사례 조사 분석 ▪ 기술표준품 대상 한-미 BASA 체결 추진 사례 분석 ▪ 소형 비행기급 BASA IPA 확대 추진 사례 조사 ▪ 형식증명, 제작증명 등 국내 인증체제 조사 및 미국 체계와의 비교 분석을 통한 보완사항 도출 ▪ 헬기 인증을 위해 요구되는 주요 시험평가 시설 식별 ▪ 인증 및 BASA IPA 확대 추진을 위한 주안점 분석 ▪ 헬기 인증체제 구축 및 BASA 확대 추진을 위한 로드맵 수립 

연구목표	연구내용
5. 과제 공모를 위한 RFP 도출	o 쉐도우 인증기 개발 ▷ 제1과제(1안): Part29 급 민수헬기 인증인프라 구축 (KUH) ▷ 제1과제(2안): Part29 급 민수헬기 인증인프라 구축 (KAH) o 헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증 ▷ 제1과제(1안): Part 27 헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증 ▷ 제1과제(2안): Part 29 헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증 o 헬기 안전인증 교육 시스템 구축 ▷ 제1과제: 항공안전 인증 인력양성 체계 구축

	o 헬기인증 핵심기술 개발 ▷ 제1과제: Lighting Protection 설계 및 적합성 인증 기술 ▷ 제2과제 : Icing Protection 설계 및 적합성 인증 기술 ▷ 제3과제 : 소음 적합성 인증 기술 ▷ 제4과제 : Category A Operation 설계 및 적합성 인증 기술 ▷ 제5과제 : 복합재료 헬기 구조물의 결함허용기법 및 인증기술 o 헬기 안전평가 및 안전인증 기술 ▷ 제1과제 : 헬리콥터 기술기준 및 계속감항성 유지체계 개발 ▷ 제2과제 : 회전익 항공기 개발을 위한 안전인증 기술 통합연구 ▷ 제3과제 : 헬기 운항품질보증체계 기술개발 ▷ 제4과제 : 헬기 항공사 운항안전 감사 및 평가시스템 개발 o 헬기 인증 시험 평가 시설 ▷ 제1과제 : 동력전달장치 인증시험평가 시설구축 및 운용기술 ▷ 제2과제 : Icing Wind Tunnel 구축과 인증 시험평가 기술 ▷ 제3과제 : 무음향 풍동 구축 및 인증 시험평가 기법

Ⅴ. 연구개발 결과의 활용계획

본 연구를 통해 수립된 헬기분야 헬기안정인증 인프라 구축 전략은 고정익 항공기에 대해 추진 중인 BASA IPA 확대 체결을 위한 사업과 병행하여 헬기분야 BASA IPA 확대 체결에 필요한 제반사항을 다루고 있다. 따라서, 본 연구의 결과는 국내 헬기산업 현황과 향후 전망을 토대로 건설교통 R&D 혁신 로드맵에 따른 국제수준의 헬기 안전인증체계 구축에 필요한 최적의 헬기 안전인증체계 구축에 효과적으로 활용될 수 있다.

SUMMARY

Ⅰ. Title

Infrastructure Building Plan for Helicopter Airworthiness Certification

Ⅱ. Research Objectives and Motivation

1) Overview

Considering the fact that Korea is the world's 6th largest holder of military helicopters, it is mandatory to develop domestic helicopter industry to meet continued domestic demands for replacement and military procurement. On the other hand, the importance of commercial helicopters has been relatively overlooked so far due to its smaller number in Korea (world's 35th, 185 in total, 2010). However, with the continuous progress of national economy, the public demands for commercial helicopters have been on the increase for the last decades. The Korean government established and promoted a long term strategy to foster world's 6th largest helicopter industry in Korea by 2020s. To this end, the currently on-going Korea Helicopter Program (KHP) is included in National Helicopter Development Plan (NTRM of 2nd phase) signed by National Science Council in 2002. In addition, military attack helicopter program, KUH performance upgrade program as well as commercial helicopter program are subsequently scheduled to run in parallel with KHP.

Hence, it is imperative to establish a proper national strategy of constructing domestic helicopter airworthiness certification infrastructure in response to the development of helicopter industry, which will help to enhance national prestige and public welfare at the same time. Considering the fact that acquisition of helicopter certification infrastructure is mandatory to timely conclude BASA with advanced foreign nations, this report is intended to provide an efficient strategy of procuring helicopter airworthiness certification infrastructure. To fulfill aforementioned objectives, a thorough strategy is established by comprehensively analyzing the national policies of each nation, current status of domestic helicopter-related infrastructures and helicopter industry etc.

2) Final Goals

In order to establish a world-class helicopter airworthiness certification

system according to Construction-Traffic National R&D Innovation Roadmap, the present study is intended : 1) to suggest an optimal building plan of helicopter airworthiness infrastructure based on the current status and forecast of domestic helicopter industry, 2) to provide a candidate helicopter for shadow certification, identification of R&D items necessary for the development of certification helicopter, derivation of detailed schedules and implementation plan, 3) finally, to derive an efficient strategy of establishing world-class certification infrastructure through BASA(Bilateral Aviation Safety Agreement) in the field of helicopter.

III. Contents and Scope of Research

In order to lay out the acquisition strategy of helicopter certification infrastructure required for BASA, the following research items are selected :

- ○ Status overview of domestic/foreign helicopter market and R&D / Analysis of national policy to promote helicopter industry
- ○ Level of technology currently acquired by domestic helicopter industry
- ○ Helicopter airworthiness certification system of helicopter manufacturing countries
- ○ Construction of helicopter airworthiness certification system / Roadmap for the conclusion of BASA
- ○ Derivation of RFPs for further researches

Detailed research objectives of each item are described as follows.

- ○ Confirmation of validity and compliance to long term strategy for helicopter industry
- ○ Derivation of procurement plan for lacking technologies through systematic assessment of current level technology in Korea
- ○ Understanding of helicopter airworthiness certification standards and certification system
- ○ Construction of helicopter certification infrastructure by way of developing a shadow helicopter / Roadmap to the conclusion of BASA (Including the selection of candidate helicopter for shadow certification / development strategy)
- ○ Proposal of further research items to fulfill project objectives

Topics	Contents of Research	Notes
Current Status of Domestic/Foreign Helicopter Market / National Policies of Each Country	Forecast of domestic and foreign helicopter market	
	Development and application of helicopter core technologies / Recent trends in helicopter technologies	
	National strategy and policies of each country	
	Preliminary feasibility assessment from the view points of technology and economy	
Current Level of Technology in Domestic Helicopter Industry	Current level of domestic technology in each branch of helicopter technology	
	Identification of lacking items among core technologies	
	How to secure lacking core technologies/ Feasibility of domestic development/ Necessity of technical support from foreign countries	
	Assessment of facility/apparatus utilization Identification of necessary infrastructure	
Review of Helicopter Airworthiness Certification System in Advanced Nations	Certification procedure of FAA/EASA	
	Precedent cases of BASA conlcusion in foreign countries	
	Certification standards of FAA/EASA(Part 27,29)	
Construction of Helicopter Airworthiness Certification System/ Establishment of BASA roadmap	Proposal of scenarios for the construction of certification system	
	Review candidate helicopter and development plan for shadow certification	
	How to procure and construction certification infrastructure for design verification and experiments	
	Devleopment of certification plan required by FAA and EASA의	
	Promotion plan of BASA with FAA and EASA	
	Establishment of necessity of helicopter airworthiness certification infrastructure / Derivation of proposals for further researches.	
Derivation of RFPs	Identification of necessary R&D items for the construction of helicopter certification infrastructure	
	Research objectives, contents and strategies for each item	
	Research schedule, manning and budget	
	RFPs for further research projects for each item	

<제목 차례>

제1장 헬기 인증인프라구축 기획 사업 개요 ····· 1

제1절 기획사업 추진 배경 ····· 1
1. 항공기 감항성 인증관련 국제협약 ····· 1
2. ICAO 협약에 따른 항공기 감항성 인증의 성격 ····· 3
3. 헬기인증 인프라 구축 기획연구의 배경 ····· 4

제2절 기획사업의 필요성 및 중요성 ····· 6
1. 국내 민수헬기 보유 현황 및 전망 ····· 6
가. 국내 민수헬기 운항업체 현황 ····· 7
나. 국내 헬기운항업체 수익성 분석 ····· 9
다. 군수용 회전익 항공기의 민수용 전환개발 ····· 10
2. 정부의 헬기산업 육성정책 ····· 10
가. KUH 개발사업 현황 ····· 11
나. 수리온 전환형 민수헬기 개발 ····· 15
다. KUH 민수전환에 따른 인증인프라 구축의 필요성 ····· 19
3. 헬기인증 인프라 구축 기획연구의 주요 내용 ····· 21

제3절 연구개발 최종 목표 및 연구 범위 ····· 25
1. 기획 연구의 최종목표 ····· 25
가. 최종목표 ····· 25
나. 최종목표의 성격 및 설정 근거 ····· 25
다. 최종 성과목표 ····· 26
2. 연구 분야별 세부 연구 내용 ····· 29
가. 국내외 헬기 시장, 연구개발 현황 및 국가 정책 분석 ····· 30
나. 국내 헬기 산업의 확보기술 수준 분석 ····· 34
다. 헬기 선진국(제작국)의 헬기 인증체계분석 ····· 40
라. 헬기 인증체계 구축 및 항공안전협정 추진 로드맵 수립 ····· 46
마. 과제 공모를 위한 RFP 작성 ····· 52

제2장 국내외 헬기시장 및 산업 현황 ····· 55

제1절 국외 헬기시장 및 산업 현황 ····· 55
1. 국외 헬기 시장 현황 ····· 55

가. 세계 항공 산업 현황 ····· 55
나. 국외 헬기 시장 및 산업 현황 ····· 58
다. 세계 민수 헬리콥터 시장 수요 ····· 73
라. 세계 민수 헬리콥터시장 경쟁구도 분석 ····· 96
2. 국외 헬기 개발 현황 ····· 105
가. 최근 헬기 현황 ····· 105
나. 민수헬기 개발 사례 ····· 116
다. 군용헬기에서 민수헬기 전환 ····· 120
라. 민군헬기 군용화 전환 개발 사례 ····· 124
마. 민군겸용헬기개발 사례 ····· 125
바. 신기종 기술협력개발 사례 ····· 129

제2절 국내 헬기시장 및 산업 현황 ····· 133
1. 국내 헬기 시장 현황 ····· 133
가. 국내 헬기 운영 현황 ····· 138
나. 한국의 항공우주 부품산업 ····· 144
2. 국내 민수 헬기시장 분석 ····· 145
3. 국내 헬기 개발 역량분석 ····· 148
가. 헬기산업 업체현황 ····· 148
나. KHP 개발 현황 ····· 149
다. 대학/대학원 현황 ····· 151
라. 무인 회전익기 분야 역량 ····· 154
마. 국내 역량 정리 ····· 157
4. 국내 헬기 개발 현황 ····· 157
가. 국내 헬기 개발 연혁 ····· 157
나. 국내 헬기 개발 기술 현황 ····· 160
다. 국내 관련 업체 기술 현황 ····· 163
5. 국내 헬기 정책 현황 ····· 163
가. 정부 지원정책 현황 ····· 164

제3장 헬기 인증인프라 ····· 165

제1절 항공선진국의 항공기 인증 체계 ····· 165
1. 국제민간항공기구(ICAO) 인증 규정 ····· 165
2. 미국 FAA 인증 체계 ····· 166
가. FAA 인증 체계 일반 사항 ····· 166
나. 항공기 감항 인증 관련 상호협약(BA: Bilateral Agreement) ····· 167
다. BASA-IPA 협약절차 ····· 169

라. BASA-IPA 기술확인 (Technical Assessment) 절차 및 내용 ····· 172
마. FAA 항공기 형식증명(Type Certification) 절차 ····· 177
바. FAA의 위임(delegation)제도 ····· 186
3. 유럽 EASA 인증 체계 ····· 192
가. EASA 인증체계 ····· 192
나. EASA 인증규정 제/개정 절차 ····· 195
다. EASA 인증 업무 및 절차 ····· 198
라. EASA 상호 항공안전성 협정 사례 조사 ····· 209

제2절 우리나라 항공기 인증 체계 및 현안 ····· 214
1. 우리나라 인증 체계 ····· 214
가. 항공기 등의 인증제도 현황 및 주요 현안 ····· 214
나. 항공기 인증업무관련 국내 항공법규 현황 ····· 218
다. 인증 조직 및 인력관련 규정 ····· 219
2. 각 국의 인증 체계 비교 ····· 220
가. 인증체계의 구분 ····· 220
나. 인증체계의 비교 ····· 221
다. 인증체계의 개선점 ····· 222

제3절 헬기 인증 기준 (Part-27, Part-29) ····· 223
1. 헬기 형식 구분 ····· 223
2. 헬기형식에 따른 감항기준 적용범위의 비교 ····· 224
3. Category A 및 Category B 감항기준의 비교 ····· 225
가. Category A 이륙성능 ····· 226
나. Category A 착륙성능 ····· 228
4. Part 27/Part 29의 세부규정 비교 ····· 229
가. Performance ····· 229
나. Strength Requirement ····· 229
다. Design and Construction ····· 229
라. Equipment ····· 230
마. Operating Limitations and Information ····· 231
바. Appendix ····· 231

제4절 헬기 BASA 체결을 위한 인증 인프라 ····· 242
1. 해외 인증현황 및 항공안전협정 추진 사례조사 분석 ····· 242
가. FAA와의 BASA 체결국 현황 ····· 242
나. 한미 BASA 체결 현황 ····· 249
다. BASA 추진사례 분석 ····· 252

2. 헬기 인증체계 및 항공안전협정체계 중심의 헬기 안전인증 인프라구축 ····· 263
가. BASA IPA 확대를 위한 인증체계 구축 필요성 ····· 263
나. FAA 기술평가 범위 ····· 264
3. 헬기 개발 기술 ····· 269
4. 헬기 개발에 필요한 시험평가 설비 ····· 273
가. 주요 시험평가 항목 식별 ····· 273
나. 국내보유 시험시설 ····· 291
5. 항공기급의 BASA 추진체계안 ····· 295
가. 인증 및 국가간 상호감항협정 추진 ····· 295
나. BASA 추진상의 제약사항 ····· 303
6. BASA 추진을 위한 인증 인프라 구축 로드맵 ····· 304
가. 1단계 ····· 305

제4장 헬기 인증인프라구축 사업 과제 도출 ····· 309

제1절 개 요 ····· 309
1. 과제선정 배경 및 방향 ····· 309
2. 과제선정 대상분야 검토 ····· 314
가. 새도우 인증헬기 개발과제 ····· 314
나. 헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증 과제 ····· 322
나. 인증법규 및 인증체계 개선 연구 ····· 322
다. 인증인력 양성체계 구축과제 ····· 323
라. 헬기 인증용 시험평가 기술 및 시설확보 ····· 325
3. 과제 분야별 최종 선정 과제 및 소요 예산 요약 ····· 326
가. 분야별 선정 과제 ····· 326
나. 과제별 소요예산 ····· 327

제2절 BASA 인증헬기 개발사업 ····· 328
1. KUH 민수전환 개발을 통한 인증인프라 구축과제 ····· 328
가. 과제개요 ····· 328
나. KUH 민수전환 헬기 ····· 334
다. 민수 헬기 요구도 정의 ····· 348
라. 체계 개발 일정 ····· 355
마. 개발 비용 ····· 356
바. 핵심과제 선정평가 ····· 359
사. 핵심과제 제안요구서 (RFP) ····· 360

2. KAH 민수전환 개발을 통한 인증인프라 구축과제 ····· 363
가. 과제 개요 ····· 363
나. KAH 파생형 민수헬기 시장전망 ····· 368
다. 사업 일정(예시) ····· 369
라. 소요 연구비(예시) ····· 370
마. 핵심과제 선정평가 ····· 371
바. 핵심과제 제안요구서 (RFP) ····· 372

제3절 헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증 ····· 375
1. 핵심 과제 개요 ····· 375
가. 핵심 과제 정의 및 목적 ····· 375
나. 연구 개발의 필요성 ····· 375
2. 연구 개발 목표 및 내용 ····· 376
가. 연구 개발 목표 ····· 376
나. 연구 개발 내용 ····· 376
다. 핵심과제 제안요구서(RFP) ····· 378

제4절 항공안전 인증 교육 시스템 구축 ····· 390
1. 핵심과제 개요 ····· 390
가. 핵심과제 정의 및 비전 ····· 390
2. 연구배경 및 필요성 ····· 390
3. 연구개발 목표 및 연구내용 ····· 391
가. 핵심과제 최종 연구목표 ····· 391
나. 연구개발 추진 체계 ····· 394
다. 핵심과제 연구개발 동향 ····· 395
라. 핵심과제 제안요구서(RFP) ····· 418

제5절 헬기 인증 핵심 기술 개발 ····· 430
1. 핵심과제 개요 ····· 430
가. 핵심과제 정의 및 비전 ····· 430
2. 연구배경 및 필요성 ····· 430
가. 사회·문화적 관점 ····· 430
3. 연구개발 목표 및 연구내용 ····· 431
가. 핵심과제 최종 연구목표 ····· 431
나. 세부과제의 필요성 및 연구개발 동향 ····· 433

제6절 헬기 안전평가 및 안전인증 기술 개발 ····· 506
1. 핵심과제 개요 ····· 506

가. 핵심과제 정의 및 비전 ····· 506
2. 연구개발 목표 및 연구내용 ····· 506
가. 핵심과제 최종 연구목표 ····· 506
나. 세부과제의 필요성 및 연구개발 동향 ····· 508

제7절 헬기 인증 시험평가 시설 ····· 568
1. 핵심과제 개요 ····· 568
가. 핵심과제 정의 및 비전 ····· 568
2. 연구개발 목표 및 연구내용 ····· 568
가. 핵심과제 최종 연구목표 ····· 568
나. 세부과제의 필요성 및 연구개발 동향 ····· 569

참고문헌 ····· 601
기획연구수행경위 ····· 603
부록 ····· 605

<표 차례>

<표 1> 우리나라의 BASA 추진현황 및 추진계획 ····· 4
<표 1> 민수용 헬기의 보유전망(단위:대, %) ····· 6
<표 3> 헬기 보유 순위 (2007년) ····· 7
<표 4> 국내 주요 운항업체 현황 ····· 7
<표 5> 국내 민수헬기 영업이익률 추정(4개사 평균) ····· 9
<표 6> 제조업 및 서비스업 영업이익률 ····· 9
<표 7> 세계 최고헬기 제작 기술 대비 KAI 역량분석(KAI자료) ····· 15
<표 8> KUH 경쟁헬기 기종별 성능 비교 ····· 16
<표 9> 민수전환형 KUH 구성품 개발체계 ····· 18
<표 10> 최종 연구 성과목표/성과지표 ····· 26
<표 11> 최종연구 목표 및 연구분야 ····· 28
<표 12> 연구 분야별 세부 연구 내용 ····· 29
<표 13> 설계 개발 인프라 속성, 기술 확보 수준 판단 및 기술 확보처 ····· 37
<표 14> 한국형 헬기 개발사업 참여기관 현황 ····· 40
<표 15> 민수용 헬리콥터분류규정(FAA) ····· 42
<표 16> 민수용 헬리콥터 분류방법 ····· 43
<표 17> 아시아 주요국 BASA 체결사례 ····· 45
<표 18> 헬기개발사업 추진 형태 ····· 49
<표 19> 상호항공안전협정의 체결 절차 ····· 50
<표 20> 산업 규모 비교(ISTANS '06) ····· 55
<표 21> 헬기 5대 업체 분석 ····· 59
<표 22> 민수헬기 시장 점유율 변화 ····· 61
<표 23> 부품/기능별 최근 경향 및 장점 ····· 69
<표 24> 세계 민수 헬리콥터시장 내 주요 사업별 점유율 ····· 70
<표 25> 주요 사업별 해양임무가 차지하는 비율 ····· 71
<표 26> 민수헬기 전년비 성장률 ····· 75
<표 27> 1998년과 2008년 각각의 클래스별 구성비 ····· 76
<표 28> 전체 수요에 영향을 끼치는 민수 헬리콥터시장 내 각 비즈니스 ····· 78
<표 29> 시나리오 별 경향 해석의 차이 ····· 81
<표 30> 민수 헬리콥터 주요 운용목적에 따른 점유율 및 기체수 (1987~1997년, 1998~2008년) ···· 83
<표 31> 농업 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율 ····· 86
<표 32> 에어택시/전세 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율. 86
<표 33> 법인 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율 ····· 87
<표 34> 인원수송 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율 ····· 88
<표 35> 뉴스 용도의 전체 민수시장 중 차지하는 비율 ····· 88

<표 36> 응급구조/에어앰뷸런스 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율 ····· 89
<표 37> 소방관련 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율 ····· 90
<표 38> 일반목적 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율 ····· 90
<표 39> 경찰 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율 ····· 91
<표 40> 승객수송(상업적) 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율 ····· 92
<표 41> 개인 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율 ····· 92
<표 42> 수색구조 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율 ····· 93
<표 43> 관광 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율 ····· 94
<표 44> 훈련 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율 ····· 94
<표 45> 세계 민수 헬리콥터 시장 내 주요 8개사의 성장률 ····· 97
<표 46> 세계 민수헬리콥터 시장 내 경쟁사별 주요 모델 ····· 105
<표 47> 중대형 헬기 ····· 106
<표 48> 고속 회전익기 ····· 107
<표 49> PAV 회전익기 ····· 107
<표 50> 군용 UH-1B와 민수 Model 204B의 주요성능 비교 ····· 122
<표 51> 민수 AW-109E와 군용 AW-109LUH의 주요부품 비교 ····· 125
<표 52> 연대별 민군겸용헬기 개발방법 변천과정 ····· 126
<표 53> 민군 겸용 헬기 분석 ····· 126
<표 54> 군용 AW-101과 민수 AW-101의 주요성능 비교 ····· 128
<표 55> 군용 AW-101과 민수 AW-101의 주요부품 비교 ····· 129
<표 56> ALH의 개발 프로그램 일정 ····· 130
<표 57> BK-117 vs. EC-145 vs. ALH 비교 ····· 131
<표 58> 헬리콥터중량에 따른 분류 방법 총괄표 ····· 133
<표 59> 민수 헬기 보유 현황(08년) ····· 134
<표 60> 우리나라 민수용 회전익 항공기 보유 현황 ····· 139
<표 61> 산림청 헬기 보유 현황 ····· 140
<표 62> 소방방재청 헬기 보유 현황 ····· 141
<표 63> 각 클래스별 국내시장 전망 (2009~2030년) ····· 145
<표 64> KHP 각 기관별 개발/구매 대상 (총 97개 품목) ····· 150
<표 65> 항공관련 대학 및 학사과정 입학정원과 교수 현황 ····· 151
<표 66> 대학원 석/박사 현황 ····· 152
<표 67> 지식경제부 지원의 KHP 위탁과제현황 ('06년~'10년) ····· 153
<표 68> 지식경제부 지원의 국내협력업체가 발주한 KHP 위탁과제현황 ('06년~'10년) 153
<표 69> 각 업체별 농업용 무인헬기 모델 ····· 154
<표 70> 국내에서 수행된 주요 헬기 관련 사업 ····· 160
<표 71> 한국형 헬기 개발을 위한 기관별 담당 업무 ····· 161
<표 72> 취약 기술 ····· 162
<표 73> 경쟁 우위 기술 ····· 162

<표 74> BAA와 BASA-IPA의 체결범위의 차이 ····· 168
<표 75> FAA 기술확인(Technical Assessment)의 주요내용 ····· 173
<표 76> 헬기 인증기술 분야 확보여부 ····· 175
<표 77> 인증 참여인력의 주요 역할 ····· 181
<표 78> 위임 계획의 예 ····· 188
<표 79> 인증규정 비교표 ····· 195
<표 80> DOA/ADO/CDO 비교 ····· 199
<표 81> 인증 기구 비교표 ····· 209
<표 82> 인증제도에 따른 국내 인증체제와 인증기술기준 ····· 216
<표 83> 지정된 위탁업무 ····· 218
<표 84> 인증체계의 비교 ····· 221
<표 85> 헬기 형식 구분 ····· 223
<표 86> 감항기준 적용범위의 비교 ····· 224
<표 87> Category A 및 Category B의 감항기준의 비교 ····· 225
<표 88> Part 27과 Part 29 항목별 비교표 ····· 232
<표 89> ARJ21 인증일정 ····· 245
<표 90> BASA IPA에 따라 미국에서 한국에 수출이 가능한 품목 ····· 251
<표 91> BASA IPA에 따라 한국에서 미국으로 수출이 가능한 품목 ····· 252
<표 92> BASA 준비/추진/실무위원회의 주요 활동내용 ····· 254
<표 93> 한미 BASA 인증책임자 회의 내용 ····· 255
<표 94> 시범사업 추진 경과 ····· 256
<표 95> 기술평가 평가항목 및 평가 준비자료 ····· 257
<표 96> BASA 기술평가 경과 ····· 258
<표 97> KC-100 주요 형상 제원 ····· 262
<표 98> 헬리콥터 시험관련 국내보유 기술수준 ····· 269
<표 99> 헬리콥터 인증 시험설비 ····· 273
<표 100> 헬기 인프라 구축을 위한 주요 시험 설비 ····· 290
<표 101> 국내보유 주요인증시험시설 ····· 291
<표 102> 기술평가 소요기간 ····· 296
<표 103> 헬기 인증 인프라 구축 로드맵 ····· 307
<표 104> BASA-IPA 체결절차 ····· 312
<표 105> 11개 기술확인 분야 ····· 312
<표 106> 항공기 전반에 걸친 감항인증 기준 ····· 315
<표 107> 소형 회전익 항공기 (Part 27) 급 및 대형 회전익 항공기 (Part 29) 급의 이착륙 성능 및 안전성 관련 규정 ····· 316
<표 108> 분야별 선정 과제 ····· 326
<표 109> 과제별 소요예산 ····· 327
<표 110> SWOT 분석 ····· 333
<표 111> 국가별 헬기 보유 현황('09년 기준) ····· 338

<표 112> Heavy Twin (16,000~25,000 lbs) ····· 343
<표 113> Very Heavy Twin (25,000 lbs 이상) ····· 344
<표 114> 연도별 판매 전망 ····· 345
<표 115> 국내 잠재고객별 구매 대수 (추정) ····· 345
<표 116> KUH 경쟁헬기 기종별 성능 비교 ····· 346
<표 117> 동급 Class EC 제작 민수헬기 규격/성능 분석 ····· 348
<표 118> 중/대형 헬기 시장 요구성능 대비 예상성능 ····· 349
<표 119> 중량분석 (여객 운송용 기준) ····· 351
<표 120> 용도별 형상 특수 장비 구성 ····· 352
<표 121> 민수 인증기 주요제원(안) ····· 355
<표 122> 총 개발비 요약 ····· 357
<표 123> 인증비용 상세 ····· 357
<표 124> 핵심과제 선정평가 ····· 359
<표 125> SWOT 분석 ····· 367
<표 126> 민수헬기 시장 현황 및 전망 ····· 369
<표 127> 민수헬기 사업 일정(예시) ····· 369
<표 128> 총괄예산 ····· 370
<표 129> 항목별 예산 구성 ····· 370
<표 130> 핵심과제 선정평가 ····· 371
<표 131> 각 차년도 연구개발 내용 ····· 393
<표 132> FAA의 업무위임 체계 ····· 395
<표 133> 항공 산업체 종사 인력 현황 ····· 399
<표 134> FAA 아카데미의 교육과정 ····· 401
<표 135> Kansas University의 교육과정 ····· 403
<표 136> JAA의 교육과정 ····· 404
<표 137> Cranfield University의 교육과정 ····· 405
<표 138> 항공우주기술인력 양성 교육과정 ····· 407
<표 139> 항공우주기술인력 양성 교육과정 세부과목 ····· 407
<표 140> MOC 적용분야 ····· 414
<표 141> 총 사업비 산출 방법 및 세부 산출 내역 ····· 417
<표 142> 분류. 헬기 인증 핵심 기술 분야 ····· 432
<표 143> Icing Research Tunnel(IRT), Glenn Research Center ····· 446
<표 144> 회전익 항공기와 고정익 항공기의 특성 비교 ····· 468
<표 145> 복합재료 구조물의 강도 요구조건 ····· 469
<표 146> 복합재료와 금속의 피로 특성 비교 ····· 471
<표 147> FAA 5 Categories of Damage & Defect Considerations for Primary Composite Aircraft Structures 473
<표 148> 복합재료내의 결함 및 손상 종류 ····· 475
<표 149> 안전평가 및 안전인증 기술 분야 ····· 506

<표 150> Annex 8, “Airworthiness of Aircraft(항공기 감항성)”의 주요 안전성 요건 Ⅰ ····· 510
<표 151> Annex 8, “Airworthiness of Aircraft(항공기 감항성)”의 주요 안전성 요건 Ⅱ ····· 510
<표 152> 소형 및 대형 회전익기 구분에 따른 미연방항공청(FAA)과 유럽항공안전기구(EASA)의 기술기준 및 관련 규정 ····· 512
<표 153> 요구도 관리 도구 목록 ····· 532
<표 154> 관련 기술분야의 기술수준 ····· 538
<표 155> 관련 기술분야의 인프라수준 ····· 538
<표 156> 표 관련 기술분야의 기술수준 ····· 540
<표 157> 관련 기술분야의 인프라수준 ····· 541
<표 158> 관련 기술분야의 기술수준 ····· 543
<표 159> 관련 기술분야의 인프라수준 ····· 543
<표 160> 헬기 인증 시험평가 기술 ····· 568
<표 161> 동력 전달장치의 주요 구성 ····· 570
<표 162> 동력전달장치의 목표 성능 ····· 571
<표 163> 시험평가 항목 ····· 572
<표 164> 현재 활용하고 있는 Icing Wind Tunnel ····· 580
<표 165> 연차별 연구내용 ····· 583
<표 166> Icing Wind Tunnel 구축 예산 ····· 584
<표 167> 국외 헬리콥터 무음향풍동 보유 사례 ····· 586
<표 168> 연차별 연구내용 ····· 587
<표 169> 무음향풍동 구축비용 ····· 587
<표 170> 무음향풍동 구축 예산 ····· 588

<그림 차례>

<그림 1> 국내 민수용 헬기헬리콥터 시장 현황("민수헬기 기획연구", 항우연, 2010) ····· 6
<그림 2> KUH 개발 일정 ····· 11
<그림 3> 참여인력 및 양성 현황 ····· 12
<그림 4> 산업/경제 파급효과 ····· 13
<그림 5> 상태감시장비(HUMS) ····· 14
<그림 6> 수리온 파생형 개발 로드맵(안)(KAI자료) ····· 15
<그림 7> 국내 운영 주요기종 DOC [출처] Conklin & de Decker 2008 ····· 17
<그림 8> 민수전환형 KUH의 부품별 특징 ····· 18
<그림 9> 수리온 전환형 민수헬기 개발일정(안) ····· 19
<그림 10> 국가 회전익기 개발 중장기 계획(안) (국과위 NTRM 2단계작업, '02. 11) ····· 20
<그림 11> 민항기,군용기 사업일정과 개발 방식 ····· 20
<그림 12> 건설교통 R&D 혁신로드맵 VISION에 따른 중소형 항공기 인증기술 개발사업 추진 현황 ····· 23
<그림 13> KHP 후속 기종 국내 개발 사업 ····· 25
<그림 14> 헬기사업의 추진 당위성과 필요성 ····· 31
<그림 15> 한국형 헬기(KHP) 개발 일정 ····· 31
<그림 16> 유로콥터 독일(ECD)의 상위 설계조직 ····· 34
<그림 17> specialist sections ····· 35
<그림 18> Test Facilities ····· 36
<그림 19> 단계별 항공기 인증 프로세스 ····· 41
<그림 20> 헬기설계인증요구서 개발 개념도 ····· 44
<그림 21> Aircraft type certification Process ····· 47
<그림 22> 항공기 개발과정과 형식증명 ····· 48
<그림 23> 헬기 설계 검증 및 시험평가를 위한 주요 설비 ····· 49
<그림 24> 세계 교통 발전 예상 ····· 56
<그림 25> 향후 20년간 항공기 수요 예상 ····· 56
<그림 26> 향후 10년간 GA급 항공기 생산 전망 ····· 57
<그림 27> GA급 항공기생산 업체별 Market share ····· 58
<그림 28> 회전익 비행체 생산 대수 전망 ····· 59
<그림 29> 항공기 및 헬기 대수 2008년 ····· 61
<그림 30> 민수 터빈/피스톤 헬기시장 분포 ····· 62
<그림 31> 피스톤 헬기 시장 분포 ····· 62
<그림 32> 민수헬기 지역별 시장현황. 2008 ····· 63
<그림 33> 민수헬기 지역별 피스톤/터빈 구성비 ····· 63
<그림 34> 민수헬기 임무 비교 ····· 64
<그림 35> 민수헬기 중량별 분포 및 시장 분석 ····· 65

<그림 36> 해외 민수 헬기 구매자 의사 결정 요인 ····· 65
<그림 37> 국내 헬기 구매 의사 결정 요인 ····· 66
<그림 38> 대륙별 민수 회전익기 운용현황 분포도 ····· 67
<그림 39> 세계의 지역별 국내총생산(GDP)액 (단위: 십억 달러) ····· 68
<그림 40> 세계의 지역별 국민 일인당 소득 (단위: 달러) ····· 68
<그림 41> 헬기 적용 기술 현황 ····· 69
<그림 42> 민수 헬기 용도별 분포 ····· 74
<그림 43> 민수 연도별 누적치 ····· 74
<그림 44> 지난 11년간 각 클래스별 구성 비율(기체 수 기준) ····· 76
<그림 45> 기간별 전체, 신규, 교체수요의 개념 ····· 77
<그림 46> 각 비즈니스 중 인원수송이 각 헬리콥터 클래스에 미치는 영향 개념도 ····· 78
<그림 47> 각 시나리오에 따른 세계 민수 헬리콥터시장의 정량적 예측 결과 ·79
<그림 48> <시나리오 1>에 의한 클래스별 정량적 예측 결과 ····· 80
<그림 49> <시나리오 2>에 의한 클래스별 정량적 예측 결과 ····· 80
<그림 50> 민수 헬리콥터 주요 운용목적에 따른 점유율 (1998~2008년) ····· 82
<그림 51> 각 비즈니스 별 해양임무가 차지하는 비율 ····· 84
<그림 52> 인원수송 용도의 클래스별 수요 ····· 85
<그림 53> 수색구조 용도의 클래스별 수요 ····· 85
<그림 54> 농업 용도의 클래스별 수요 ····· 86
<그림 55> 에어택시/전세 용도의 클래스별 수요 ····· 87
<그림 56> 법인 용도의 클래스별 수요 ····· 87
<그림 57> 인원수송 용도의 클래스별 수요 ····· 88
<그림 58> 뉴스 용도의 클래스별 수요 ····· 89
<그림 59> 응급구조/에어앰뷸런스 용도의 클래스별 수요 ····· 89
<그림 60> 소방관련 용도의 클래스별 수요 ····· 90
<그림 61> 일반목적 용도의 클래스별 수요 ····· 91
<그림 62> 경찰 용도의 클래스별 수요 ····· 91
<그림 63> 승객수송(상업적) 용도의 클래스별 수요 ····· 92
<그림 64> 개인 용도의 클래스별 수요 ····· 93
<그림 65> 수색구조 용도의 클래스별 수요 ····· 93
<그림 66> 관광 용도의 클래스별 수요 ····· 94
<그림 67> 훈련 용도의 클래스별 수요 ····· 95
<그림 68> 각 운용목적별 시장의 매출액과 기체 수 측면의 차이 ····· 95
<그림 69> 세계 민수 헬리콥터 시장 점유율 ····· 96
<그림 70> 피스톤엔진헬기 업체별 점유율 ····· 96
<그림 71> Bell Helicopter社의 연도별 민수헬기 판매량 ····· 98
<그림 72> Bell Helicopter社의 연도별 매출액 ····· 98
<그림 73> MD Helicopter社의 연도별 민수헬기 판매량 ····· 99

<그림 74> EuroCopter社의 연도별 민수헬기 판매량 ····· 100
<그림 75> EuroCopter社의 연도별 매출액 ····· 100
<그림 76> Sikorsky社의 연도별 민수헬기 판매량 ····· 101
<그림 77> Sikorsky社의 연도별 매출액 ····· 101
<그림 78> AgustaWestland社의 연도별 민수헬기 판매량 ····· 102
<그림 79> AgustaWestland社의 연도별 매출액 ····· 102
<그림 80> Robinson Helicopter社의 연도별 민수헬기 판매량 ····· 103
<그림 81> Robinson Helicopter社의 연도별 매출액 ····· 103
<그림 82> Enstrom Helicopter社의 연도별 민수헬기 판매량 ····· 104
<그림 83> Schweizer Helicopter社의 연도별 민수헬기 판매량 ····· 104
<그림 84> Sikorsky 사의 X2 프로그램의 개념도 ····· 106
<그림 85> Black Hwak 다목적 헬기 ····· 108
<그림 86> NH-90 ····· 109
<그림 87> EH-101 ····· 109
<그림 88> Tiger 전투헬기 ····· 110
<그림 89> MV-22 Osprey Tilt Rotor 항공기 ····· 112
<그림 90> MH-60R ····· 113
<그림 91> Mi-8 ····· 114
<그림 92> BK117 ····· 116
<그림 93> MH2000 ····· 117
<그림 94> ALH Dhruv ····· 118
<그림 95> EC175(Z-15) ····· 119
<그림 96> T-129 ····· 120
<그림 97> UH-1B의 연계 공격헬기(AH-1A) 및 민수 파생형 헬기(Bell-204B) ····· 122
<그림 98> CH-47D ····· 123
<그림 99> UH-60 : 출처 U.S. Army ····· 123
<그림 100> 민수 AW-109E와 군용 AW-109LUH ····· 125
<그림 101> 민군겸용헬기 개발사례 ····· 127
<그림 102> AW-101 군용헬기 및 민수헬기 ····· 128
<그림 103> 인도의 ALH 군용 및 민수헬기 ····· 131
<그림 104> ALH관련 기종 계보 ····· 132
<그림 105> 국내 헬기 수요 ····· 133
<그림 106> 세계헬기시장 예측 ····· 134
<그림 107> 쌍발터빈엔진 헬리콥터 시장예측 ····· 135
<그림 108> 수출확대의 필요성 ····· 136
<그림 109> 중량별 국내 민수 헬기 현황 ····· 136
<그림 110> 국내(1990~2008년) 및 세계(1998~2008년) 민수 헬리콥터시장 경향 ····· 137
<그림 111> 운용 목적에 따른 헬기 분포 현황 ····· 137

<그림 112> 아태지역 각국의 항공우주제조업 매출규모비율 ····· 144
<그림 113> 아태지역 각국의 MRO서비스 매출규모비율 ····· 144
<그림 114> 민수헬기 국내 시장 전망 - 대수기준 ····· 146
<그림 115> 민수헬기 국내 시장 전망 - 금액기준 ····· 146
<그림 116> 국내시장 종합결과 및 매출액 기준 시장규모가 큰 순서 (2009~2030년) ····· 147
<그림 117> 국내 터빈엔진 헬리콥터시장 연도별 수요 (2009~2030년) ····· 147
<그림 118> 국내 터빈엔진 헬리콥터시장의 전체 수요경향 (2009~2030년) ·· 148
<그림 119> 2008년 국내항공업체 매출액 및 1인당매출액 규모 ····· 149
<그림 120> KHP 헬기 및 구성품 특징 및 장점 ····· 150
<그림 121> 대학에서 개발한 무인헬기 (좌: 충남대학교의 CNUHELI, 우: KAIST의 HeXUS-R1) ··· 155
<그림 122> 스마트무인기 ····· 155
<그림 123> 소형 덕티드 프롭 UAV ····· 156
<그림 124> 회전익 UAV 성능향상 사업 ····· 156
<그림 125> 자동비행 소형 무인헬기 ····· 157
<그림 126> 미국의 BASA-IPA체결현황 (2005) ····· 172
<그림 127> FAA의 BASA-IPA 체결을 위한 절차 ····· 176
<그림 128> 헬기 인증 인프라 구축의 핵심내용 ····· 177
<그림 129> 인증단계의 로드맵 ····· 180
<그림 130> Key Player's Roles ····· 182
<그림 131> Typical type certification process ····· 183
<그림 132> Typical type certification process implementation phase ····· 186
<그림 133> Graphic designee oversight process ····· 190
<그림 134> Flowchart - Designee renewal process ····· 191
<그림 135> EASA 설립 과정 ····· 192
<그림 136> EASA의 인증 조직 ····· 193
<그림 137> EASA 가입국 ····· 194
<그림 138> EASA 인증규정 구조 ····· 194
<그림 139> 인증규정 제정위원회 조직도 ····· 196
<그림 140> 인증규정 제/개정위원회의 단계별 활동 및 소요시간 ····· 196
<그림 141> DOA 절차 ····· 199
<그림 142> 설계와 설계보증 그리고 형식조사의 관계도(Part21A.239(a)) ····· 201
<그림 143> DOA 승인을 위한 평가 절차 ····· 202
<그림 144> EASA Certification Process and Major Review ····· 205
<그림 145> Airbus A-380 단계별 형식증명 절차 ····· 207
<그림 146> Airbus A-380 형식증명 절차 Phase 0 ····· 207
<그림 147> Airbus A-380 형식증명 절차 Phase 1 ····· 208
<그림 148> Airbus A-380 형식증명 절차 Phase 2 ····· 208
<그림 149> Airbus A-380 형식증명 절차 Phase 3 ····· 208

<그림 150> Airbus A-380 형식증명 절차 Phase 4 ····· 209
<그림 151> EASA 국제협력의 단계 ····· 210
<그림 152> EASA 설계조직승인(DOA)의 역할 ····· 211
<그림 153> 항공기 인증체계 ····· 214
<그림 154> 우리나라 항공기 인증제도 ····· 217
<그림 155> 국토해양부 항공안전 조직 ····· 219
<그림 156> Takeoff performance category A ····· 226
<그림 157> Catergory a vertical takeoff profle ground Level Heliport ····· 227
<그림 158> Category a vertical takeoff profile elevated heliport ····· 227
<그림 159> category a conventional landing-clear heliport ····· 228
<그림 160> category a vertical landing ····· 228
<그림 161> BASA 및 BAA 체결국 현황(2008년 4월 기준) ····· 243
<그림 162> YS-11 커뮤터급 비행기 ····· 244
<그림 163> 항공안전협정 체결국 현황(2009년 기준) ····· 248
<그림 164> 한미간 BASA 행정협정(EA) ····· 250
<그림 165> 한미간 BASA 감항성 이행절차(IPA) ····· 250
<그림 166> BASA 추진 체계 ····· 253
<그림 167> KC-100 3면도 ····· 261
<그림 168> BASA 기술평가 11개 평가항목 ····· 264
<그림 169> NASA Icing Research Tunnel ····· 284
<그림 170> 결빙조건 윈드터널 시험 예 ····· 285
<그림 171> S-92A 결빙조건모사시험 ····· 285
<그림 172> Icing Spary Rig를 이용한 S-76A 결빙조건모사시험 ····· 285
<그림 173> 엔진흡입시험 ····· 286
<그림 174> HISS 이용한 결빙조건모사시험 ····· 286
<그림 175> 데이터처리 시스템 ····· 287
<그림 176> 낙뢰직접 타격 시험 ····· 287
<그림 177> HIRF 시험 ····· 288
<그림 178> 좌석 충돌 시험 ····· 289
<그림 179> FAA의 인증조직 ····· 298
<그림 180> 중국의 인증조직 구성 ····· 299
<그림 181> 일본의 인증조직 구성 ····· 299
<그림 182> “헬기 인증인프라구축 기획”연구의 연구 분야 및 연구개발 활동 ····· 309
<그림 183> FAA의 BASA-IPA 체결을 위한 절차 및 헬기 인증 인프라 구축의 핵심내용 ····· 314
<그림 184> 한국형헬기 발전전략 (제2차 Workshop 발표자료) ····· 317
<그림 185> 민군겸용헬기 개발사례 ····· 318
<그림 186> Part 27 low-end 급 대상헬기 (R22, R44, R66) ····· 318
<그림 187> 인증인력 양성 체계 ····· 325

<그림 188> UH-1B ····· 331
<그림 189> B204B ····· 331
<그림 190> 군수 OH-58 ····· 331
<그림 191> 민수(관용) B206 ····· 332
<그림 192> 제작사 별 시장 점유 현황 및 예측, 2007~2016년 ····· 335
<그림 193> 주요 제작사별 중대형 헬기 시장 판매 전망, 2009~2018년 ····· 335
<그림 194> 민수헬기 해상비행 비율 ····· 335
<그림 195> 임무별 해상비행 비율 ····· 336
<그림 196> 국내 민간헬기 운용 현황 ····· 339
<그림 197> 국내 민간헬기 제작사별 현황 ····· 340
<그림 198> 조달청 국가 헬기 구매 현황 ('06년 ~ 현재) ····· 340
<그림 199> 산림청 산불정보 ····· 341
<그림 200> 민수헬기 주요 운항임무 분석(Global, '08년 기준) ····· 342
<그림 201> 터빈엔진 Vs 피스톤엔진 장착 헬기 비교 ····· 343
<그림 202> Heavy Twin (16,000~25,000 lbs) 시장현황 및 전망 ····· 344
<그림 203> Heavy Twin (25,000 lbs 이상) 시장현황 및 전망 ····· 344
<그림 204> 자체 중량 (Kg) ····· 346
<그림 205> 최대이륙중량 (Kg) ····· 347
<그림 206> 순항속도 (kts) ····· 347
<그림 207> 항속시간 (Hr) ····· 347
<그림 208> 유효하중 (kg) ····· 348
<그림 209> 민수헬기 요구도(1/2) ····· 350
<그림 210> 민수헬기 요구도(2/2) ····· 350
<그림 211> 일반 여객 승객실 Lay-out(예시) ····· 353
<그림 212> VIP 승객실 Lay-out(예시) ····· 353
<그림 213> EMS 승객실 Lay-out(예시) ····· 354
<그림 214> KUH 주요 개량사항 ····· 354
<그림 215> 민수 인증기 주요제원(안) ····· 355
<그림 216> 민수 인증기 개발 일정 ····· 356
<그림 217> 민수 인증기 연도별 판매 전망 ····· 356
<그림 218> FAR29급 민수헬기 인증인프라 구축 비전 ····· 364
<그림 219> 연구개발 추진 체계 ····· 394
<그림 220> Geographic Boundary 및 Aircraft Certification Directorate의 현황 ····· 397
<그림 221> Small Airplane Directorate 조직도 및 조직구성 ····· 398
<그림 222> 국내 인증전문가 담당 분야 ····· 398
<그림 223> FAA Academy의 조직도 ····· 401
<그림 224> 항공우주 안전 인증 센터 교육 과정 ····· 406
<그림 225> 방위사업청 '09년도 기본 교육 과정 (26개 과목, 20명 강사구성) 406

<그림 226> 소형항공기급에 대한 기술기준 세부 요건 조사 분석 예시 ····· 411
<그림 227> Design Constraints 작성 ····· 412
<그림 228> 해당규정의 적용할 수 있는 디자인 단계 , 검증 변수, 검증 방법 , 검증자원 ,검증 도구 ····· 413
<그림 229> 유발 낙뢰의 발생장면 ····· 435
<그림 230> LDS(Lighting Diversion System)의 적용 ····· 439
<그림 231> Lighting Protection 설계 ····· 439
<그림 232> 항공기 Icing 문제 ····· 441
<그림 233> Hybrid Anti-Icing System ····· 442
<그림 234> 결빙 축적과 방빙 해석의 여러 단계(Ref.) ····· 444
<그림 235> Icing 해석 코드 CANICE 와 실험과의 비교 (Ref.) ····· 444
<그림 236> NASA Icing Research Tunnel ····· 445
<그림 237> 결빙조건 모사 시험 ····· 446
<그림 238> Sikorsky Artificial Icing Tests ····· 447
<그림 239> 항공기 소음원 가시화 ····· 449
<그림 240> 헬리콥터 소음원 및 스펙트럼 ····· 451
<그림 241> BVI 소음 저감을 위한 다양한 로터 블레이드 끝단 형상 ····· 452
<그림 242> 저소음화를 위한 차세대 로터 블레이드 형상 ····· 452
<그림 243> 소음레벨에 영향을 미치는 프로파일 특성 ····· 457
<그림 244> 헬리콥터 측면 비행경로 한계 ····· 457
<그림 245> 정상 이륙 절차 및 이륙 비행궤적 ····· 459
<그림 246> TDP 이전 이륙 포기 절차 및 비행 궤적 ····· 460
<그림 247> TDP 이후 한쪽 엔진정지시 이륙 절차 및 비행 궤적 ····· 460
<그림 248> 고고도 헬기패드에서의 이륙 절차 및 비행 궤적 ····· 460
<그림 249> 정상 착륙 비행 궤적 ····· 461
<그림 250> 착륙 결심지점(LDP) 이전 한쪽 엔진 정지 비행절차 및 궤적 ····· 461
<그림 251> 착륙결심점(LDP) 이후 엔진 정지 착륙 비행 궤적 ····· 461
<그림 252> Category A Operation을 위한 측풍 제한 ····· 462
<그림 253> Category A Operation헬기 중량 및 외부 온도 제한 ····· 462
<그림 254> Category A operation 이륙 포기를 위한 이륙 거리 ····· 463
<그림 255> 헬기 비행 시뮤레이터 모형 ····· 463
<그림 256> 헬기 비행 시뮬레이터 제어실 ····· 464
<그림 257> 비행제어 모델링 및 입출력 자료 ····· 464
<그림 258> 비행 시뮬레이터 영상 장치 ····· 465
<그림 259> 시뮬레이터에서 본 Pilot 영상 ····· 465
<그림 260> 헬기의 복합재료 적용 사례 ····· 470
<그림 261> 반복 응력 하에서의 균열 성장 특성 비교 ····· 470
<그림 262> 적층판 및 샌드위치 구조물에서의 항복 기구 ····· 475
<그림 263> 복합재료 적층판의 일반적인 손상 종류 ····· 476

<그림 264> 연구개발 방법 요약 ····· 478
<그림 265> 복합재료 구조물에서의 잔류강도 평가 ····· 479
<그림 266> 손상허용 평가 흐름도 ····· 479
<그림 267> FEM S/W를 이용한 복합재료 구조물의 수명 예측 ····· 480
<그림 268> 초음파이용 비파괴검사 와 결함 이미지 구현 ····· 480
<그림 269> CCL 작성을 위한 인증-설계 데이터베이스 구성 예시 ····· 517
<그림 270> 인증 Database의 예시 ····· 518
<그림 271> 인증 Database 구축 ····· 518
<그림 272> DCRT의 예시 ····· 519
<그림 273> 회전익기 단위분야 해석 코드 통합의 예 ····· 521
<그림 274> 공력-구조 연계 흐름도 ····· 522
<그림 275> 조인트를 사용한 구조 (유연체)-다물체 동역학 연계 개념도 ····· 522
<그림 276> OpenMP를 이용한 메모리공유 병렬(SMP) 해석 개념 ····· 523
<그림 277> MPI 를 이용한 분산 병렬(DMP) 해석 개념 ····· 523
<그림 278> OpenMP와 MPI 를 병합한 Hybrid 병렬 해석 개념 ····· 524
<그림 279> 주파수영역 해석기법의 개념도 ····· 524
<그림 280> 실속관련 인증규정 상세 해석절차 ····· 526
<그림 281> CONDUIT 사례 ····· 527
<그림 282> 소형항공기 인증-설계 통합 시스템 예시 ····· 527
<그림 283> 항공기 인증 요건을 고려한 개념설계 과정 ····· 528
<그림 284> 인증-설계통합 데이터베이스 활용개념 ····· 529
<그림 285> 고정밀도/저정밀도 해석 연계 기법 ····· 529
<그림 286> RENN 기법이 적용된 Advanced VCM기법 ····· 530
<그림 287> 헬기형상 생성을 위한 입력창 ····· 534
<그림 288> 동체생성을 위한 입력창 ····· 535
<그림 289> 동력 전달장치의 주요 구성 ····· 570
<그림 290> 조립 및 기본 성능 시험 ····· 574
<그림 291> 구조 시험 (피로 시험) ····· 575
<그림 292> 체계 지상시험 평가 ····· 575
<그림 293> Icing Wind Tunnel 예시: Glenn Research Center IRT ····· 582

제1장 헬기 인증인프라구축 기획 사업 개요

제1절 기획사업 추진 배경

1. 항공기 감항성 인증관련 국제협약

시카고 협약을 통해 설립된 UN산하의 국제민간항공기구(ICAO : International Civil Aviation Organization)는 항공안전을 확보하기 위해 국제 민간항공운항 규정을 제정하고 이를 국제법에 의거 집행하는 권한을 갖는 기구이다. 우리나라는 현재 190개 국가가 협정을 체결한 ICAO에 재정분담금을 기여 금액 기준 8위에 해당하는 상임이사국(전체 상임이사국 수 : 12개국)으로 역할을 하고 있다. ICAO는 국제적인 항공운항을 촉진시키고 항공안전과 항공보안을 확보하기 위해 기술적, 제도적인 장치를 마련하는 것이 주요 목적으로 하고 있다. 이를 위해 ICAO 상임위는 18개의 기술 부속서(Technical Annexes)를 통하여 국제 표준 및 추천사항 (SARP : Standards and Recommended Practices)을 정하고 있으며 추천사항은 권고 사항이지만 표준은 모든 회원국이 준수해야하는 강제사항이다. ICAO 기술부속서는 다음과 같다.

- ○ Annex 1 Personnel Licensing - Licensing of flight crews, air traffic controllers and aircraft maintenance personnel.
- ○ Annex 2 Rules of the Air - Rules relating to the conduct of visual and instrument flights.
- ○ Annex 3 Meteorological Service for International Air Navigation - Provision of meteorological services for international air navigation and reporting of meteorological observations from aircraft.
- ○ Annex 4 Aeronautical Charts - Specifications for aeronautical charts for use in international aviation.
- ○ Annex 5 Units of Measurement to be Used in Air and Ground Operations
- ○ Annex 6 Operation of Aircraft - Specifications which will ensure in similar operations throughout the world at a level of safety above a prescribed minimum.
- ○ Annex 7 Aircraft Nationality and Registration Marks - Requirements for registration and identification of aircraft.
- ○ Annex 8 Airworthiness of Aircraft - Certification and inspection of aircraft according to uniform procedures.
- ○ Annex 9 Facilitation. Specifications for expediting the entry and departure of aircraft, people, cargo, and other articles at international airports.

- Annex 10 Aeronautical Telecommunications – Standardization of communications equipment, systems, and procedures.
- Annex 11 Air Traffic Services – Establishment and operation of air traffic control, flight information, and alerting services.
- Annex 12 Search and Rescue – Organization and operation of facilities.
- Annex 13 Aircraft Accident Investigation – Uniformity in the notification, investigation and reporting on aircraft accidents.
- Annex 14 Aerodromes – Specifications for the design and operations of aerodromes.
- Annex 15 Aeronautical Information Services – Methods for the collection and dissemination of aeronautical information required for flight operations.
- Annex 16 Environmental Protection – Specifications for aircraft noise certification, noise monitoring, and noise exposure units for land-use planning and aircraft engine emissions.
- Annex 17 Security / Safeguarding International Civil Aviation against Acts of Unlawful Interference – Specifications for safeguarding international civil aviation against acts of unlawful interference.
- Annex 18 The Safe Transport of Dangerous Goods by Air – Specifications for the labeling, packing, and shipping of dangerous cargo.

이들 부속서 중 항공기의 인증관련 주요 부속서는 Annexes 6, 8, 10, 13 및 16으로 이중 Annexes 8은 항공기 자체의 국제적인 감항성 기준을 명시하고 있다. 인증관련 세부사항은 아래와 같은 세부지침서를 통하여 정하고 있다.

- Continuing Airworthiness Manual (Doc 9642)
- Manual of Procedures for Operations Certification/Inspection (Doc 8335)
- Manual of Procedures for an Airworthiness Organization (Doc 9389)
- The Continuing Airworthiness of Aircraft in Service (Circular 95)

ICAO 회원국은 ICAO가 정하는 국제법의 제반규정을 이행하기 위해 협약이 정하는 바에 따라 그리고 국내실정을 고려한 제도적 장치를 갖추고 이를 준수해야하는 책임이 있다. 이를 위해 세계 각국 정부는 국가 항공안전 및 인증을 담당하는 항공기 감항당국을 조직하여 국가 책임 하에 이러한 제도적 장치가 실효적으로 집행되고 준수될 수 있는 시스템을 구축하고 있다. 항공기 인증 인프라는 이러한 시스템 구축에 필요한 유무형의 국가자산으로 정의할 수 있으며 우리 정부도 항공기 인증 인프라의 지속적인 확보 노력을 하고 있다.

2. ICAO 협약에 따른 항공기 감항성 인증의 성격

항공기 운항을 허가하는 항공기 인증은 항공기가 운항하는 국가가 ICAO협약에 준하여 제정한 자국의 법률이 명시하는 제반조건을 만족함을 확인하고 운항을 허가하는 일련의 집행과정이며 다음과 같은 주요 사항을 포함한다. (이하의 설명은 미국을 기준으로 서술한 사항이며 ICAO에서 가장 큰 영향력을 행사하는 미국의 제반법령은 대부분의 국가가 채용하고 있는 것이 현실임).

- ○ 항공기 인증을 위해서는 사전에 자국의 형식인증(type certification)을 획득해야 하며 형식인증은 항공기의 운항 전에 항공기의 비행안정성을 자국의 감항당국이 인정하는 행위임.
- ○ 자국과 BA(Bilateral Agreement)를 체결하지 않은 국가의 항공기에 대해서는 감항성 인증을 하지 않음.
- ○ 모든 항공기 제작자는 인증 요구조건을 충족시킴을 보임으로써 형식인증을 득할 수 있으며 이를 위해 type design (항공기 형상을 정의하는 각종 도면 및 규격서), 실험성적서 및 해석결과 등을 감항당국에 제출하여 적용 가능한 감항성 요구조건을 만족함을 보여야하며 비행시험을 통해 인증 요구조건을 충족시킴을 보여야 하는 제반 비행시험을 사전에 수행하여야 함.

따라서 항공기 감항성 인증은 ICAO 협약에 따라 자국 내에서 운용중인 모든 항공기에 대해 항공기 사고로 부터 국민의 생명과 재산을 보호할 수 있는 국가의 주권행사의 하나이다. 또한 BA는 국내의 항공 산업발전에 따라 국내 항공 산업체의 세계 시장 진출을 위해 관련 수출입 정부 간에 체결해야하는 협약이며 이러한 정부간의 외교적 합의 없이는 항공기 관련 제품의 세계시장 진출이 불가능하다. 이를 위해 각 국의 감항당국은 자국 내에서 생산되거나 운용을 위해 수입되는 민간항공기의 비행안전을 담보할 수 있도록하고 자국 항공 산업체의 세계시장 진출을 지원할 수 있는 시스템을 갖추기 위한 노력을 하고 있다.

항공사고는 전손성(全損性) 특성으로 인해 인명 및 재산상의 피해규모가 막대하며, 국적기의 항공사고는 국가 이미지 및 신인도 하락을 유발한다. 우리나라의 경우 2001년 FAA부터 항공안전 2등급 판정을 받아 1등급으로 회복하는데 엄청난 사회적 비용을 부담한 바 있어, 국가 신뢰도를 유지하기 위해서라도 항공안전 수준을 꾸준히 향상시킬 필요성이 있다. 또한, 민수 항공기의 비행안전/인증 체계를 국제수준으로 견인하기 위하여 항공 선진국과 완제기 수준의 항공안전협정을 체결하여 국내 항공 산업의 지속적인 성장과 수출이 가능하도록 해야 한다.

3. 헬기인증 인프라 구축 기획연구의 배경

우리나라는 국토해양부 산하 항공정책실에서 항공기 안전운행 및 항공기 인증 관련 업무를 관장하고 있으며 전문검사기관으로 한국항공우주연구원이 지정되어 인증과 관련된 주요 업무를 담당하고 있다. 군용기 수요를 바탕으로 개발된 초등 훈련기인 KT-1의 개발, 초음속 훈련기인 T-50항공기 개발과 KT-1의 수출을 통하여 국내 개발 항공기의 수출을 위한 인증 체계의 구축의 필요성이 대두되었다. 이를 위한 노력의 일환으로 현재 소형기급 BASA IPA(Implementation Procedure Agreement) 체결을 위한 쉐도 인증기 사업 (Shadow Program)이 추진 중에 있으나 타국과의 BASA (Bilateral Aviation Safety Agreement) 체결은 미미한 수준이며 이는 우리나라의 항공기 안전/인증인프라가 상대적으로 매우 취약한 수준에 머물러 있음을 반증한다.

항공 산업의 후발국인 우리나라가 항공 선진국과 BASA를 체결한다는 것은 ICAO협약에 따라 항공선진국이 보유하고 있는 수준의 항공기 안전/인증 시스템을 갖추었다는 의미를 갖기 때문에 ICAO협약의 단순한 이행의 차원을 넘어 국내 항공산업이 세계시장 진출을 할 수 있을 정도의 기술력과 국내에서 운용되는 동종 항공기에 대해 ICAO 요구수준의 항공기 안전 및 인증을 담보할 수 있는 국가적 시스템을 갖추어 국민의 생명과 재산을 항공기 관련 사고로부터 보호할 수 있는 항공 선진국으로 진입하였음을 의미한다.

한국형 헬기(KUH: Korean Utility Helicopter)의 국내개발 이전에는 군용헬기의 기술도입생산에 머물러 생산에 필요한 기술을 도입하여 군용으로만 생산을 하는 관계로 민간 항공기에 준하는 형식인증/인증 절차가 없이 생산 및 운용이 가능하였다. 한국형 헬기 또한 군용 헬기로 개발되어 제도화된 민간항공기 형식인증이나 인증의 절차에 따르지 않고 개발되고 있기 때문에 민수 헬기로의 전환개발을 통해 국내 민수헬기 수요를 충당하거나 국외로의 수출이 불가능한 상황이다. 정부는 이러한 현안을 직시하고 헬기 안전인증 인프라 구축을 위한 노력의 일환으로 헬기 BASA 추진을 위한 계획을 수립하고 있다.

<표 1> 우리나라의 BASA 추진현황 및 추진계획

구분		한미간 BASA 확장 현황
부분품	기계 TSO	2008년 2월 체결 (금호 타이어 B737)
	전자 TSO	추진중
고정익기	소형기 (Part 23)	국토부 항공안전기술개발 사업으로 수행 중 2013년 6월 체결을 목표
	수송기급 (Part 25)	중소형항공기 인증기술 기획과제로 상세사업 방안 수립중
회전익기	소형급 (Part 27)	계획수립중
	중대형급(Part 29)	계획수립중

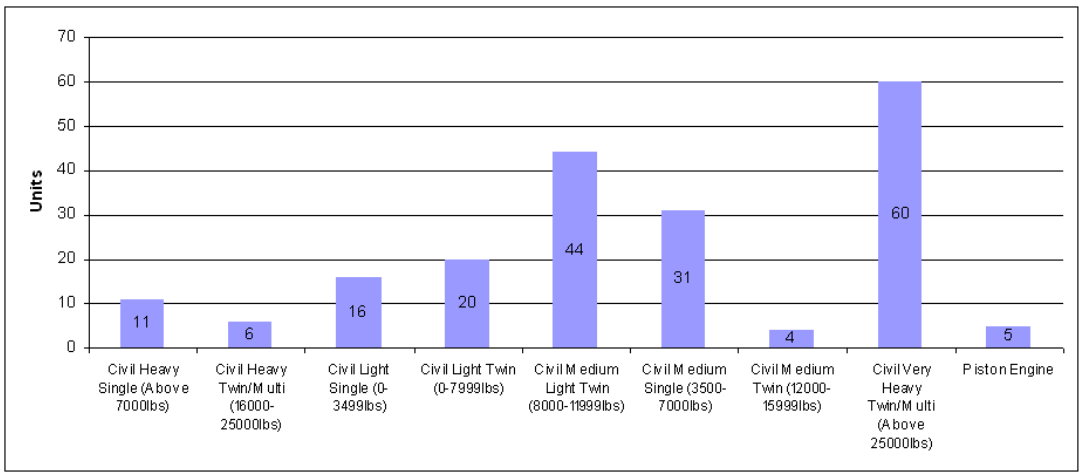
본 연구는 위 표의 우리나라의 BASA 추진현황 및 추진계획의 일환으로 추진예정인 항공 선진국과의 헬기 관련 BASA 체결을 효과적으로 진행할 수 있는 전략과 방안을 수립하여 향후 정부가 헬기 BASA 추진계획을 효과적으로 실행할 수 있는 방향을 기획하는 것이 연구의 목표이다. 이를 위한 연구방향은 기 추진 중인 소형기급 BASA체결을 전제로 하며 소형기급 BASA체결로 확보되는 항공기 안전/인증 인프라를 고려하여 추가적으로 헬기 안전/인증 인프라 구축에 필요한 전략 수립에 초점을 두어야 한다.

제2절 기획사업의 필요성 및 중요성

1. 국내 민수헬기 보유 현황 및 전망

※본 절은 “민수헬기 기획연구사업 최종보고서,한국항공우주연구원”의 1-2장의 내용을 토대로 작성되었음

현재 민수용 헬기는 1994년 84대에서 2003년 156대로 증가하여 연평균 7.3%의 증가율을 보이고 있다. 민간부문에서는 연평균 4.2%의 증가를, 공공부문에서는 연평균 10%씩 상대적 높은 증가율을 보이고 있다. 공공부문 헬기 수요증가가 전 세계적인 추세임을 감안하면 국내 공공부문 역시 지속적인 증가가 예상된다. 향후 2010년까지 국내 민수용 헬기시장 규모는 현재의 1.9배 수준인 314대로 추정되었으며, 2020년까지는 현재의 3.4배 수준인 505대의 시장규모를 형성할 것으로 전망되었다. 이에 따라 2003년 대비 순증가 대수는2010년까지는 158대, 2020년까지는 349대로 추정된다.



<그림 1> 국내 민수용 헬기헬리콥터 시장 현황(“민수헬기 기획연구”, 항우연, 2010)

<표 1> 민수용 헬기의 보유전망(단위:대, %)

구분	2003	2010	2020	2020*	증감		
					b-a	c-a	d-a
단발	43	83	131	184	40	88	141
쌍발	113	231	374	527	118	261	414
합계	156	314	505	711	158	349	555

*는 남북 간 경제통합 또는 통일 가정

<표 3> 헬기 보유 순위 (2007년)

헬기 보유 순위(07년)

군용헬기 보유순위		민수헬기 보유순위	
1	미국(5,326대)	1	미국(12,429대)
2	러시아(2,021대)	2	러시아(2,959대)
3	일본(744대)	3	캐나다(1,800대)
4	독일(737대)	4	호주(1,200대)
5	우크라이나(734대)	5	영국(1,106대)
6	대한민국(700여대)	35	대한민국(185대)

민수 헬기 보유 현황(08년)

구분	공공				민간			계
	경찰 감시	해양 구조	산불 진화	의무 후송	운송 사업	자가 업무	방송 보도	
	20	14	46	27	59	16	3	
계	107				78			185

가. 국내 민수헬기 운항업체 현황

2009년 5월말 기준으로 국내 민수헬기 운항업체는 총 11개사로서, 주요 사업구분별로는 운항사 10개 및 정비사 1개 등 총 11개 업체가 영업 중이다. 헬기보유 대수는 총 60대로서 운항사 보유 헬기 56대 및 정비사 보유 헬기 4대로 구성된다. 운항사 재무정보를 기초로 추정한 매출규모는 약 600 억원 수준(정비 및 품질관리 매출 포함)으로 추정되고 있다.

<표 4> 국내 주요 운항업체 현황

(금액단위 : 백만원)

구분	#	업체명	서비스분야	헬기수 (대)	재무정보 기준년도			
					기준년도	매출액	영업이익	자산총액
운항사	1	헬리코리아	승객수송, 전세운항, 화물운송, 산불진압, 항공방제	12	2008년	12,602	1,143	32,764
	2	홍익항공	화물운송, 산불진화, 항공방제, 항공순시, 항공촬영,	12	2007년	8,476	1,212	6,308

			항공연선*, 스포츠/레저, 인원전세운항					
	3	통일항공 시스템	산불진화, 화물운송, 항공촬영, 항공방제, 인원수송, 항공기급유업	9	2008년	10,593	505	7,145
	4	창운항공	화물운송, 산불진화, 항공방제, 고압선순시, 항공촬영, 해외사업	6	2007년	6,861	384	6,099
	5	코리아익스 프레스에어	인원수송, EMS, 산불진화, 사진촬영, 항공방제	4	2008년	1,480	-981	3,622
	6	상성전력 항공	송전선로, 배전변전공사, 환경보호, 자재/장비수송	2	2008년	3,179	128	7,083
	7	한양항공	교육, 관광비행, 항공사진촬영	2	2004년	262	-637	6,076
	8	삼성테크윈	인원수송, 항공촬영, 항공기정비업	6	-	정보없음	정보없음	정보없음
	9	에어팰리스	인원수송, 관광, 전세운항	1	-	정보없음	정보없음	정보없음
	10	터보라인	항공사진촬영, 비행교육, 산불감시, 항공방제, 이벤트비행	2	-	정보없음	정보없음	정보없음
정비사	11	유아이 헬리콥터	정비 및 품질관리	4	2008년	16,636	1,031	16,883
			합계	60		60,089	2,785	85,980

* 항공연선 : 항공기로 송전 및 통신선로 등 공사하는 서비스
** 헬기수(대) : 2009년 6월 등록대수
(근거: 업체명 및 헬기보유대수-국토해양부 항공안전본부, 사업분야-각사 홈페이지, 재무정보- 한국신용평가 정보)

나. 국내 헬기운항업체 수익성 분석

국내 민수헬기 운항업체의 수익성을 분석하기 위해, 위 회사 중 영업실적이 높은 회사의 영업이익률을 아래의 표와 같이 나타내었다.

<표 5> 국내 민수헬기 영업이익률 추정(4개사 평균)

#	업체명	영업이익률
1	헬리코리아	9.1%
2	홍익항공	14.3%
3	통일항공시스템	4.8%
4	창운항공	5.6%
4개 업체 평균		8.4%

국내 헬기운항업체 4개사 평균영업이익률은 약 8.4%임을 확인할 수 있다. 이는 2007년 제조업 평균영업이익률(5.9%) 및 운수업 평균영업이익률(4.2%) 대비 상당히 양호한 영업이익률을 시현하고 있음을 의미한다. 이와 같이 양호한 이익률의 주원인은, 헬기운항업의 시장규모가 타 산업에 비해 상대적으로 작고 제한적인 반면, 매출구조가 산불진화, 화물운송 등 상당히 안정적이기 때문인 것으로 분석될 수 있다.

<표 6> 제조업 및 서비스업 영업이익률

구분	2007년
제조업	5.9%
운수업	4.2%
- 육상운송업(철도운송업 제외)	0.2%
- 수상운송업	5.7%
- 항공운송업	6.5%
헬기운항업	8.4%

(근거: 한국은행, 2007년 업종별 영업이익률)

다. 군수용 회전익 항공기의 민수용 전환개발

국내 헬기 시장은 군수용 고정익 및 회전익 항공기를 민수용으로 전환개발하려는 시도가 지속적으로 추진되고 있다. 이러한 민수헬기의 급격한 보유대수의 증가에도 불구하고 도입헬기의 감항성을 실질적으로 검증할 수 있는 체계는 미흡하다. 공공부문에서 운용되는 헬기사고에 대해서도 사고조사의 모든 권한과 판단의 책임을 헬기를 운용하는 공공기관에 일임한 바 있으며 2000년대 중반에 들어서야 이를 정부 감항당국이 사고조사를 책임지는 형태로 바뀌었다. 이는 민수용 헬기의 보유 대 수가 상대적으로 작고 그나마 많은 헬기를 공공기관이 보유하고 있는 현실에서 불가피한 선택이었을지 모르나 민수헬기의 급격한 보유 대수의 증가를 감안하면 선진국에서와 같이 실질적인 형식인증 및 인증을 국내 감항당국을 통하여 획득하도록 요구함으로써 국내 헬기산업을 보호함과 동시에 헬기 비행사고로부터 국민의 생명과 재산을 보호할 수 있을 것이다.

2. 정부의 헬기산업 육성정책

우리나라는 독자개발과 기술협력 개발 사업으로 군용 고정익 항공기에 대한 완제기 개발경험을 가지고 있고 이를 바탕으로 민수용 고정익 항공기 개발과 인증을 통해 국내외 민수용 및 군용 항공기 시장 점유율을 견인하는 사업이 추진 중에 있다. 한국형 헬기(KUH) 개발 사업은 2002년 국가위의 범국가적 헬리콥터 개발 분야 중장기 계획(NTRM 2단계 계획)의 일환으로 추진되고 있고 이와 병행하여 2020년까지 군수용 공격헬기 사업, KUH 성능개량 사업뿐만 아니라 중형 민수헬기 개발사업과 차세대 회전익기 개발 사업 등이 순차적으로 추진할 계획이다.

가. KUH 개발사업 현황

(1) 사업개요

KUH 개발사업은 한국군의 노후화된 기동헬기(UH-1H 및 500MD)의 대체전력을 확보하기 위해 지식경제부와 방위 사업청이 국책사업으로 개발하는 사업이다. 군 요구 성능을 충족한 한국형기동헬기를 경제적 비용으로 '12년 6월까지 개발 완료될 예정이다. 그동안 세계적인 헬기 보유국(한국군 현 보유량(700여 대) 적용 시 세계 6위권에 해당)이며 수요를 지니면서도 고유 헬기 모델 부재 및 헬기 부품산업이 취약하여 구매부터 운영유지까지 해외 의존 및 외화 유출 지속되는 문제가 발생하고 있었으며, 헬기 핵심기술 축적 및 핵심 구성품 국산화로 헬기 독자개발역량을 확보에 대한 필요성이 요구되고 있었다. 한국군(육군) 요구도에 부합되는 기동헬기(KUH)의 개발 필요성이 대두되면서, 아울러 대규모 군 소요에 기반하여 우리나라

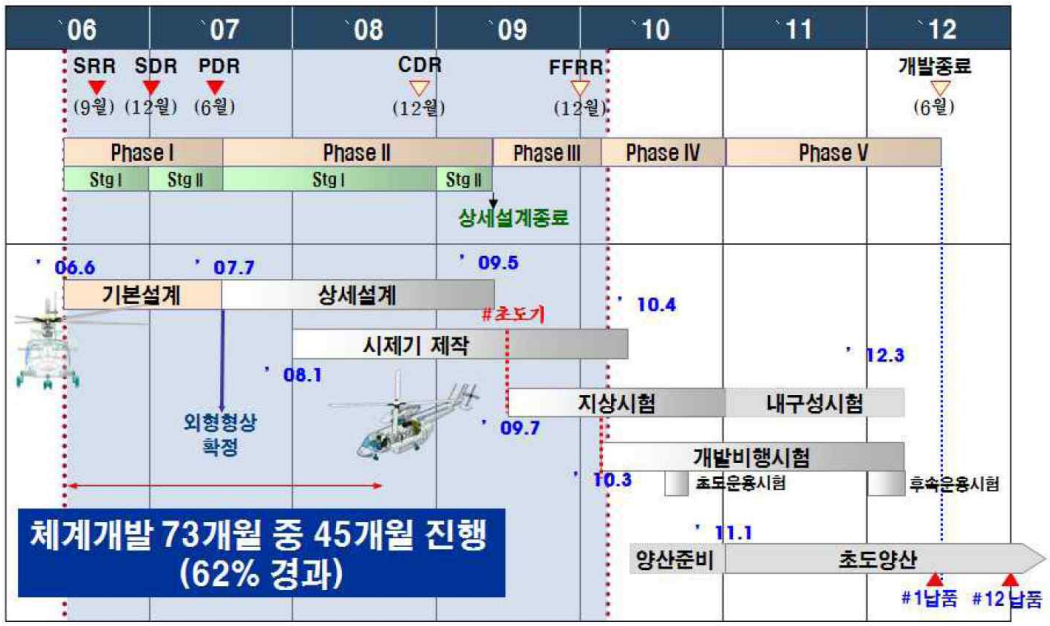
항공산업을 육성할 절호의 기회로 인식하여 국방부 및 지경부(구 산자부) 국책사업으로 추진, 착수하게 되었다. 아래는 KUH개발사업의 현재까지 주요 추진경과를 나타내고 있다.

○ '05. 3. : 한국형헬기 기획소요 확정 (합참)
○ '05. 6. : 체계개발동의서 체결
○ '05. 7. : 사업계획 심의·의결 (항우심)
○ '05. 12. : 국내외 참여업체 확정
○ '06. 4. : 체계개발계획 승인 (방위사업추진위원회)
○ '06. 6. : 한국형헬기 체계개발 계약/협약 체결
○ '08. 12. : 체계개발 상세설계검토회의(CDR) 완료
○ '09. 7. : KUH시제1호기출고행사
○ '10. 3. : KUH시제1호기초도비행예정

향후 사업추진계획을 요약하면 아래와 같다.

○ 사업기간 : 73개월 ('06. 6월~'12. 6월)
○ 기본계획 : 체계개발 종료와 동시에 전력화 개시
○ 시 제 작 : 5대 (지상시험용 1, 비행시험용 4)
○ 개발일정

['10.3월 기준]



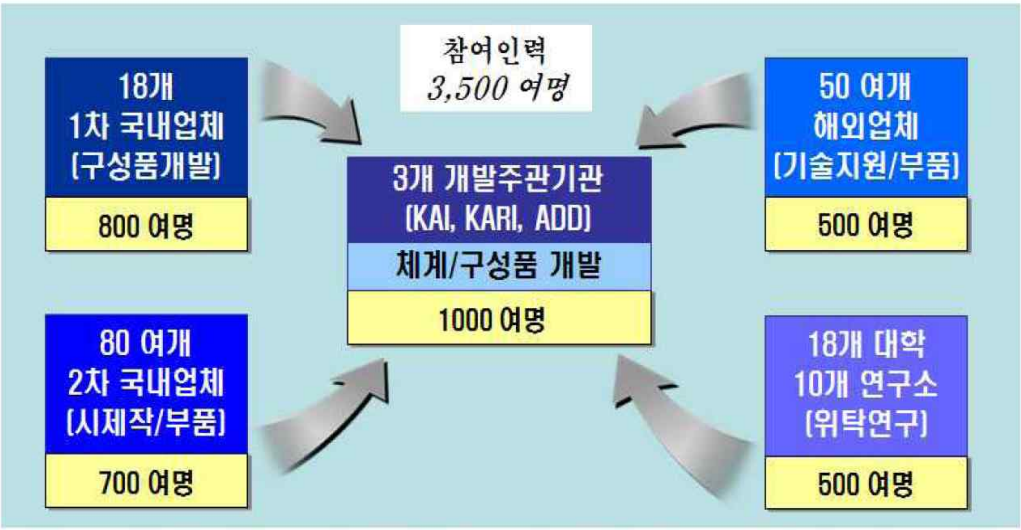
<그림 2> KUH 개발 일정

(2) 파급효과

(가) 기술인력 양성

KUH개발에 참여한 관련 전문 기술인력 양성 촉진에 따른 광범위한 기술파급효과 예상된다. 그리고 KUH 개발기술을 통한 응용연구 또한 활성화될 것이다. 보다 세부적인 사항은 다음과 같다.

- 특허 35건 포함 총 81건 지적재산권 출원 및 등록 추진
- 위탁연구과제(서울대, KAIST 등) 123과제
- 연구논문개제(한국항공우주학회, 미국회전익기학회 등) 250여건



<그림 3> 참여인력 및 양성 현황

(나) 산업/경제 파급효과

KUH개발을 통해 산업과 경제적으로 다음과 같은 파급효과를 가져올 수 있다. 헬리콥터는 기초원자재 투입비중이 낮아 부가가치가 높고, 경제성 분석에 따르면 비용대 편익 비교 시 경제성이 있다. 그리고 국산헬기를 사용함으로써 외화유출 억제로 무역수지 및 고용창출 효과도 예상된다. 이러한 헬기산업의 고 부가가치성, 경제성을 통해 헬기분야 항공산업을 차세대 성장동력 산업으로 육성 가능하다.



<그림 4> 산업/경제 파급효과

(다) 기술 파급효과

한국형 헬기 개발을 통하여 광범위한 기술 파급효과를 예상하고 있다. 헬기개발 전 분야에 대한 기술수준이 발전될 것이다. (현재수준 40~60% vs 기대수준 90% 이상) 그중 크게 영향을 받을 분야는 앞의 그림과 같이 부품소재산업, 차세대성장동력산업, IT산업, 에너지 산업이 될 것이다.

(3) 수리온(KUH) 개발 특성

(가) 지리적 특성 고려

수리온은 한반도의 산악 여건을 고려해서, 백두산 수준의 고도에서 제자리비행 가능하도록 개발하였다. 이와 더불어 한반도 전 영역에서 소요군의 항공작전 수행이 가능하고, 고지대 인원/화물공수 등 각종 지원임무의 효율적 수행 가능하다.

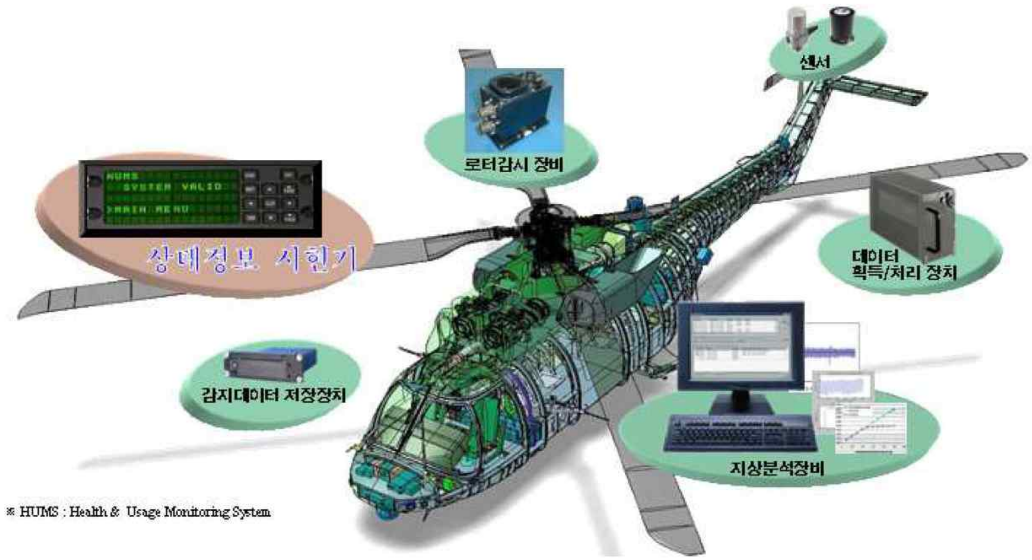
수리온의 주 임무인 고기동성 전술지형비행을 감안하여, 수직상승 능력이 강화되었다. 운용고도 등 대부분의 비행성능은 유사 임무 기종과 대등하나 수직상승률은 상대적으로 우수한 것으로 보이고 있다. 주로 산악지형을 따라서 저공 전술지형비행을 수행해야 하는 주 임무 특성을 고려 시 장애물 회피기동(수직상승) 능력이 중요하다. 그리고 헬기 설계·해석·시험평가 등에 한반도의 기상데이터 등을 반영하여, 혹한기 및 혹서기 등을 포함한 사계절 작전수행 능력 보장하고 있다.

(나) 첨단기술을 적용한 개발

조종사 부하 경감을 위한 Digital Glass Cockpit 구현하기 위해, 종전의 아날로그 계기를 디지털화하여 대폭 통합 및 단순화하였다. 비행임무에 필요한 제반 정보를 다기능시현기(MFD)에 시현하였다. 그리고 4축 자동비행조종장치 및 디지털 동력조절장치 적용하여, 이륙 후 전술목표의 점좌표(Pinpoint)까지 자동비행 가능토록 개발하였다. 이를 이용하여 야간 및 악기상 하에서도 전술임무 수행 가능성 극대화하

고, 자동 제자리비행 능력 보유로 고난도 정밀 화물공수 임무도 가능하다.

정비성 및 신뢰도 향상을 위한 상태감시장비(HUMS) 다음의 그림과 같이 설치하였다. 주요 품목의 결함 및 잔여 수명주기 등에 대한 정보 제공하고, 적기 고장탐구를 통한 정비 소요시간 절감 및 작전가동률 향상하였다. 조종석은 조종사 편의성을 고려한 인간공학적 설계를 구현하였다.



<그림 5> 상태감시장비(HUMS)

(다) 후속 군수지원체계도 패키지로 개발

현용 국외도입 헬기는 후속지원을 주로 해외에 의존하고 있다. 외화유출은 지속적인 반면 원활한 종합군수지원은 제한되고 있다. 이러한 이유로 효율적인 후속 군수지원체계 구축 필요성 대두되었다.

군수 주장비 배치와 동시에 전력발휘 가능토록 ILS 全 요소를 개발하고 있으며 주장비의 원활한 운용을 위한 최적의 종합군수지원체계 구축하여, 표준화된 정비보급체계 등 운영을 통한 경제적 운영유지 가능하도록 하였다. 그리고 비행훈련장비, 정비훈련장비 등의 훈련체계 개발하였다. 과학화 훈련장비 운용으로 교육훈련 기간 단축 및 예산 절감하고, 시간 및 공간의 제한을 받지 않고 교육훈련 목표를 적기에 달성할 수 있도록 하였다.

나. 수리온 전환형 민수헬기 개발

(1) 수리온(KUH) 연계 개발

현재 국내에서 한국군의 요구에 따라 KUH가 개발되고 있으며 이를 통해 축적된 기술과 Platform을 근간으로 이를 기반으로 한 민수헬기 개발사업 추진에 대한 검토가 진행되고 있다.



<그림 6> 수리온 파생형 개발 로드맵(안)(KAI자료)

민수헬기전환 사업은 KUH 개발을 통하여 구축된 국내 헬기 인프라를 최대한 활용하여 개발하는 것을 전제로 한다. 현재 수리온 개발로 국내 전체 기술은 79%로 진입하였다.

<표 7> 세계 최고헬기 제작 기술 대비 KAI 역량분석(KAI자료)

구 분	개발전	개발후	증감율
설계/해석 기술	56%	77%	21% 증가
제작/조립 기술	66%	84%	18% 증가
시험평가 기술	61%	83%	22% 증가

향후 민수전환형 KUH의 개발이 완료되면, 수출 활성화를 통해 국내 항공산업의 왜곡을 개선할 수 있을 것이라 전망하고 있다. 기본성능이 입증된 KUH를 기반으로 민수헬기 최소 요구조건을 충족하고, 운영자별 공통 사항을 기본 형상으로 규정할 것이다. 민수헬기의 임무장비 및 인테리어 전문회사 조기 발굴 및 협력으로 고급화, 전문화가 진행되고 있는 임무장비 부문을 핵심 사업군으로 육성하여 국제 경쟁력 제고할 수 있을 것이다. 수리온 기반 정비 업체 육성을 통해 국내 정비물량 뿐만 아니라 해외 물량까지 확보하여 동북아 헬기 정비 허브시장으로 성장 가능 할 것이라 보고 있다.

(2) 경쟁헬기 조사 및 분석

민수용으로 전환한 KUH의 성능을 추정하여 유사한 급의 헬리콥터 4종과 아래와 같이 비교하였다. 항속시간을 제외하고는 민수헬기는 비교 대상 헬기성능의 평균정도의 성능을 가질 것으로 예상되고 있다.

<표 8> KUH 경쟁헬기 기종별 성능 비교

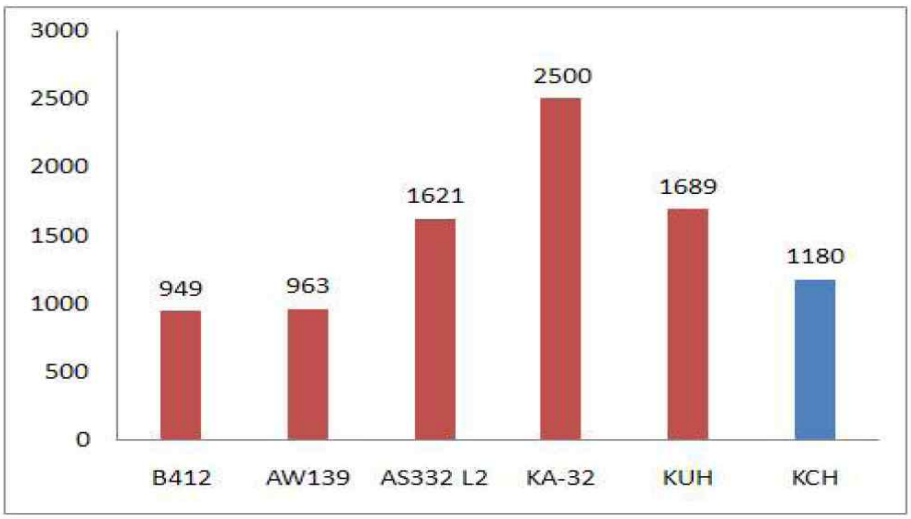
	B412	AW139	AS332	KA-32	민수헬기 (추정)
등급 분규	Medium Light Twin	Medium Twin	Heavy Twin	Very Heavy Twin	Heavy Twin
자체 중량 (Empty W, kg)	3,124	3,875	4,380	6,610	4,733
최대이륙중량 (MTOW, kg)	5,398	6,400	8,600	12,700	8,709
최대속도 (Vne, kts)	140	167	150	140	144
항속시간 (Endurance, hr)	3.7	3.9	4.2	4.5	3.7
유효하중 (Useful Load, kg)	2,274	2,525	4,100	4,390	3,975

[출처] The Official Helicopter Blue Book(2007)

(3) 국내 운용 주요 헬기 DOC(Direct Operation Cost) 분석

최근 선진제작사는 낮은 MRO와 DOC을 추구하여 판매의 주요 고려사항으로 대두 되고 있는 After Sales 부문을 강조하고 있다. 따라서 민수형헬기 개발에 있어서 연료소모는 적고 출력은 높은 엔진을 채택하여 시장성을 강화하고자 한다. EC의 경우 EC175를 통해 효율적이면서 강력한 엔진 출력을 이용하여 DOC를 획기적으로 낮춰 동급 헬기뿐만 아니라 단발엔진을 장착한 B204와 B205를 대체효과도 기대하고 있다.

KUH의 경우 육군 요구량에 따라 소요되는 비용으로 민수기준 적용시 現 USD 1,689/1시간에서 30% 이상 절감된 USD 1,180/1시간 정도로 추정되고 있다. 또한, 정비를 위한 부품 및 주보기류 수출입에 따른 추가비용 및 소요기간을 감안 하면, 실제 소요되는 시간당 운영비는 직 도입 보다 상당히 낮을 것으로 예상된다.



<그림 7> 국내 운영 주요기종 DOC [출처] Conklin & de Decker 2008

(4) 수리온 전환형 민수헬기 개발추진체계(안)

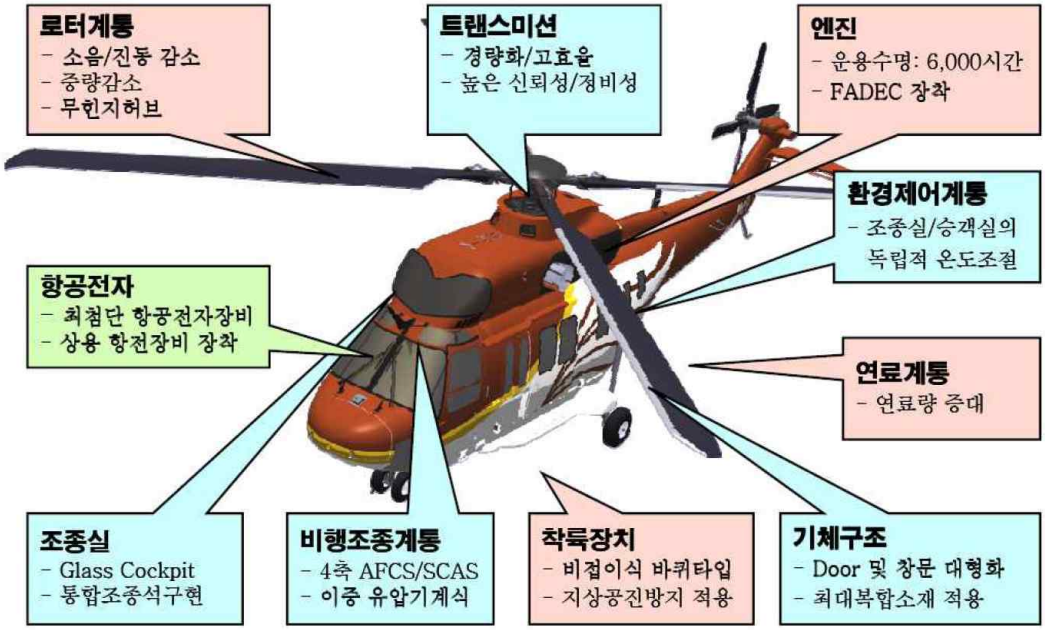
(가) 추진체계(안)

수리온 전환형 민수헬기 개발사업은 BASA인증을 위한 Shadow Project 등을 종합적으로 주관하기 위하여 전문연구기관(KARI)을 중심으로 민수헬기 개발단이 구성되어 전체사업을 주관하고, 체계종합 시제업체로 수리온 체계종합업체가 체계 개발을 수행하며, 국내외 협력업체와 구매계약을 통해 사업을 추진할 예정이다.

추가 민수 전용 구성품에 대해 국내협력업체가 미 지정된 경우에는 해외업체와 구 매·기술협력 계약 체결할 것이다. 아울러 수리온 전환형 민수헬기 개발을 위한 부족기술은 국외 기술협력 업체와 계약을 통해 개발을 수행한다.

(나) 체계개발 추진방안

WBS Level 5 수준의 85개 구성품을 국내 기술수준, 개발기간, 예산의 가용성 등의 판단기준을 적용하여 KUH 기반의 활용 가능한 품목 61품목, 개조 후 적용 가능 구성품 21개 품목 및 KUH 활용 불가 품목 3품목으로 구분한 후, 국내 및 국외협력업체와의 업무 분담을 통하여 체계개발을 수행한다.



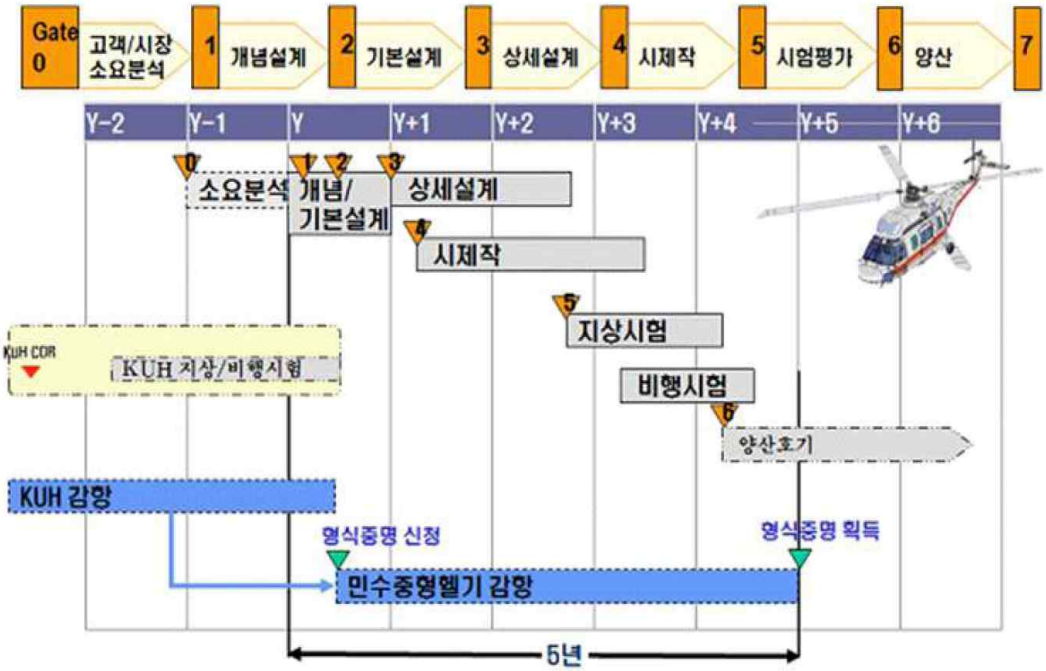
<그림 8> 민수전환형 KUH의 부품별 특징

<표 9> 민수전환형 KUH 구성품 개발체계

체 계	구성품	ILS/훈련체계
• 체계설계 주관 • 체계종합 및 통합 • 기술시험평가 주관 • 운용시험평가 지원	• 로터 블레이드 등 KUH 활용 가능 61품목 적용 • 동체 등 KUH 개조 활용 가능 21품목 적용 (Minor 설계변경) • 조종석과 같이 민수용 헬기로 활용 불가한 3 품목은 Major 설계 변경하여 적용 • 타이어 등 16품목 구매 • 민수헬기 적용 구성품 (승객실 창문 및 옵션 품목 포함) 등 12품목 개발	• 체계 ILS (지원/훈련체계) 개발 및 통합 • 담당 구성품 ILS 요소 획득/개발 및 통합 지원

(다) 수리온 전환형 민수헬기 개발일정(안)

체계개발 일정은 KUH 인증 일정을 감안, 각 요소별 개발 위험을 최소화 시키고 국내 가용자원을 고려하여 다음과 같이 추진한다. 형식인증 획득 기간을 고려하여 총 개발기간은 5년으로 예측하고 있다.



<그림 9> 수리온 전환형 민수헬기 개발일정(안)

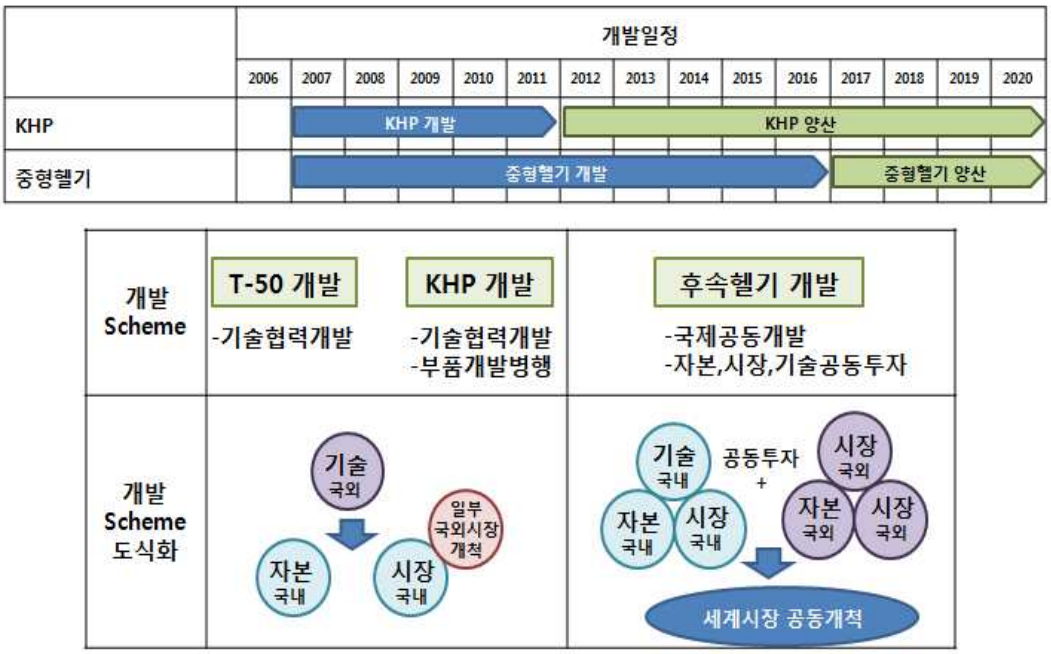
다. KUH 민수전환에 따른 인증인프라 구축의 필요성

앞에서 살펴본 바와 같이 KUH 개발사업은 '06년 국책사업으로 착수되어, 독자 개발능력의 확보와 수출 산업화를 통해 우리나라 헬기산업을 차세대 성장 동력으로 발전시키려는 목적으로 추진하고 있다. KUH사업과 연계하여 민수용 파생형 개발을 성공적으로 추진할 경우, 민수 및 군수를 포함하여 연간 총 29~36대, $3.7억~$4.4억의 매출이 예상되어, 규모의 경제를 달성할 수 있다는 예측된다. (“중형급 헬기 시장 전망 및 매출 추정”, 한국항공우주학회지 제33권 제7호, ‘05.07)

국가전략에 따른 헬기 개발 및 상용화를 위해 단계별 핵심 기술 확보 전략을 수립하고, KUH 개발사업의 성공적인 추진 이후 후속헬기 사업에 핵심적인 기술을 지속적으로 확보해 나가는 노력이 필요하다. 민수 헬기의 개발을 통한 세계시장점유를 위해서는 정부의 감항당국은 국제수준에 준하는 헬기 인증시스템을 갖추어 제도적으로 감항성 인증을 지원해야 하고 개발자는 인증에 필요한 개발, 생산 및 지원 시스템을 확보하여 감항기준을 충족시키면서 비행안전을 담보할 수 있는 체계를 갖추어야한다. 더불어 BASA체결을 통해 국제적인 공인을 확보하고 유지/개선하는 것이 필요하다.



<그림 10> 국가 회전익기 개발 중장기 계획(안) (국과위 NTRM 2단계작업, '02. 11)



<그림 11> 민항기,군용기 사업일정과 개발 방식

또한, 개발 인프라 측면에서 취약한 기술 분야를 식별하여 확보하는 동시에 인증 시스템 인프라를 구축하기 위한 체계적인 접근과 민수공공 헬기 사업 분야의 성장을 도모하는 토대의 마련이 필요하다.

3. 헬기인증 인프라 구축 기획연구의 주요 내용

헬기 인증 인프라 구축 기획연구의 제안요구서(RFP)의 주요 내용은 다음과 같다.

연구과제명	헬기 인증인프라 구축 기획
1. 기획연구 목표	
○ 국제수준의 헬기 안전인증체계 구축을 위한 헬리콥터 인증 대상기종을 검토하고 인증인프라 구축 및 헬기분야 항공안전협정의 효과적 추진전략 마련을 위한 기획연구 ○ 연구개발 목표를 달성하기 위해 체계적인 추진전략 및 추진계획 수립 ○ 과제의 추진 타당성을 조사하고 활용성 사전 검증	
2. 기획연구 필요성	
○ 민수공공 헬기 안전성 입증 인증체계를 국제수준으로 견인하기 위하여 완제기 수준의 항공안전협정체결을 이룩해 헬기사업 분야의 성장 및 수출이 가능한 토대 마련 필요 ○ 본격적인 연구 과제의 추진에 앞서 대규모 예산 투입에 따른 예산 효율성과 연구개발 성공 가능성을 높이기 위해서 연구 과제의 전략적 방향성 및 실행방안을 제시할 사전 기획 필수 ○ 기획연구(타당성 조사 등 포함)를 통하여 세부 연구내용 결정 필요	
3. 연구개발 내용	
○ 헬기 인증기 대상검토 및 인증의 국내외 기술동향과 및 시장분석 - 국내외 정책, 국내 인프라(관련기관 및 기업) 및 연구개발 현황, 기술수준(현재, 과제종료 시 예상), SWOT 분석 - 해외 인증현황 및 항공안전협정 추진 사례조사 분석 - 기존 연구개발 결과/시설/장비의 활용성 검토 - 정부지원의 필요성, 시의성, 추진근거 및 상위계획과 부합성 **○ 헬기분야 인증 및 항공안전협정 추진 로드맵 수립** - 사업의 비전, 미션, 최종목표 제시 - 헬기 안전인증 인프라구축의 필요성 및 추진 과제 도출 - 우선순위 설정 및 과제별 추진 계획 수립(과제별 TRM) - 세부연구내용, 연구범위, 성과목표 설정 - 인프라구축 단계별(설계, 개발, 인증, 양산 등) 계획 제시 - 연차별 성과물 및 현장 적용 시 실효성과 가시적 효과 - 핵심 요소기술의 제시 및 연구의 가치 **○ 헬기분야 인증, 항공안전협정추진 및 인증인프라 구축방안 수립**	

- 국내와 미국(FAA), 유럽(EASA)의 헬기(Part 27, 29) 인증기준, 운항기술 기준분석 및 후보기종에 대한 적용기준안 제시
- 설계검증 및 시험평가를 위한 인증인프라 확보/구축방안 제시
- 미국(FAA), 유럽(EASA) 와 헬기 인증 및 운용을 위한 인증계획 및 항공안전협정 추진방안 수립
- 헬기 설계 인증요구서 작성

○ 중복성 검토

- 기존 연구와의 중복성 검토를 통한 중복투자 배제 및 차별화
- 특허동향 및 표준화 동향 조사

○ 기술적·경제적 타당성 검토

- 국내 관련 연구기관의 현 기술수준 및 기술 보완사항 분석
  ·기술적 문제 해결 가능성 및 해결 방안 검토
- 기술 확보 전략 제시(전문가 활용계획 포함)
- 국가 헬기 인증인프라구축 시 파급효과 및 산업연관성 분석
  ·비용/편익분석(BC분석) 포함
- 정책적 제언 및 기타 상업화지원을 위하여 필요한 사항
- 기타 기술적·경제적 타당성 측면에서 검토되어야 할 내용

○ 연구목표 달성을 위한 추진전략 및 추진체계

- 헬기 안전인증 인프라구축 시나리오 제시
- 인력 및 인프라 활용 등 추진체계 제시
- 구체적인 실용화 방안과 운영관리 등 사후연계 방안 제시
- 연구단, 사업단 등 효율적인 목적달성을 위한 과제추진형태 제시

○ 성과 목표/지표 및 선정근거 제시

- 연구목표 달성 여부를 평가할 수 있는 연도별 정량적, 정성적 성과목표, 성과지표, 선정근거 제시 (성과물 위주)
- 목표달성 평가방안 제시

○ 예산소요 및 인력투입계획수립

- 연구내용에 따라 세부과제별 연구일정, 인력투입계획 수립
- 연구내용, 일정 및 인력투입에 따른 연차별 소요예산

○ 과제 공모를 위한 RFP 도출

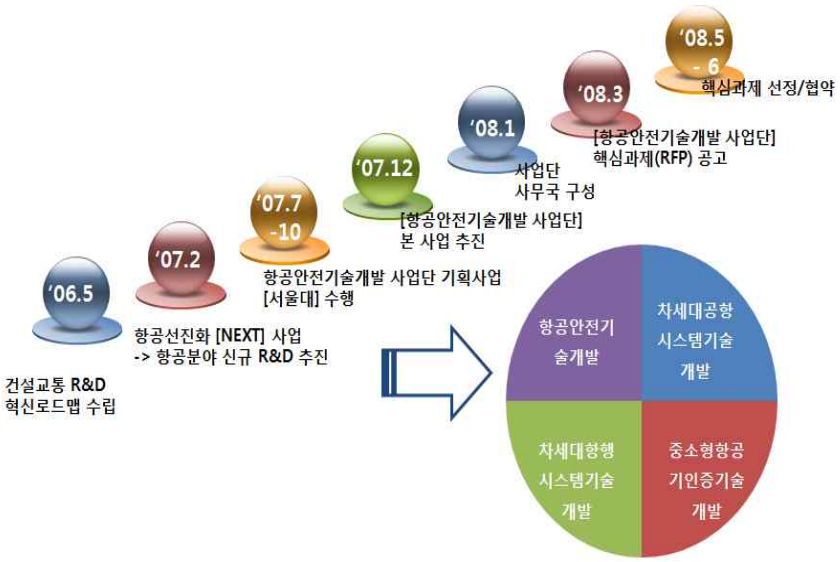
- 설정된 연구목표와 내용, 추진전략을 바탕으로 본 과제를 공모하기 위한 RFP 작성

4. 연구개발 추진전략

○ 각계 전문가 활용 (해외기술자 자문 포함)
○ 관계기관 및 수요기관의 충분한 의견수렴을 통한 활용성 확보
○ 관련사업 또는 연구추진 기관 현황분석으로 효율적 추진전략 및 추진 방안 제시

○ 기 수행되었거나 현재 수행중인 동 과제 관련 연구개발결과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함하여 추진 ○ 연구신청자는 RFP에 제시된 연구개발 내용을 기준으로 연구개발계획서를 작성하되, 과제의 목적 달성에 반드시 필요하다고 판단되는 경우, 연구내용의 일부를 수정하여 제안할 수 있음

헬기 인증시스템에 대한 선진국의 인증인프라, 제도와 규정 및 BASA 추진 사례 등을 조합적으로 검토하여 BASA체결에 필요한 요소를 식별하고 국내 헬기산업의 발전정도를 고려한 인증인프라 구축 전략의 수립이 필요하다. 범국가적인 헬기 개발 중장기 계획과 BASA체결을 위한 소형 고정익 인증기 개발사업의 추진되는 점을 고려하여 헬기 인증 시스템의 구축이 병행 추진되어야 한다. 국내에 인증은 소형 항공기, 중형 항공기 등 인증 기획 사업이 이미 완료가 되었으며, 소형 항공기 본 사업이 추진 중에 있기 때문에 이를 통한 인프라 구축을 고려하여 헬기 고유의 인증 인프라에 중점을 두어야한다.



<그림 12> 건설교통 R&D 혁신로드맵 VISION에 따른 중소형 항공기 인증기술 개발사업 추진 현황

KUH 개발사업으로 확보된 헬기개발 기술력과 국가 중장기 헬기산업 육성정책 로드맵을 고려하여 가장 합리적인 헬기기종에 대한 인증 인프라 구축에 우선순위를 두어야하나 헬기 인증인프라 구축에 막대한 예산이 필요하기 때문에 소형급, 중형급 등 다양한 기종에 대한 검토도 병행할 필요가 있다.

헬기 인증 인프라 확보를 위한 대규모 예산이 투입되기 이전 국가 예산의 투자효율성 확보 및 명확한 성과관리를 위한 사전기획이 필요하다.

○ 대규모 투자예산에 대한 효율적 성과관리 방안 수립
○ 사업의 목표 달성 여부를 명확히 관리하고 평가할 수 있는 정량적 성과지표의 수립
○ 대규모 예산 투입에 따른 예산 효율성과 연구개발 성공 가능성을 높이기 위해서 연구 과제의 전략적 방향성 및 실행방안을 제시

수립된 전략을 바탕으로 효율적인 안전/인증 인프라 구축에 필요한 세부 연구개발 과제를 도출하고 세부 과제별 목표설정 및 추진계획을 수립한 후 제안요구서(RFP)를 작성하였다. 해외기술자를 포함한 각계 전문가를 각 전문분야에 대한 전략 수립에 활용하고 관계기관 및 수요기관의 충분한 의견수렴을 통하여 실효성 있는 기획연구가 추진되었다.

제3절 연구개발 최종 목표 및 연구 범위

1. 기획 연구의 최종목표

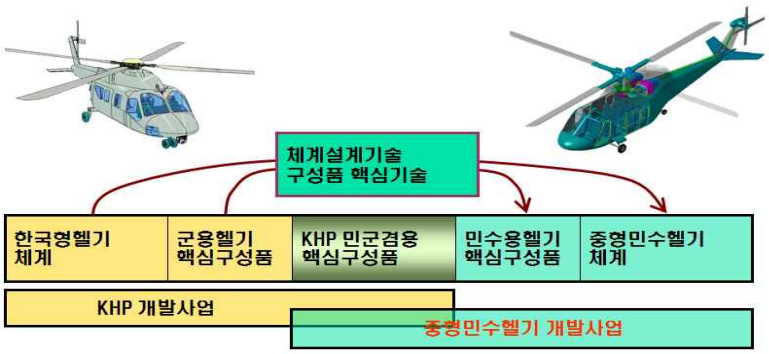
가. 최종목표

건설교통 R&D 혁신 로드맵에 따른 국제수준의 헬기 안전인증체계를 구축을 위해 국내 헬기산업 현황과 향후 전망을 토대로 최적의 헬기 안전인증체계 구축 방안을 제시하고 헬기 인증기 후보기종 선정 및 인증 헬기 개발에 필요한 연구개발 분야의 선정과 과제도출 및 세부 추진방안을 제안함으로써 헬기분야 BASA(Bilateral Aviation Safety Agreement)체결을 통한 국제 수준의 인증인프라의 효과적인 구축 전략을 도출한다.

나. 최종목표의 성격 및 설정 근거

헬기 인증인프라 구축은 범 정부부처의 사업으로 추진 중인 한국형 헬기사업(KHP)의 (1) 긴급한 군용헬기 수요의 국내개발 헬기로 대체, (2) 국내 헬기 산업 기술 경쟁력 제고를 통한 민수헬기의 국내 독자개발 및 공격헬기를 포함한 KHP 후속기종의 국내 개발 이라는 국책사업의 목표 달성을 제도적으로 뒷받침하기 위해 필수적인 사업이다. 따라서, 헬기 인증 인프라 구축 사업의 효과적인 추진을 위해 다음과 같은 정부정책 및 추진방안을 강구하여야 한다.

- ○ 소형 항공기급 BASA인증기 개발사업의 고정익기 안전인증체계 구축수준
- ○ 헬기 고유의 기술특성과 관련, 추가적으로 필요한 인증 인프라의 식별
- ○ 한국형 헬기(KHP)개발 사업 종료 후 헬기기술의 기술 확보 수준
- ○ 인증기 개발에 필요한 미확보 핵심기술의 확보방안
- ○ 국내 시장 및 세계시장 선점을 위한 국내외 민수헬기의 시장성 분석



<그림 13> KHP 후속 기종 국내 개발 사업

연구의 최종목표 달성을 위해서는 인증헬기의 개발을 통한 BASA체결이 필수적이며 이를 위해 다음의 세부 항목에 대한 연구를 포함하게 된다.

- ○ 국내확보기술 및 시장성 분석을 토대로 최적의 경제적인 인증헬기 개발전략
- ○ 헬기 형식인증 기준 분석
- ○ 기 개발되어 있거나, 현재 진행 중인 고정익 항공기안전기술개발사업의 성과의 효과적인 활용방안
- ○ 헬기 핵심 개발기술의 개발, 적용 관련 최근의 헬기 개발 기술 동향 분석
- ○ 경제적인 헬기 안전인증체계 구축을 위한 인증헬기 대상 기종을 검토
- ○ 개발 헬기 인증에 필수적인 설계검증 및 시험평가 기술의 확보 전략
- ○ 기 확보된 시험평가 시설 및 장비의 활용방안
- ○ 국가의 정책적 지원이 필요한 분야의 식별

이를 통해 국내에서 개발 중인 한국형헬기사업(KHP)으로 축적되는 헬기개발기술을 활용하여 민수용 헬기의 형식증명, 부가형식증명, 제작증명 그리고 감항증명에 이르는 항공기급 안전인증체계를 구축하고 미국, 유럽과의 상호항공안전인증협약(BASA: Bilateral Aviation Safety Agreement)을 체결함으로써 국내 민수 헬기 수요를 충족함은 물론이고 세계시장에 진출할 수 있는 기반을 구축할 수 있을 것이다. 헬기 선진국과의 BASA체결은 국제적 수준의 헬기 안전인증 기술의 확보를 전제로 BASA체결 대상국가와의 긴밀한 협력을 통하여 이루어질 수 있기 때문에 이들 국가의 인증절차, 인증기준 및 BASA체결 현황 등에 대한 종합적인 검토를 통해 헬기 안전인증 시스템 구축을 위한 전략수립이 이루어져야 한다.

다. 최종 성과목표

(1) 최종 성과목표/성과지표

<표 10> 최종 연구 성과목표/성과지표

성과목표	성과지표		측정방법	최종 목표치	가중치 (0~1)	목표치 설정 근거
1. 국내 외 헬기 시장, 연구개발 현황 및 국가 정책 분석	1-1	국내외 헬기 시장 전망 조사	조사결과의 객관성	1	0.04	
	1-2	헬기 핵심 개발기술의 개발, 적용 관련 최근의 헬기 개발 동향 분석	전문가 의견 반영 여부	1	0.04	
	1-3	국가정책 분석	헬기 정책 반영	1	0.04	

2. 국내 헬기 산업의 확보기술 수준 분석	2-1	헬기 기술 분야별 기술 확보 수준	분석결과의 객관성	1	0.03	
	2-2	미확보 핵심기술의 식별	식별결과의 객관성	1	0.03	
	2-3	미확보 핵심기술의 확보방안, 국내개발 가능성 및 국외 기술지원 필요여부 분석	분석결과의 객관성	1	0.03	
	2-4	기존 연구결과, 시설 및 장비의 활용성 평가 및 추가 확보가 필요한 인프라식별	식별결과의 객관성	1	0.03	
3. 헬기 선진국(제작국)의 헬기 인증체계분석	3-1	FAA 및 EASA 인증절차 분석	분석결과의 충실성	1	0.05	
	3-2	FAA 및 EASA 인증기준(Part 27, 29) 분석	분석결과의 충실성	1	0.05	
	3-3	FAA 및 EASA의 외국 감항당국간 항공안전협정 추진 사례조사 및 분석	TSO인증 절차 및 방안 포함여부	1	0.06	
4. 헬기 인증 체계 구축 및 항공안전협정 추진 로드맵 수립	4-1	인증체계 구축을 위한 시나리오 제시	시장개척, 시장성 및 정부정책을 포함한 시나리오 제시	1	0.06	
	4-2	인증기 대상 검토 및 인증기 개발 계획수립	인증기 후보선정 여부	1	0.06	
	4-3	설계 검증 및 시험평가를 위한 인증인프라 확보 및 구축 방안	기존 확보 인프라 식별 결과를 활용한 부족 인프라 확보방안 제시	1	0.06	
	4-4	FAA 및 EASA의 헬기 인증을 위한 인증계획 수립 방안 수립	Avionics, SW등의 TSO 포함한 인증방안제시	1	0.06	
	4-5	FAA 및 EASA와의 상호항공안전협정 (BASA) 추진 방안 수립	FAA 혹은 EASA와 협력선 대상 선정	1	0.06	

5. 과제 공모를 위한 RFP 도출	5-1	헬기 인증인프라 구축을 위해 필요한 추진 연구 개발 분야 식별	1~4항의 연구결과와 논리적 연관 여부	1	0.06	
	5-2	연구 분야별 연구목표, 내용 및 추진전략의 제시	제시된 내용의 충실성	1	0.06	
	5-3	연구 분야별 일정, 인력 및 예산소요 계획 수립	계획수립여부	1	0.06	
	5-4	연구 분야별 본 과제를 공모하기 위한 RFP 작성	RFP작성여부	1	0.12	

(2) 성과지표 설정의 타당성 및 근거

본 기획연구의 최종 목적인 헬기 안전인증 시스템 구축을 위한 전략수립 및 과제 공모를 RFP 도출을 위해 성과목표를 설정한다. 설정된 성과목표별 세부 연구업무를 도출하였으며, 각 세부 연구업무는 유기적인 연관을 가지고 수행함으로써 설정된 성과지표는 연구목표의 달성을 위해 합리적으로 설정되었다.

<표 11> 최종연구 목표 및 연구분야

구 분	내 용	목 표
최종 목표	▷ 국제수준의 헬기 인증인프라 구축을 통한 헬기분야 항공안전협정 체결 사업의 추진 타당성/활용성 검증 ▷ 국내 헬기 개발기술 확보수준 평가, 부족 기술/인증인프라 확보방안 검토 ▷ 인증 대상 헬기 기종 검토를 통한 사업의 효과적 추진전략 및 추진계획 수립 ▷ 본 과제 추진을 위한 세부 연구과제 도출 및 제안 요구서 작성	▷ 민수 헬기 분야 안전인증 인프라 구축 및 BASA체결을 위한 전략/계획 수립과 세부 추진과제 도출
연구개발 분야별 내용 및 목표	▷ 국내외 헬기 시장, 연구개발 현황 및 국가 정책 분석	▷ 중장기 헬기산업정책에 부합성 및 사업추진의 당위성 확보
	▷ 국내 헬기 산업의 확보기술 수준 분석	▷ 헬기개발기술 확보수준 평가를 통한국내 부족 개발기술의 확보방안 도출

	▷ 헬기 선진국(제작국)의 헬기 인증체계분석	▷ 국제수준의 헬기 인증기준/인증체계의 이해와 확보 전략 수립
	▷ 헬기 인증체계 구축/항공안전협정 추진 로드맵 수립	▷ 인증헬기 개발을 통한 효율적인 인프라구축 및 BASA 체결 로드맵 개발(인증헬기 후보기종 선정/개발전략 포함)
	▷ 과제 공모를 위한 RFP 도출	▷ 사업목적에 부합하는 추진과제 제안

2. 연구 분야별 세부 연구 내용

<표 12> 연구 분야별 세부 연구 내용

구분	세부 연구 내용	담당기관
국내외헬기시장, 연구개발 현황 및 국가 정책 분석	국내외 헬기 시장 전망 조사	KAIST
	헬기 핵심개발 기술의 개발, 적용 관련 최근의 헬기 개발 동향분석	KAIST
	국가 정책추진 방향 및 전략 분석	KAIST
	기술적, 경제적 예비 타당성 검토	KAIST
국내헬기산업의 확보기술수준 분석	헬기기술 분야별 기술확보 수준	KAIST
	미확보 핵심기술의 식별	KAIST
	미확보 핵심기술 확보 방안, 국내개발 가능성/국외 기술지원 필요 여부 분석	KAIST
	기존 연구결과, 시설/장비의 활용성 평가 및 추가 확보가 필요한 인프라식별	KAIST
헬기선진국(제작국)의 헬기 인증 체계분석	FAA/EASA 인증절차 분석	KARI
	해외 인증현황 및 항공안전 협정추진 사례조사 분석	KARI
	FAA/EASA 인증기준 (Part 27,29) 분석	KARI

	FAA/EASA 의 외국 감항당국간 항공안전 협정 추진 사례조사 및 분석	KARI
헬기인증체계 구축/항공안전 협정 추진 로드맵 수립	인증체계 구축을 위한 시나리오 제시	건국대 /KARI
	인증기 대상 검토 및 인증기 개발계획 수립	부산대
	설계검증 및 시험평가를 위한 인증인프라 확보 및 구축방안	부산대 /KARI
	FAA 및 EASA의 헬기 인증을 위한 인증 체계 분석	건국대 /KARI
	FAA 및 EASA와의 상호항공안전협정(BASA) 추진 방안 수립	건국대 /KARI
	헬기 안전인증 인프라 구축의 필요성 및 추진 과제 도출	KARI/ 건국대
과제공모를 위한 RFP 도출	헬기 안전인증 인프라 구축을 위해 필요한 연구개발 분야 식별	건국대 /KAI
	연구 분야별 연구목표, 내용 및 추진전략 제시	건국대
	연구 분야별 일정, 인력 및 소요예산 계획 수립	건국대
	연구 분야별 본 과제 공모를 위한 RFP 작성	건국대 /KAIST

가. 국내외 헬기 시장, 연구개발 현황 및 국가 정책 분석

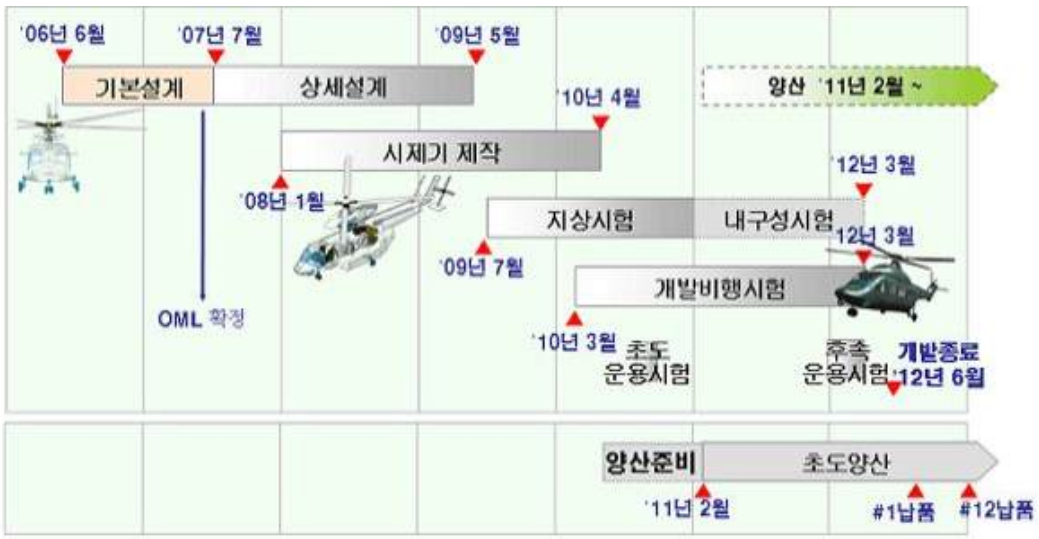
(1) 국내외 헬기 시장 전망 조사

헬기개발은 막대한 개발비용으로 인해 개발의 필요성은 오래전부터 인식되고 있었으나 시급한 군용헬기 수요를 충족시키려는 목적으로 추진되고 있는 한국형 헬기개발(KHP) 사업이 우리나라 최초의 사업이다. 우리나라는 세계 5위권의 군용헬기 보유국이면서 고유 헬기모델을 가지고 있지 않은 유일한 국가로 연 1조원 규모로 막대한 수출입 무역불균형이 발생하여 국가 경제발전을 저해하는 요소로 작용해 왔으며 헬기개발기술 확보의 당위성은 다음 그림으로 요약된다.



<그림 14> 헬기사업의 추진 당위성과 필요성

국내에서는 향후 30년간 군용 헬기 약 500대, 민수 헬기 400 여대 등 신규 및 대체 국내수요 발생을 추정하고 있다. 특히, 산림청, 경찰청 등 중앙정부 및 지방정부 등 공공부분의 민수헬기 수요가 급증하는 현실을 고려하여 헬기 독자개발 기술능력을 확보하고 향후 국내 민간 및 군용 헬기 수요를 충족시키는 동시에 개발된 헬기를 수출함으로써 2020년경 세계 6위권 헬기산업국으로 성장시키는 것이 한국형 헬기(KHP) 개발 사업에 범부처가 참여하여 국책사업으로 추진하는 근거가 된다. 민수헬기 개발을 통한 국내 민수헬기 수요의 충족과 수출을 통한 국가 경쟁력 재고를 위해서는 헬기 안전인증 시스템의 구축과 인증헬기 개발을 통한 BASA체결이 전제되어야한다. 이를 위해 본 연구에서는 민수헬기에 대한 국내외 시장전망을 조사하여 인증 대상 헬기의 후보 기종 선정에 활용할 계획이다.



<그림 15> 한국형 헬기(KHP) 개발 일정

시장조사는 KHP개발사업 추진 위해 연구된 “민수/군용헬기 개발사례 및 민군 헬기 연계개발방안(한국국방연구원, 2004)”내용과 한국항공우주연구원의 “항공안전기술 개발사업”의 연구결과를 활용하여 연구의 중복성을 피하고자 한다. 시장조사는 인증헬기 개발 후 국내 및 해외시장 진출하여 시장점유를 하여 수출산업화에 기여할 수 있는 최적의 개발 후보기종을 제안하는데 활용하는 것이 주요 목적이다. 국내 헬기 연구개발 현황에 대한 조사의 목적은 기 추진되었거나 추진 중인 헬기산업 관련 확보된 개발 인프라 분석의 자료로 활용하기위한 목적이 있으며 이를 통해 경제적인 개발방안을 제시하는 것을 목표로 한다. 국내 연구개발 현황 파악을 위해 다음과 같은 주요 사업을 검토할 계획이다.

- ○ 군용헬기 기술도입생산사업(500MD, UH-60, BO-105, Lynk 성능개량사업)
- ○ 군용헬기 개조개량 사업
- ○ 추진 중인 헬기 개발사업 (한국형헬기사업, 스마트 무인헬기)

이들 연구개발 현황분석은 사업의 규모, 사업형태 및 부족한 핵심기술의 해외도입 현황 등을 파악하여 핵심 애로기술을 분석하고 해당기술의 확보수준 평가에 활용할 계획이다.

(2) 헬기 핵심 개발기술의 개발, 적용 관련 최근의 헬기 개발 동향 분석

고정익 항공기 개발기술은 핵심기술까지를 포함하여 높은 수준의 기술이 확보되어 개발에 활용되고 이는 반면 헬기 개발 기술은 로터 회전에 따른 공기역학적, 동력학적 현상 등 많은 영역에 있어 아직까지 물리현상에 대한 이해의 수준이 낮다. 이와 같은 이유로 인증의 측면에서 비행성능, 비행안정성 및 조종성 및 로터동력학 분야 등 헬기 고유 기술과 관련된 분야의 인준기준에 대한 어떠한 해석적인 입증방법도 인증의 수단으로 허용되지 않으며 성능차트 작성을 위한 소프트웨어도 실험결과를 활용하여 타당성을 보여야하는 것이 현재의 헬기기술 수준이다. 또 다른 측면에서는 고정익과 달리 헬기는 저속비행이 가능하고 제한된 공간에서의 이착륙이 가능한 특성이 있어 거주지나 인구밀집 지역의 운용이 가능하기 때문에 공력소음 등을 포함한 환경적인 요소가 인증의 주요 요소로 작용하게 된다.

최근에는 주로 소음, 진동등을 능동적으로 제어하여 탑승안락감의 개선, 저소음 운용을 통한 민원 개선 및 핵심구성품의 수명연장을 통한 운용 안전성 개선 등이 핵심적인 기술 분야로 연구되고 있으며 이들 분야의 기술력은 인증기준의 상향조정과 세계시장 선점을 위한 필수적인 기술 분야가 되고 있다. 본 연구에서는 이러한 핵심기술의 개발동향 및 헬기개발에 적용 사례 검토 등을 통하여 관련기술에 대한 연구개발을 제안함으로써 상향되고 있는 인증기준에 대응하고 이 분야의 기술력 확보를 통해 세계 헬기시장의 선점가능성을 증대시킬 수 있는 방안을 모색할 것이다.

(3) 국가정책 추진 방향 및 전략 분석

한국형 헬기 개발사업의 주된 목적의 하나로 군용 상용급 헬기(utility helicopter) 개발 후 민수용 헬기로의 전환개발이 목적이나 이러한 목적 달성에는 여러 가지 제한요소가 있다. 우선, 군용 항공기(KT-1, T-50) 수출에 있어서도 수입대상국 소요군의 요구조건 및 감항 인증기준이 한국군과 다르기 때문에 가격 경쟁력 외에 인증의 문제를 해소해야 하는 어려움이 예상된다. 국내개발 군용 훈련기 KT-1의 경우에는 FAR-23 의 제반조건을 만족시킴을 보이기 위해 이태리 감항당국으로부터 형식적인 인증을 획득함으로써 수출이 가능하였다. 현재 개발 중인 한국형 헬기의 경우에도 설계단계에서 군의 감항 요구조건과는 별도로 FAR-29의 제반 조건을 충족함을 보임으로써 KT-1의 수출에서 경험한 어려움을 극복하고자 노력하고 있다.

그러나, 민수용 전환 개발은 이러한 형태의 형식적인 설계인증을 통해 형식승인이 획득될 수 없다. 미 공군은 “민간 감항당국인 FAA와 중복되는 인증활동을 피하기 위해 FAA 인증을 인정할 수 있다”는 내부 방침을 정한 바 있고 인증비용을 절감하기 위해 FAA인증을 받도록 요구하는(초등훈련기 T-6A) 사례와 같이 군용 항공기에 대해 민간 감항당국의 인증을 허용하는 사례가 있다. 그러나, 역으로 수요군의 인증을 민간 감항당국에서 인정하는 사례는 없다. 이는 현행법 상 불가한 민간 헬기 인증 행위에 속하고 항공기 수입국 감항당국의 인증을 받을 수 없다는 문제점도 있다.

따라서, 국내 개발 군용헬기의 수출과 민수헬기 개발을 통한 세계시장 진출을 위해 헬기 안정인증 체계의 구축과 BASA체결은 필수적인 사항이다. 한편, 한국정부의 항공기 안전인증 체계는 수입 인증 및 운용에 관련된 지원체계도 많은 제도적인 보완이 필요한 사항이다. 이와 같은 지원체계와 지도 보완은 아래와 같이 이루어졌다.

- 2001년 FAA로부터 항공안전 2등급 판정을 받은 후 항공청 신설을 추진하였으나 무산되었고, 이후 국가 항공안전 전반에 대한 담당기관으로 항공안전본부가 2002년8월에 신설됨
- 2000년 국제민간항공기구(ICAO)의 안전점검 및 2001년 미연방항공청(FAA)의 항공안전평가 등을 통해 도출된 항공안전 관련 기준과 제도 등의 미흡한 점을 지속적으로 보완하여 항공안전감독관 제도, 운항증명제도 및 공항운명증명제도 등을 신설하였고, 사고 잠재 요인 분석시스템 구축 및 기술 표준품 형식승인제도 등을 도입
- 또한 2003년 12월에는 항공법의 일부개정을 통해 제37조의2항(항공안전기술개발계획의 수립, 시행)을 신설하였다. 항공법 제37조의2항(항공안전기술개발계획의 수립, 시행)에는 “국토해양부장관은 항공안전기술의 발전을 위하여 다음 각 호의 사항을 포함한 항공안전기술에 관한 개발계획을 수립·시행 하여야 한다.” 라고 규정

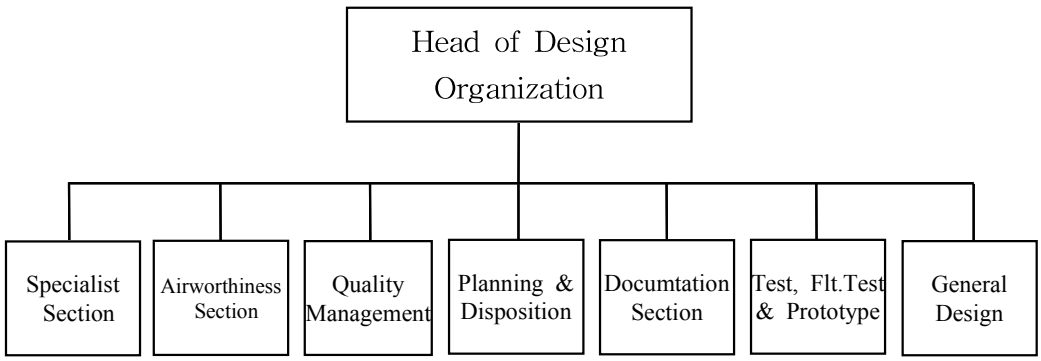
▷ 항공운항기술의 개발에 관한 사항
▷ 항공안전 분야 종사자의 육성에 관한 사항
▷ 항공교통관제기술의 향상에 관한 사항
▷ 그 밖에 항공안전기술의 발전에 필요한 사항

본 연구에서는 소형 항공기급 BASA인증기 개발 사업 및 한국형 헬기 개발사업 등과 관련하여 민수헬기의 개발과 이를 제도적으로 지원할 수 있는 헬기 안전인증 체계 구축 전략을 제시하고자 한다.

나. 국내 헬기 산업의 확보기술 수준 분석

(1) 헬기 기술 분야별 기술 확보 수준

헬기 기술 분야별 기술 확보 수준을 평가하기 위해 EASA의 승인을 획득한 유로콥터 독일(ECD)의 설계조직 매뉴얼(DOM: Design Organization Manual)을 헬기 개발 인프라 분석의 모형으로 사용하여 기술 확보 수준을 개략적으로 평가할 수 있다.



<그림 16> 유로콥터 독일(ECD)의 상위 설계조직

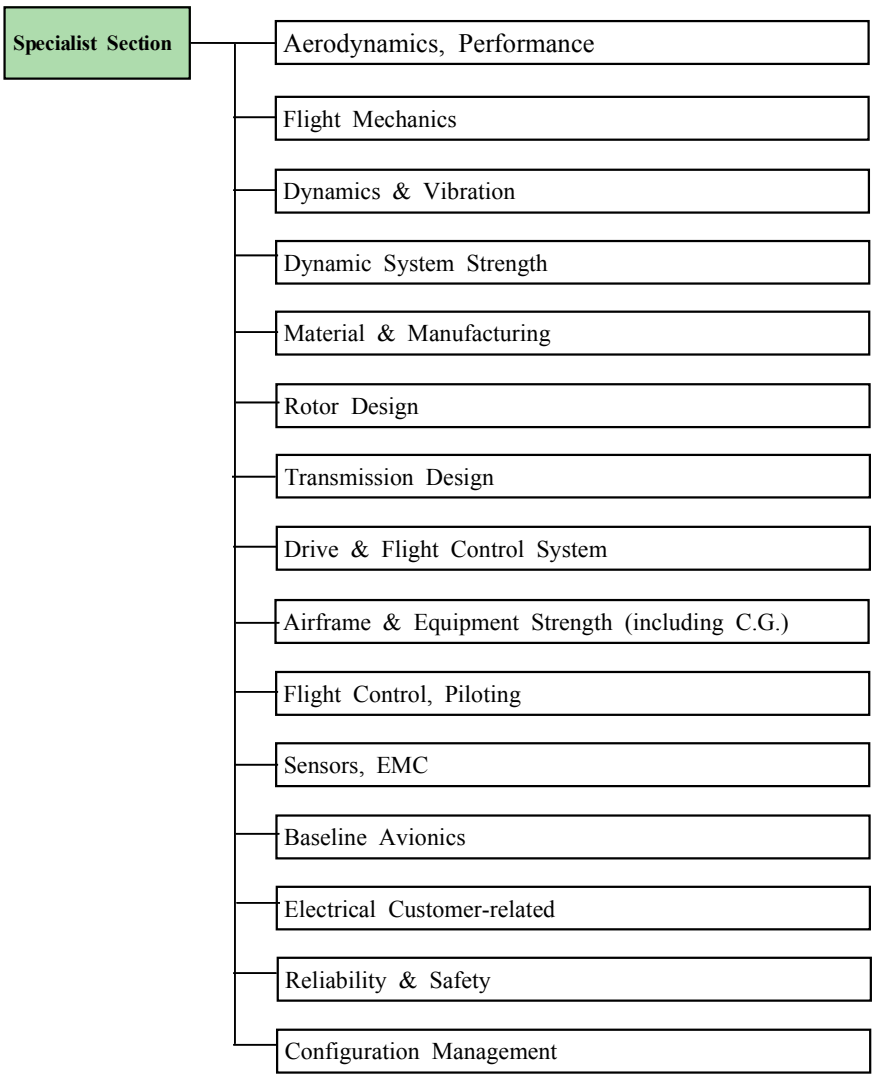
유로콥터 독일(ECD)의 설계 조직은 다음과 같은 상위 조직을 포함하며 헬기 고유의 기술분야를 담당하는 별도의 Specialist Section에 포함되어 있다는 점이 고정익 항공기 설계 조직과 가장 차이를 보인다. 국내의 경우 KT-1, T-50 및 한국형 헬기 개발사업 추진 등을 통해 항공기 개발 인프라가 상당부분 확보된 상황이나 헬기고유의 기술분야에 대한 확보기술이 없어 유로콥터사 와의 기술협력을 통해 KUH 개발을 수행하고 있으며 사업기간에 대한 고려 및 개발비용 등의 문제로 다음과 같은 주요 핵심 개발기술은 유로콥터가 수행한다.

○ 헬기 체계개발기술
○ 로터, 트랜스미션 및 동력전달계통의 기본설계, 상세설계
○ 트랜스 미션 제작 및 시험평가기술

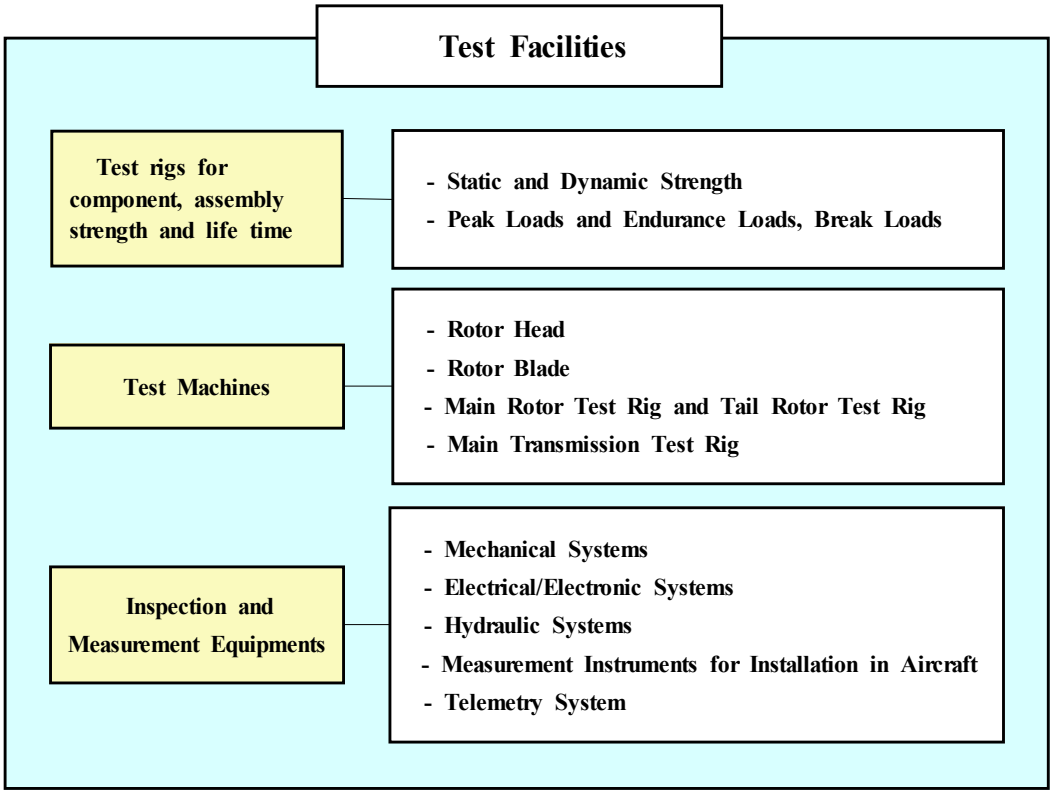
○ 자동비행조종 시스템 개발

이들 핵심 기술 분야는 향후 군용헬기의 독자개발 및 민수헬기 개발을 위해 필수적인 기술분야로 대부분 specialist section의 연구개발 능력과 연관을 갖는다. 헬기 개발 위한 실험장비는 다음의 주요특성을 가지고 있다.

○ 대부분의 주요 장비는 개발대상 헬기에 따라 별도의 장비 개발을 필요로 하며 신규개발 시 non-recurring cost의 상당 부분을 차지함.
○ 이러한 장비는 시장품(OTS) 형태의 구매가 불가하며 개발과 운용을 위해서는 장기간의 개발 및 운용경험을 바탕으로 관련 기술의 수준을 개선하고 유지할 수 있어야함.
○ 국외 유수 개발업체 등으로 부터의 기술이전이 어려움.



<그림 17> specialist sections



<그림 18> Test Facilities

본 연구에서는 헬기 안전인증체계 구축을 위한 인증 헬기 개발에 필요한 핵심기술을 식별할 계획이다. 핵심기술 분야에 대한 식별은 앞 절에서 언급한 국내 헬기 개발사업 내용을 토대로 개발 사업에 참여 경험이 있는 국내 전문가의 기술자문을 통해 객관화할 계획이다. 핵심기술 식별의 최종목표는 인증헬기 개발 시 부족기술을 식별하고 이러한 핵심기술 확보방안 및 확보비용 등의 추산에 활용하는데 있다.

(2) 미확보 핵심기술의 식별 및 확보방안

미확보 핵심기술의 식별은 설계개발 인프라의 확보수준 평가를 통해 헬기 안전인증체계 구축 가능성과 구축전략을 제시하는데 목적이 있다. 국내 독자확보 가능 기술과 해외의 기술지원이 필수적인 기술 분야의 식별은 전체적인 사업 추진체계와 전략 마련을 위해 필수적인 사항이다. 본 연구기관에서 수행한 연구“헬리콥터 로터 시스템 핵심기술 및 통합 성과관리”(‘06. 8.～’08. 12. 연구책임자 : 유영훈, 연구원 : 변영환, 이재우, 김창주, 발주처:한국항공우주연구원)를 통해 파악된 기술 확보수준은 다음과 같다.

[범례]
항공기의 구분
H : 헬기 고유의 기술 분야
A : 일반적인 항공기 개발에 적용할 수 있는 기술 분야
확보 기술수준의 구분
O : 확보기술로 지금까지의 고정익기 개발 경험 (KT-1, T-50) 및 항공기 사업경험을 고려하여 상당부분 확보된 것으로 판단
X : 미확보
△ : 부분적 확보
미확보 기술의 기술지원처의 구분
HC : 헬기 고유기술로 국외체계업체의 기술지원이 필요한 기술분야
AV/EL : 항공전자 전문 국외업체의 기술지원이 필요한 기술분야
AV : 일반 범용 항공기 개발기술

<표 13> 설계 개발 인프라 속성, 기술 확보 수준 판단 및 기술 확보처

Development infra -structure (Department Work Package and Facilities)	Category	Tech. Level	Technical Support
(1-1) Aerodynamics, Flight Performance, Acoustics	H	△	HC
(1-2) Flight Mechanics, Loads	H	X	HC
(1-3) Dynamics and Vibration	H	X	HC
(1-4) Dynamic System Strength	H	X	HC
(1-5) Material and Manufacturing Technology	H	X	HC
(1-6) Rotor Design	H	X	HC
(1-7) Transmission Design	H	X	HC
(1-8) Drive System Design Flight Control System Design	H	X	HC
(1-9) Airframe and Equipment Strength including Masses and C.G.	A	O	HC
(1-10) Flight Control, Piloting	H	△	HC
(1-11) Sensors, EMC	A	△	AV/EL
(1-12) Baseline Avionics	A	△	AV/EL
(1-13) Electrical System and Customer-Related Avionics	A	O	-

(1-14)	Reliability and Safety	A	O	-
(1-15)	Configuration Management	A	O	-
(2-1)	Airworthiness	A	△	HC
(3-1)	Airframe Design and Integration	A	O	-
(3-2)	Engine Inst'l, Fuel System, Lubrication and Cooling System	A	O	-
(3-3)	Design Basic and Option Equipment	A	O	-
(3-4)	Electrical System	A	O	-
(3-5)	Airframe and Equipment Strength	A	O	-
(3-6)	Masses, C.G	A	O	-
(3-7)	Avionics for Customer H/C (except IFR Equip.)	A	O	-
(4-1)	Flight Test Engineers	H	△	HC
(4-2)	Test Pilot	H	△	HC
(4-3)	System and Component Test	H	X	HC
(4-4)	Analysis	H	X	HC
(5-1)	Flight Manuals	A	△	HC
(5-2)	Technical Documentation	A	△	HC
(6-1)	Quality Management	A	O	-
(7-1)	Revision service	A	O	-
(8-1)	Metal Processing Facilities	H/A	△	HC
(8-2)	Composite Material Processing Facilities	H	X	HC
(8-3)	Electrical System Development Facilities	A	O	-
(8-4)	Avionics System Development Facilities	A	O	-
(8-5)	Hydraulic System Development Facilities	A	O	-
(9-1)	Test Rigs for Component Testing Assembly Strength and Lifetime	H/A	△	HC
(9-2)	Test Machines for Rotor System and Transmission	H	X	HC
(9-3)	Inspection and Measurement Equipments	A	△	-

본 연구에서는 KHP 개발사업 종료 후 예산되는 기술 확보 수준을 분석하기 위해 KHP 체계개발업체의 의견과 국내 헬기개발 전문가의 기술자문을 통해 기술 확보 수준을 객관화할 계획이다. 미확보 핵심기술은 우선적으로 국내 독자개발 가능성을 파악하고 사업비용 및 사업기간 등을 고려하여 해외 업체의 기술지원 방안까지를 고려할 예정이다. 특히, 해외 기술지원 사항이 국내 헬기 안전인증체계 구축에 부정적인 영향을 주지 않는 전략적인 고려가 필요하다.

(3) 기존 연구결과, 시설 및 장비의 활용성 평가 및 추가 확보가 필요한 인프라식별

고정익기 관련기술에 대해서는 그동안의 국내 항공기 개발 및 생산 사업을 통하여 상당 부분의 설계 개발 인프라가 확보된 것으로 평가 할 수 있으나 회전익 항공기 고유의 기술 분야에 대해서는 기술도입 생산, 절충교역과제 등을 통해 부분적인 기술의 확보가 이루어져 왔다. 그러나 한국형 헬기개발사업을 제외한 대부분의 사업에서도 로터블레이드, 트랜스미션 및 드라이브 계통 등의 헬기핵심 구성품은 설계기술은 물론이고 제작 및 시험평가 기술 등도 확보가 거의 이루어지지 않았다.

한국형 헬기 사업에서는 블레이드, 허브 등의 구성품은 생산기술의 이전을 통해 국내 생산이 가능한 정도의 기술이 확보될 것으로 예산되나 트랜스미tus 등 고가의 핵심구성품은 여전히 확보해야할 기술 분야이다. 미확보 개발 인프라의 대부분은 로터, 트랜스미션을 포함한 dynamic system의 개발과 관련을 가지고 있으며, 관련 기술은 단기간에 확보될 수 있는 성격이 아니어서 장기적인 안목의 전략 수립을 바탕으로 확보노력을 해야 할 것으로 판단된다.

한국형 헬기 사업은 개발 및 양산을 목표로 추진하는 관계로 생산과 관련된 상당 부분의 개발 인프라가 추가적으로 확보될 것으로 판단하나, 해석, 성능입증 및 시험평가, material 및 special process 등과 관련된 분야의 독자 기술력이 추가로 확보가 되어야 KHP의 성능개선을 통한 수출 및 후속 민수헬기 개발사업의 원활한 추진이 가능할 것이다. 이를 위해서는 개별 설계 개발 시스템을 구성하는 세부 인프라에 대한 추가적인 검토를 바탕으로 확보 대상 인프라를 구체화 하는 작업을 병행해야 하여 추진되어야 한다. 특히, 제한된 인적자원과 예산 등을 고려하여 범국가적 차원에서 이들 인프라를 경제적으로 구축할 수 있는 방안을 마련함과 동시에 산학연 공동의 전략적인 협조체제를 효과적으로 활용하고 기술선진국과의 기술적 연대를 모색하여야 한다.

한국형 헬기 개발 사업에서는 국내의 연구소 및 대학 등에서 다양한 분야의 위탁연구 과제를 수행한 바 있으며 이들 위탁연구는 진행 중인 KHP사업을 지원하고 후속헬기 개발에 선행하여 필요한 기술개발을 확보하는데 목적이 있으며 이들 연구결과에 대한 활용성 검토도 이루어져야 한다.

<표 14> 한국형 헬기 개발사업 참여기관 현황

국내 참여업체 (19)	국외참여업체 (10)	국외체계업체(1)
KAI, Hanhwa, Nex1Future, Firsteck, Dongmyung, Wia, S&T, Samsung Tech win, Withus, Samsungthales, OrientalCo, KAES, KoreanAir, Sungjin Techwin DawinFriction, VisionInotech, HyundaiJcomm, Dodam, Dusan 인프라 Core	Smith Aerospace(U.K), APPH(U.K), GKN Aerospace(U.K), GE(U.S), Eaton Aerospace(U.S), EADS(France), Thales(France), Elbit(Israel), Elisra(Israel), Autoflug(Germany)	EC(France)

※ 기타 : 47개업체, 18개 대학, 10개 연구기관

본 연구에서는 한국형 헬기개발사업뿐만 아니라 국내 각 기관에서 수행된 연구결과 등을 종합적으로 검토하여 활용 가능한 인프라를 식별할 계획이다.

다. 헬기 선진국(제작국)의 헬기 인증체계분석

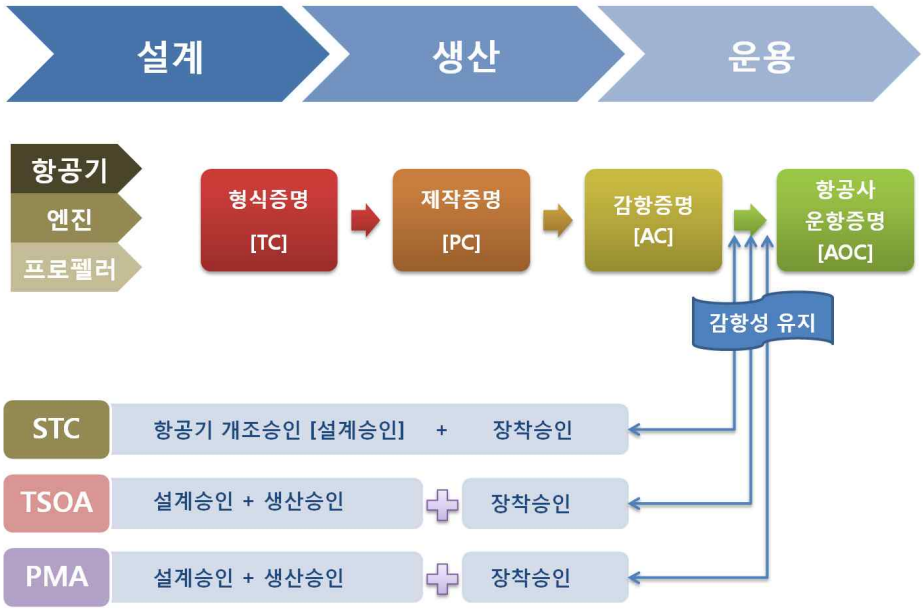
(1) FAA 및 EASA 인증절차 분석

세계 주요국은 ICAO 국제기준에서 요구하는 항공기 인증요건(Airworthiness of Aircraft)에 부합하고 자국의 항공안전 수준을 향상시키기 위하여, 각 감항당국에서 항공기 인증 시 적용하는 기술 기준을 법규로 제정하고 있다. 미국의 경우, 연방항공규칙(FAR: Federal Aviation Regulations) 및 연방규정집(CFR: Code of Federal Regulations)에 의해 각급 항공기의 인증 절차 및 요건을 규정하고 있으며, 교통부 산하의 감항당국인 FAA 산하에는 항공기 인증국(Aircraft Certification Service)을 비롯한 1,000여명의 대규모 전담기관을 운영함으로써 체계적으로 인증업무를 수행하고 있다.

미국의 경우 자국으로의 수입 항공기에 대해 BASA 미체결국의 항공기를 인증하지 않음을 법에 명시하고 있다(FAR Part 21) 미국의 감항당국 FAA 및 EU 감항당국 EASA의 감항승인은 곧 세계적인 인증획득의 효과를 나타내 미국/EU 외의 국가와의 BAA체결과 인증 획득이 용이해짐. 따라서 세계 헬기 시장의 점유를 위해서는 이들 국가와의 BASA 체결이 필수적이다. BASA의 체결은 수출국 개발업체의 기술수준과 수출국 정부의 인증능력에 따라 체결 여부가 결정되기 때문에 국제 수준의 인증조직, 인증 시스템 및 인프라의 구축이 필요하고 국내 개발업체는 헬기 개발에 필요한 핵심기술의 기술력을 국제적으로 공인받을 수 있는 수준으로 확보하여야 한다.

유럽은 기존 유럽연합 항공국 (JAA: Joint Airworthiness Authorities) 의 인증 업무를 보완/강화하기 위해 2003년 유럽항공안전기구(EASA:EuropeanAviation Safety Agency)라는 새로운 기구를 설립하고, 기술기준도 유럽연합 항공안전요구조건(JAR: Joint Airworthiness Requirements)에서 인증규격(Certification Specification) 체계로 전환하고 있다. JAA는 법적 구속력이 없는 반면, EASA는 법적 구속력을 가진 행정기구로 새로운 항공기에 대한 감항 지시가 가능하다.

민수용 항공기 인증에 적용되는 규정은 각 나라마다 법으로 제정되어 있으며, 법규에 규정된 내용은 특징은 경제성에 입각한 항공기 운용의 안전성을 중점적으로 기술하고 있으며 형식 증명(Type Certification), 생산 증명(Product Certification)및 감항 증명(Airworthiness Certification)의 3단계를 통해 민수용 항공기에 대한 인증을 확보하도록 요구하고 있다.



<그림 19> 단계별 항공기 인증 프로세스

본 연구에서는 항공선진국의 인증절차 분석을 통하여 각국의 정책적인 틀을 이해하고 BASA체결에 필요한 인증체계 구축 전략에 활용할 계획이다.

(2) FAA 및 EASA 인증기준(Part 27, 29) 분석

미국의 연방항공국(FAA)과 유럽(EASA)에 있어서 회전익기(Rotorcraft)에 대한 규정은 보통분류(Normal category)인 FAR Part27 ,CS Part27과 수송분류(Transport category)인 FAR Part29, CS Part29에 명시되어 있다. 보통분류에 적용되는 규정은 Part27의 Sec.27.1에 명시되어 있는데,최대중량(maximum weights)과 승객 좌석수를 기준으로 구분된다. 헬기에 대한 감항을 보통분류로 적용받기 위해서는 최대중량 6,000lbs이하면서 승객 좌석수 9 이하였으나, 1999년 12월 8일 공포

된 규정에 의하여 최대중량 7,000lbs이하면서 승객 좌석수 9 이하로 변경되었다. 그리고 발동기가 다발일 경우에는 부록의 일부 요구사항을 만족하여 보통분류로 인증을 받을 수 있다.

<표 15> 민수용 헬리콥터분류규정(FAA)

유형	중량/탑승석 조건	관련 규정	형식인증 조건
보통	최대중량 7,000lbs 이하면서 9인이하의탑승석	FAR Part27, Sec. 27.1	다발엔진의 헬기는 본 part의 appendix C에서 언급된 요구사항이 제공 되는 Category A로 형식인증을 받을 수 있음
수송A	최대중량 20,000lbs 초과하면서 10인 이상의 탑승석	FAR Part29, Sec. 29.1(c)	Category A로 형식인증 받아야 함
수송A	최대중량 20,000lbs 초과하면서 9인 이하의 승객좌석	FAR Part29, Sec. 29.1(d)	본 part의 Subparts C,D,E와F의 Category A에서 제공되는 요구사항을 만족하여 CategoryB로 형식인증 받을 수 있음
	최대중량 20,000lbs 이하지만 10인 이상의 승객좌석	FAR Part29, Sec. 29.1 (e)	본 part의 Secs. 29.67(a)(2), 29.87, 29.1517,그리고 subparts C, D,E와 F의 Category A에서 제공되는 요구사항을 만족하여 Category B로 형식인증 받을 수 있음
	최대중량 20,000lbs 이하면서 9인 이하의 승객좌석	FAR Part29, Sec. 29.1 (f)	Category B로 형식인증 받을 수 있음

일반적으로 민수헬기 시장에서는 통상적으로 규정, 최대 중량, 엔진 수, 엔진의 형태 등의 기준으로 구분하는데 대표적으로 Rolls-Royce사에서는 민수 헬기 시장을 예측할 목적으로 최대중량과 엔진수를 기준으로 단발경량(light single), 8,500lbs까지의 쌍발경량(light twin), 8,500부터12,500 lbs까지의 쌍발중간(intermediate twin), 12,500lbs 이상의 다발대형(large multi)으로 분류하고 이에 알맞은 규정을 토대로 규정을 받는다.

<표 16> 민수용 헬리콥터 분류방법

분 류	최대중량 (lbs)	대표기종
단발경량 (Light Single)	-	EC-120, B-407, MD500/600
쌍발경량 (Light Twin)	~8,500	EC-135, A-109E, BK-117, B-427
쌍발중간 (Intermediate Twin)	8,500~12,500	EC-155, Bell-430, S-76C, AB-139
쌍발 중/대형 (Medium/ Heavy Twin)	12,500~	AS-332, S-92, EH-101

국내항공법도 '항공법 제15조 제5항'과 관련된'항공기 기술기준 (KAS, Korean Airworthiness Standard, 항공안전본부고시 제2004-1(2004.1.12))'에 최대중량 3,100kg (7,000 lbs)와 탑승자 9인을 기준으로 KAS Part 27에는 '감항분류가 보통(N)인 회전익항공기에 대한 기술기준'을, KAS Part 29에는 '감항분류가 수송(TA또는 TB)인 회전익 항공기에 대한 기술기준'이 명시되어 있으며, 이에 대한 세부규정은 FAR과 매우 유사하다. 따라서 선진헬기 제작사의 사례를 토대로 다양한 분류방법에 대하여 각각의 유형에 맞는 대표기종을 선정, 민수헬기 시장진입 가능성을 예측하여 후보기종을 정하고 그에 대한 운항기술 기준분석을 토대로 후보기종에 대한 적용기준안을 제시할 계획이다.

특히, Category A와 Category B에 따른 엔진 고장시의 헬기 안전 이착륙 요구 조건 등은 헬기 설계에 필수적으로 반영해야하는 기술적 요구조건 등을 포함하고 있어 이에 따른 핵심기술의 세부 항목에 대한 충분한 검토가 요구된다. 소형 헬기라 할지라도 다발엔진을 장착한 경우 Category A 인증을 받지 못할 경우 세계시장 진출이 현실적으로 어렵기 때문에 관련된 기술 분야에 대한 분석과 대비가 필수적이다.

- ○ 항공기 기술기준, 환경기준, 운항기준, 인증기준 요건에 대한 적합성입증방법(MOC) 등 후보기종에 적용되는 제반 인증기준으로 구성되는 헬기설계인증요구서를 개발하도록 함
- ○ 설계인증요구서는 후보기종에 적용되는 인증기준에서 제시하는 요건을 분석하여 적용되는 기준과 구체적으로 적용되는 부분을 고려하여 개발토록 함

소형 헬기 또는, 대형수송급 헬기
예상되는 운용형태
핵심 Avionics equipment 및 소프트웨어 등에 대한 인증 등



<그림 20> 헬기설계인증요구서 개발 개념도

항공기 설계에 대해 인증을 받으려면 기술기준의 각 조항에 대한 적합성입증방법(MOC, Means Of Compliance)이 감항당국이 수락할 수 있는 것이라야 하는데 본 위탁연구에서는 인증기준의 각 조항 또는 분야의 요건에 대한 기술적인 해석과 감항당국이 수락할 수 있는 적합성입증방안(MOCs : Means of Compliances)을 수록한 문서 또는 그 내용을 식별하여 헬기설계인증요구서에 포함하도록 할 계획이다. 인증기준에 대한 기술적인 해석과 MOC를 수록한 대표적인 문서로는 다음과 같은 것들이 있다.

- ICAO Doc 9760 "Airworthiness Manuals"
- FAA Advisory Circulars
- FAA Orders
- EASA-CS의 Acceptable Means of Compliance

(3) FAA 및 EASA의 외국 감항당국간 항공안전협정 추진 사례조사 및 분석

한미 간 BASA 체결을 효율적으로 수행하기 위해서 최근에 미국과 BASA를 체결한 국가별 사례를 조사가 필요하며, 본 연구에서는 1990년대 이후에 체결된 “14 CFR Part 27, 29"급에 대한 BASA 체결 현황 및 체결범위 등에 대한 분석을 수행할 계획이다. 아시아 주요국도 국제 수준의 항공기 안전인증 체계를 구축하기 위해 기술표준품, 부품, 항공기 등 다양한 단계에서 미국 FAA와 BASA 체결을 추진하고 있으며, 다음표는 아시아 주요국의 BASA 체결 사례를 나타낸다.

<표 17> 아시아 주요국 BASA 체결사례

국가	추진단계	현황
일본	항공기급	- YS-11 여객기 개발과정에서 BAA 추진 - '71년 BAA 협정 체결
중국	CFR23급 커뮤터항공기 및 기술표준품	- '91년 MD82 면허생산 과정에서 체결 - '95년항공기/기술표준품으로 BASA 확대 및 커뮤터기 Y-12의 FAA 인증취득
인도네시아	면허생산승인	- '87년 CN235 개발관련 BAA 체결 - 항공기 설계/생산으로 확대 추진중
말레이시아	CFR23급 소형항공기 및 기술표준품	- '97년 BASA 체B결 - '99년 2인승 EAGLE-150의 FAA 인증취득
싱가폴	기술표준품 및 관련부품	- '81년 BAA 체결
대만	항공기용 부품	- '03년 BASA 체결(화물컨테이너 등)

본 연구는 헬기 인증기 개발사업을 통해 국제적 수준의 헬기 안전인증체제 구축을 위해 BASA체결의 추진이 필수적인 상황에서 사례 조사 내용을 BASA추진 전략에 반영할 계획이다.

(4) 기존 추진 중인 인증관련 사업 및 헬기개발 사업 등을 활용

사업의 중복성을 피하기 위해 기존 수행 중인 소형 인증 기 개발 사업 성과의 활용하고 헬기 기술 자립화 및 관련 사업등과 연구내용을 연계하여 추진한다. 또한 기 구축된 인증 개발 사업 경험 등에 대한 전문가 자문을 통하여 연구내용을 객관화할 예정이다.

- ○ 참여 기관의 국내외 연구 인프라를 활용하여 헬기 기술분야와 인증 분야의 전문가 자문을 활용
- ○ 산학연 협력(한국항공우주산업(주)-헬기인증팀) : 국내 헬기 분야 기술 분석을 위한 자료 제공, 국내 인증 부분 연구개발 현황 및 인증 기술동향분석, 시장분석을 수행하고 국가 정책에 대한 추진 방향 및 전략분석을 수행
- ○ 산학연 협력(한국항공우주 연구원-헬기체계실) : 헬기체계실의 체계종합 노하우를 토대로 헬기인증 인프라 구축을 위한 기술확보 전략과 이를 위한 도출과제 RFP를 작성
- ○ 산학연 협력(국방과학연구소-헬기사업단) : 헬기사업 경험을 토대로 헬기 인프라 구축을 위한 기술적 타당성을 검토하고 헬기인증 추진 로드맵을 수립

○ 산학연 협력(항공우주통합설계 연구센터) : 현 소형항공기급 인증-설계 통합기술 개발 사업의 연구를 수행중이 건국대학교 항공우주통합설계 연구센터를 활용
○ 산학연 협력(대학 헬기기술전문가 그룹) : 국내 대학교의 헬기전문가들의 자문그룹을 운용하여 헬기 인증인프라 구축을 위한 추진로드맵 검토, 핵심기술검토, 및 후보과제 RFP검토에 자문을 얻음
○ FAA의 해외 선진 기술 전문가들의 자문그룹을 활용하여 기획연구 수행을 위해 민수헬기 분야의 개발/인증 경험 부족을 보완하고 인증분야에 관한 객관성 확보

라. 헬기 인증체계 구축 및 항공안전협정 추진 로드맵 수립

(1) 인증체계 구축을 위한 시나리오 제시

헬기 안전인증체계 구축은 인증헬기 개발을 통하여 실현이 가능하기 때문에 민수헬기 체계개발에 필요한 사전 시장성 검토와 국제적인 가격 및 기술경쟁력에 대한 검토가 요구된다. 이를 위해 국내외 민수헬기 시장에 대한 예측을 근거로 개발 기종을 선정하고 국제적인 가격 경쟁력 및 기술경쟁력을 갖춘 헬기개발이 이루어져야 한다. 특히, BASA체결이 국내개발 헬기체계 및 항공기 부품의 수출을 통한 산업적 파급효과를 극대화하기 위한 방안으로 추진될 수 있도록 시장개척 분야에 대한 연구도 병행 추진할 계획이다. 본 연구에서는 개발에 따른 위험요소를 최소화하고 아직 헬기체계개발 기술의 미흡한 확보 수준을 고려하여 다음과 같은 시나리오를 검토할 예정이다.

○ 군용 한국형 헬기(KHP)를 민수헬기로 전환개발 (Part-29 적용)
○ Part-27 기준에 적용 받는 보통기급 헬기의 개발
○ Part-28 기준에 적용 받는 수송기급 헬기의 개발

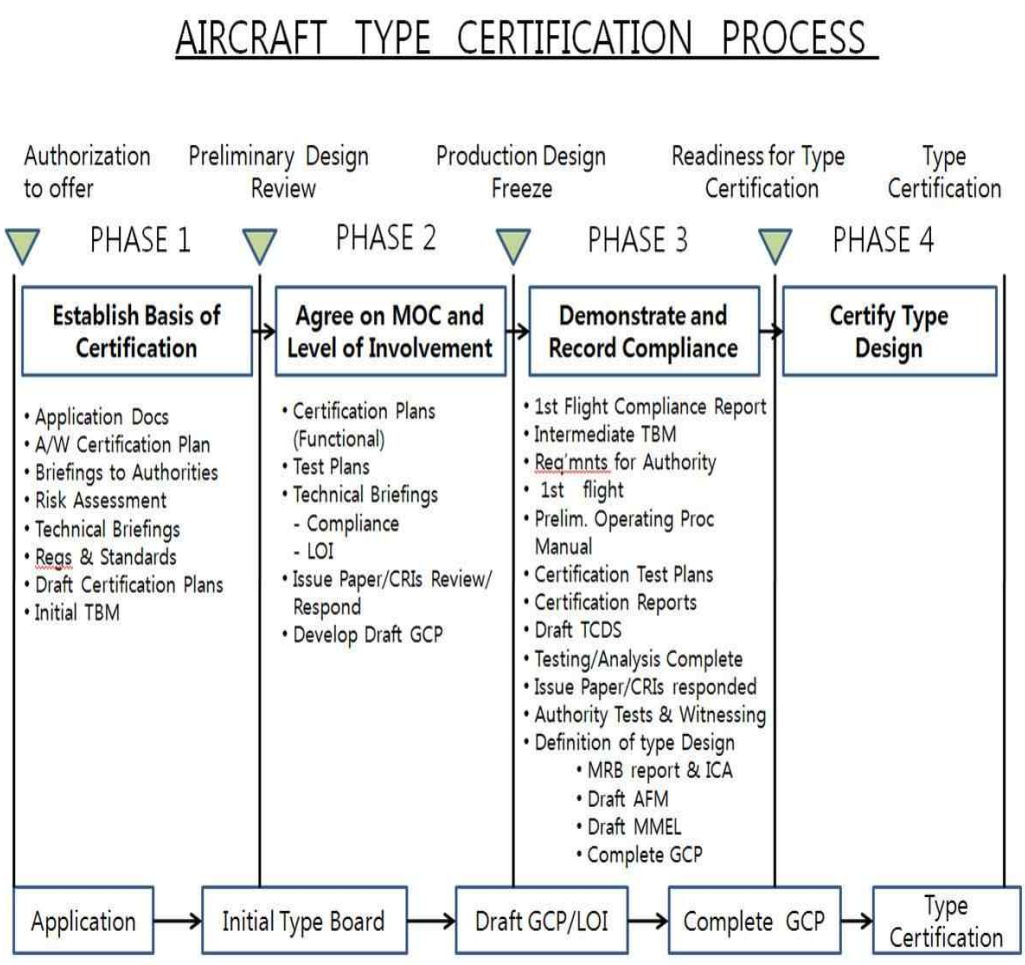
한국형 헬기개발 사업에서는 민수전환 개발을 목표로 추진함으로써 개발비용 및 가격경쟁력을 갖춘 헬기의 개발 가능성을 사업 추진 당위성으로 평가할 수 있다. 또한, 한국형 헬기 개발사업으로 확보된 설계개발 인프라 시험평가 설비 등의 많은 부분을 공유할 수 있기 때문에 개발비용의 절감이 예상된다. 그러나, 유로콥터사로부터의 핵심기술이전 가능성 파악이 전제되어야하고, 이전비용 등에 대한 협상이 필요하며 미국을 포함한 전 세계 시장의 진출 가능성까지를 고려해야 한다. 또한, 기술도입선을 다변화 하지 못함으로써 협상력을 상실할 수 있다는 점이나 헬기 안전인증체계 구축의 목적을 충분히 달성할 수 있는지에 대한 평가가 선행되어야 한다.

보통기급 및 수송기급 헬기의 신규개발은 비용 및 개발비용 측면에서 위험요소를 포함하고 있으나 헬기 안전인증체계 구축에 적합한 사업형태로 추진이 가능하다는

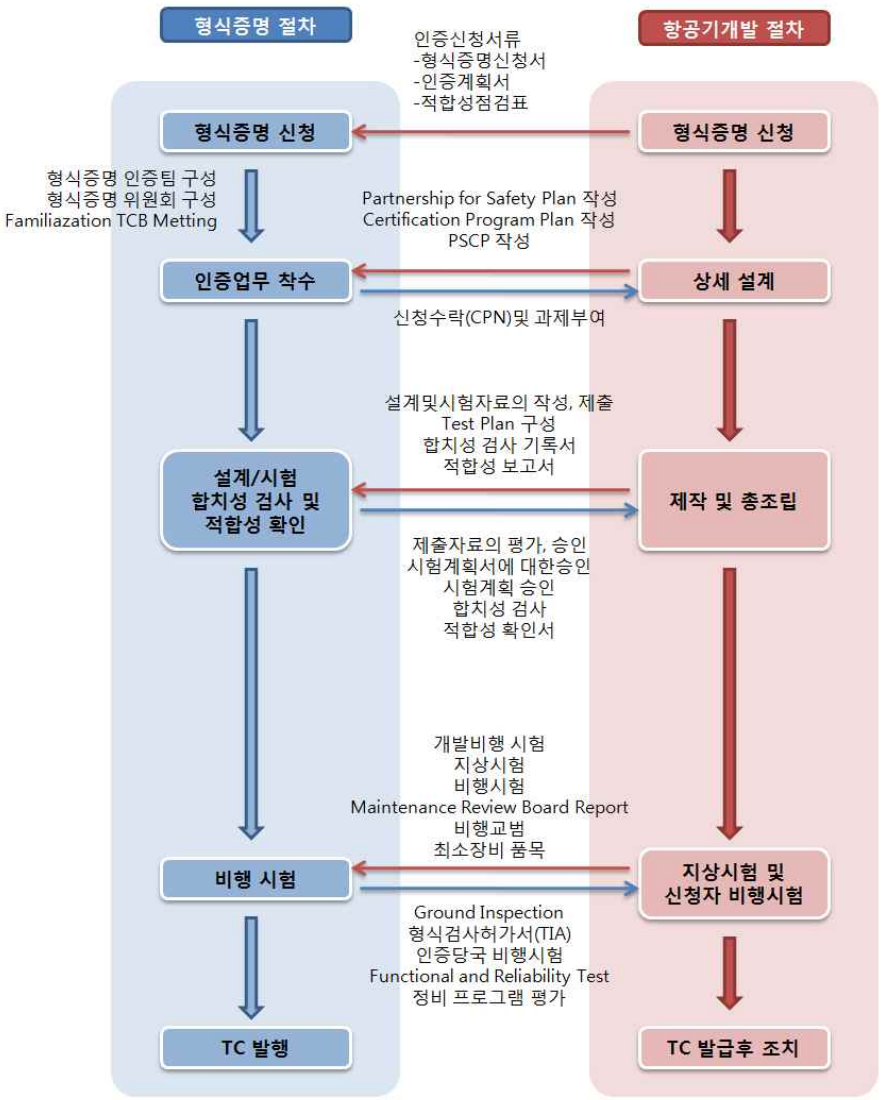
강점이 있고 국외 기술도입선을 다양화함으로써 기술이전 협상에 있어 협상력을 가질 수 있다는 장점이 있다. 본 연구에서는 위와 같은 다양한 시나리오 모형을 검토 분석하여 최적의 인증 헬기개발 시나리오를 제시할 계획이다.

(2) 인증헬기 대상 검토 및 인증기 개발 계획수립

인증헬기 개발 시나리오 검토결과를 바탕으로 인증헬기 대상을 제안할 계획이다. 헬기 형식인증 기준인 Part-27급 혹은 Part-29급 인증헬기 대상 검토는 국내의 한국형 헬기 개발 사업(KUH)의 범부처적 전략, 개발비용, 시장성 등 다양한 분야의 검토를 통한 대안제시를 목적으로 하고 있다. 이 과정에서 정부, 연구소 및 관련 산업체의 의견을 종합적으로 수렴할 계획이다. 인증헬기 개발계획은 형식승인 절차를 고려하여 헬기체계개발과 인증 프로세스가 통합된 형태로 제시되어야 한다. 따라서 개발계획은 아래와 같은 항공기 개발절차와 인증절차를 통합하여 수립할 계획이다.



<그림 21> Aircraft type certification Process



<그림 22> 항공기 개발과정과 형식증명

(3) 설계 검증 및 시험평가를 위한 인증인프라 확보 및 구축 방안

헬기체계 개발 및 인증은 고정익에 비해 다양한 종류의 설계검증 및 시험평가 설비가 필요하다. 고정익과 공통적으로 적용이 가능한 분야의 설계검증 및 시험평가 분야에 있어서는 상당한 부분의 인프라가 구축되었고 소형 인증기 개발사업 등을 통해 지속적인 보완이 이루어질 것으로 판단된다. 반면 헬기 고유의 기술 분야에 대해서는 한국형 헬기개발 사업으로 확보되는 설비를 제외하고는 대부분 새로운 시설투자 및 운용을 위한 기술 교육이 필요하다.

한국형 헬기 개발사업은 다음과 같은 개발업무를 국내 체계개발업체와 개발 주관기관 및 국외 체계업체가 분담하는 형태로 개발사업이 추진되고 있다.

<표 18> 헬기개발사업 추진 형태

한국항공우주산업	항우연	국과연	유로콥터
System Integration Fuselage Cockpit Flight control Sys. ENG. Inst.Sys. Electrical System Environment Cont.Sys HUMS ILS Training Sys.	Rotor Sys. Fuel Sys. Hydraulic Device Landing Gear Sys. APU	COMM. Sys. IFF Sys. Navigation Sys Survival Sys. Mission Management Display Sys	Technology Transfer Technical Assistance Transmission Drive Sys. AFCS Rotor Mast Dynamic Test Vehicle (DTV)

민수헬기의 독자개발을 위해서는 국외 체계업체가 담당하는 기술이전 및 기술지원 뿐만 아니라 트랜스미션, 드라이브 계통, 로터 마스트 등을 포함한 핵심구성품의 설계 검증 및 시험평가와 관련된 인프라의 구축이 필요하기 때문에 국내 헬기기술 확보수준을 분석하거나 신규인프라 구축이 필요한 분야의 식별을 위해서는 이 분야에 대한 세밀한 검토가 필요하다. 헬기 설계 검증 및 시험평가를 위한 주요 설비는 다음 그림과 같이 고가의 장비에 대한 대규모의 투자가 필요하다.



<그림 23> 헬기 설계 검증 및 시험평가를 위한 주요 설비

본 연구에서는 한국형헬기 개발사업을 통해 확보되는 설계검증 및 인증 인프라를 포함하여 민수헬기 개발에 필요한 추가적인 투자가 요구되는 주요 인프라에 대한 식별과 확보방안을 제안할 계획이다. 특히, 초기 막대한 시설투자가 요구되는 트랜스미숀 및 드라이브 계통의 성능평가 장비, 피로시험기 및 환경시험기 등은 국내 독자헬기 개발 시 가장 중요한 미확보 기술분야가 될 것이며 이 분야에 대한 경제적인 확보방안이 검토되어야 한다. 비행제어 시스템의 개발은 Category A인증의 필수분야로 소프트웨어적인 기술, 비행조종컴퓨터를 포함한 하드웨어 제작 및 통합시험과 관련된 핵심기술들의 확보가 필요하며 한국형헬기 개발사업에서 유로콥터사로부터 Turn-key 방식으로 도입된다는 점을 감안할 때 심도 있는 검토가 필요한 분야이다.

따라서, 기존의 연구성과 및 개발사업을 통해 획득된 기술과 설계 검증 및 시험평가를 위한 인증인프라 등을 식별하고 추가적으로 확보해야하는 연구개발 분야에 대한 집중적인 검토를 수행할 계획이다.

- ○ 헬기개발 경험이 풍부한 KAI를 비롯한 국내업체, 항우연 및 국과연의 전문가 활용
- ○ 인증전문기관인 항우연의 위탁연구를 통한 국내 인증인프라 분야 구축현황 및 국제적인 수준의 헬기 안전인증 역량을 갖추기 위해 필요한 사항을 식별

(4) FAA 및 EASA와의 헬기 인증을 위한 인증계획 수립 및 상호항공안전협정(BASA) 추진방안 수립

상호항공안전협정(BASA)은 체결절차는 미국 감항당국을 기준으로 아래 표와 같이 수행된다.

<표 19> 상호항공안전협정의 체결 절차

	Phase Ⅰ	Phase Ⅱ
비용부담협약서	■	
초기방문회의	■	
기술평가를 공동으로 협의	■	■
기술적인 훈련 수행	■	■
Shadow 인증평가	■	■
실행절차 공동개발	■	■
미국/신청국간의 최종협상	■	■
실행절차 서명	■	■

- ○ 비용부담협약서가 체결된 뒤에 초기회의를 개최하고 상호의 관심사 및 자국의 현황 및 인증체제에 대한 분석을 실시
- ○ 이 후, 일정계획 및 기술평가 항목 및 일정 등을 협의 하고, 신청국가에 대해 필요한 기술적인 교육 및 훈련을 실시

○ 실제적인 BASA체결은 Shadow Project를 통해서, 미연방 항공청은 신청국가의 대상품에 대해서 신청국가 인증체제를 평가

○ 미국과 신청자국간에 실행절차를 공동개발하고 서명함으로써 상호항공안전협정의 체결이 이루어진다. 이때 신청국가에서 제시하는 협정의 대상이 여러분야로 나누어져 있을 때, 협정과정의 효율을 기하고, 기술의 점진적 발전을 위하여, 한 분야에 대해서 1단계(Phase Ⅰ)를 수행하여 협정을 맺고, 다시 다른 분야에 대해서 2단계(PhaseⅡ) 등으로 이어짐

전 세계적으로 미국과의 BASA 체결은 항공안전 선진국의 지표로 인식되고 있으나 우리나라는 현재 미국 기술 표준품 (TSO , Tecchmical Standard Order) 수준에서의 BASA 체결을 맺고 있는 실정이며, 한미간 BASA를 소형항공기(14 CFR Part 23)급으로 확대하기 위한 시범인증용 항공기를 개발하고 국내 형식인증을 획득을 목표로 설정하여, 정부주관으로 인증기 개발 사업을 통해 민간용 항공기 인증 사업을 추진하고 있다. 또한 국토해양부 항공정책실은 독일에서 유럽연합 항공안전청(EASA)과 항공기 인증 협력회의를 실시한 결과, 항공제품 인증에 상호 협력하는 "한-EU간 항공안전협정"체결을 추진키로 합의 하였으며, 2009년 상반기에 EU와 제2차 항공인증협력 회의를 서울에서 개최하여 항공 안전협정 체결을 위한 세부안에 대하여 상호 협의할 계획을 가지고 있다.

본 연구에서는 현재 항공기급 BASA 체결을 목적으로 소형 항공기를 개발하고 형식증명을 취득함을 목적으로 수행중인 소형항공기급 인증기 개발 사례를 토대로 민수용 헬기의 대한 인증절차 연구를 수행할 계획이다. 이를 통해 미국의 민수용 헬기 인증규정 및 절차 분석을 통해 미국 FAA와 유럽 EASA 간 헬기 인증 Harmonization 관련 조사를 토대로 미국(FAA), 유럽(EASA)와 헬기 인증 및 운용을 위한 인증계획 및 항공안전협정 추진방안을 수립한다.

○ 헬기 인증체계 및 항공안전협정체계 중심의 헬기 안전인증 인프라구축

▷ BASA IPA 확대를 위한 미국 FAA의 11개 평가항목에 대응한 우리나라 인증체계 구축안 마련

- BASA체결, 소형비행기 BASA IPA 확대 추진 과정 중의 경험 반영

▷ 인증전문기관인 한국항공우주연구원 위탁과제를 통한 경험적 요소 및 전문성을 갖춘 연구 수행

▷ 연구결과는 고정익 인증기 사업과 차별화된 헬기 고유분야의 안정인증 인프라 구축, BASA체결 및 사업추진전략을 제시할 계획

○ 미국(FAA), 유럽(EASA)와 헬기 인증, 운용을 위한 인증계획 및 항공안전협정 추진방안 수립관련 연구는 인증전문기관인 항우연 위탁연구를 통하여 수행할 계획이며 이를 통해 FAR를 통한 인증인프라 구축방안 및 EASA와의 협력방안에 대한 대안을 검토하여 협력기관을 도출할 계획임

▷ 항공기 인증 관련 국내법규 분석 및 보완계획 제시
▷ 인증전문가 소요 계획 및 확보 방안
▷ 항공선진국 인증체제 연구
▷ 항공기급의 BASA 추진체계 연구

마. 과제 공모를 위한 RFP 작성

(1) 헬기 인증인프라 구축을 위해 필요한 추진 연구개발 분야 식별

헬기 상호항공안전인증협정(BASA)을 진행함에 있어 FAA/EASA 는 기술평가를 통하여 상대국의 인증제도 및 인증시스템, 감항당국이 항공제품의 안전성을 확보할 수 있는 인증능력, 조직 및 인원 등을 중점적으로 확인하여, 미국 FAA와의 동등한 제도와 기술적 능력이 확인되어야 이를 인정하여 상호항공안전인증협정을 체결한다. 이를 위해서는 헬기 안전인증 인프라의 구축이 필요하며 이들 인프라는 인증헬기 개발과정을 통하여 제도적, 기술적인 능력의 확보와 확인이 가능하다. 따라서, 인증시스템의 구축과 인증헬기의 개발과 관련된 개발헬기의 시장성, 기술적 능력 및 사업관리적인 요소 등을 동시에 고려해야 한다.

인증시스템 구축과 관련된 주요 인프라 요소는 다음과 같은 분야가 있음

○ 제도적 인프라 (법제도, 규정 및 절차)
○ 조직 및 인적 인프라 (인증 기술인력)
○ 관리 인프라 (BASA 추진조직 및 인증관리 시스템)

제도적 인프라 는 ① 항공법, ② 훈령/고시, ③ 항공기 감항 인증 기준 및 ④ 인증체계 관련사항을 고려해야한다. 조직 및 인적 인프라 구축은 ① 인증조직 및 ② 인증교육과 관련이 있으며 인증 엔지니어의 확보와 정부기관, 산업체 및 일반인들을 대상으로 한 인증교육 시스템의 구축이 필요하고 관리 인프라는 BASA 를 체결을 위해 정책을 수립하고 국제협력을 도모하며, 인증과제를 관리해야 할 전담인력의 확보 등을 포함 한다.

BASA 체결을 위해 체결 상대국에 의한 제도적, 기술적인 능력의 확보와 확인을 위해 인증헬기 개발이 필수적이다. 전술한 바와 같이 헬기의 개발은 막대한 개발비용과 장기간의 개발기간을 요하는 사업으로 헬기 시장성, 헬기개발에 필요한 기술의 확보 수준, 한국형 헬기 개발 후 헬기 선진국 도약을 위한 국가적인 전략 등의 종합적인 검토가 필요하다. 위와 같이 헬기 인증 체계관련 인프라의 확보와 이를 실질적으로 확인 검증할 수 있는 인증헬기 개발방안 등과 관련된 사안을 종합적으로 검토하여 연구개발 분야를 식별할 계획이다.

(2) 연구 분야별 연구목표, 내용 및 추진전략의 제시, 일정, 인력 및 예산계획 수립

식별된 연구개발 분야에 대해 과제별 세부연구 연구목표를 수립하고, 세부 연구내용 및 추진전략 등을 제시할 계획이다. 헬기는 고정익 항공기와 차별화된 고유의

독특한 기술영역을 가지고 있으며 이 분야의 기술력 확보가 어려워 세계 몇 개의 나라만이 완제기 개발경험을 가지고 있고 KHP사업도 기술협력을 통한 완제기 개발 사업으로 추진되고는 있으나, 트랜스미션, 자동 비행제어 시스템 및 엔진 등을 포함한 핵심 기술 분야에 대해서는 기술이전이 배제된 상태로 추진되고 있기 때문에 KHP사업이 종료된다고 하더라도 추가적인 핵심 기술의 개발이나 도입이 불가피한 상황이다. 따라서, 민수용 헬기 완제기의 독자개발 및 인증을 통한 국내외 민수 헬기 시장 점유를 위해서는 개발 인프라 측면에서 취약한 기술 분야를 식별하여 확보하는 동시에 인증 시스템 인프라를 위한 체계적인 접근이 필요하다.

현재 진행 중인 “항공안전기술개발사업단”의 아래와 같은 과제현황을 참조하되, 헬기 고유의 기술 및 사업특성을 감안하여 추진과제를 선정해야 한다.

- ○ 항공사고 예방 기술개발
- ○ 항공 안전평가 및 안전인증 기술개발
- ○ 항공기급 BASA 체계 구축 및 시범사업 인증
- ○ 항공기급 인증기 개발

선정된 추진과제에 대해서는 개별 연구목표가 유기적인 연관관계를 갖도록 설정되어야할 것이며 인증시스템구축과 인증헬기 개발을 동시에 성공적으로 달성하기 위한 추진전략을 top-down방식으로 수립하여 불요불급한 연구내용을 최소화하고 효율적인 사업목표 달성이 이루어지도록 할 것이며 이를 위한 연구인력, 개발일정 및 소요예산 등에 대한 계획을 수립할 계획이다.

(3) 연구 분야별 본 과제를 공모하기 위한 RFP 작성

과제제안요구서(RFP)에는 다음의 사항을 포함하여 작성할 것이며 전문가의 기술자문 등을 통해 과제제안 요구서가 사업목표 달성과 유기적인 연관을 갖도록 작성할 계획이다.

1. 연구과제명
2. 연구개발 목표
3. 연구개발의 필요성 및 기술동향
4. 연구개발 내용
5. 연구개발 추진방법(추진전략, 추진체계)
6. 연구기간 및 소요예산
7. 연구개발 성과

헬기 인증인프라 구축사업은 한-미 및 한-유럽 간 BASA 체결을 위한 인증용 헬기 개발과 이를 통한 시범인증 사업이 될 것이고, 기타 기술개발은 헬기 인증기에 적용을 목적으로 개발되어야 함을 전제로 사업추진체계를 설정할 것이다. 사업추진

체계는 각 세부과제가 유기적인 협력체제를 갖출 수 있도록 수립되어야하며 이를 위해 사업의 인력, 일정 및 예산관리가 효율적으로 이루어질 수 있는 제도적인 수단이 강구되어야 한다.

주요 핵심과제는 (1) 인증용 헬기 개발, (2) 헬기 BASA 체결, (3) 항공 안전평가 및 안전인증 기술개발 등 사업특성과 밀접한 연관이 있는 분야를 포함할 것이나 연구개발의 목적달성을 위하여 필요한 경우에는 기획연구를 통하여 추가 세부과제를 도출하여 실시할 수 있음을 고려할 예정이다.

제2장 국내외 헬기시장 및 산업 현황

제1절 국외 헬기시장 및 산업 현황

※본 절은 “민수헬기 기획연구사업 최종보고서,한국항공우주연구원”의 1-2장의 내용을 토대로 작성되었음

1. 국외 헬기 시장 현황

가. 세계 항공 산업 현황

항공 산업 시장 규모는 2004년을 기준으로 볼 때 자동차 시장의 3 분의 1 이고 조선 산업의 8배에 달한다. 2015년 항공기별 시장은 대형 여객기는 650억불, 비즈니스제트 150억불, 헬기는 149억불이다.

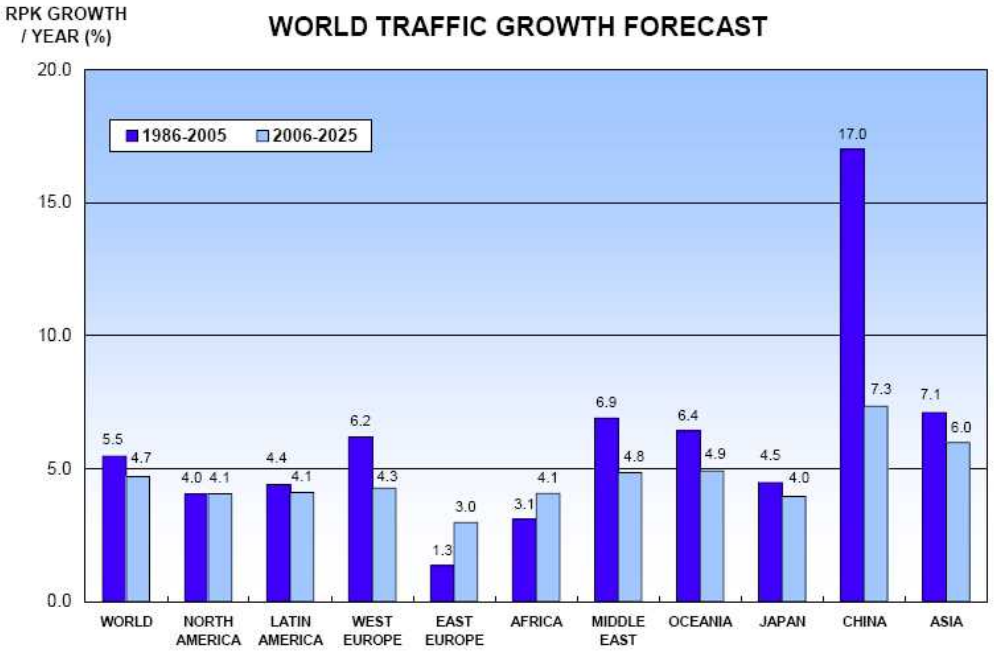
<표 20> 산업 규모 비교(ISTANS '06)

구 분	국내GDP 비중	세계생산액 점유율	세계 총생산(B$)	세계시장 점유액(B$)	비 고
자동차 산업	2.4%	8.0%	1,095	87.6	‘04년기준
조선 산업	0.9%	38.3%	41	15.7	‘04년기준
컴퓨터 산업	1.5%	4.5%	345	15.5	‘04년기준
통신기기 산업	2.0%	9.8%	297	29.1	'05년기준
항공 산업	-	-	300	1.3	‘04년기준 (KAIA'05자료 추정)

※자료 : ISTANS(Industrial Statistics Analysis System) : 한국산업연구원 산업통계

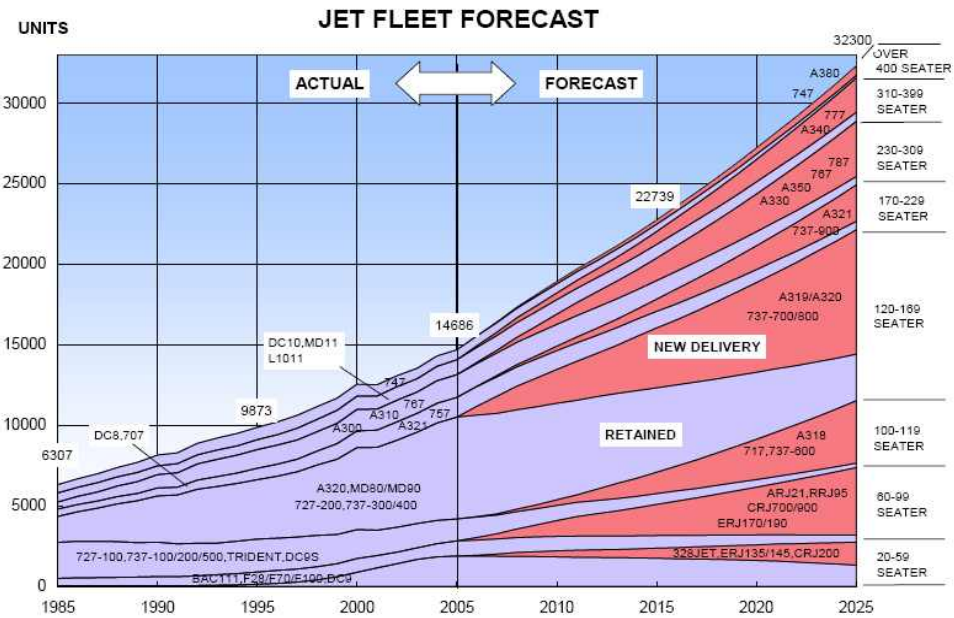
세계 항공기산업은 새로운 기술과 새로운 전략, 이른바 '차세대'라는 단어로 대변할 수 있는 다음 세대를 위한 개발과 전략의 변화를 겪고 있다. 대형항공기의 경우 2015년까지 총 7,900 여대로 연평균 800 여대 생산 될 전망이다. 민간 항공기의 경우, 특정 세분시장(Market Segment)의 주도적 개발과 고객 수요(Needs)에 부합하는 다양한 항공기 개발과 양산이 이루어질 것으로 보인다. 지난 미국에서의 911 사건이후 주춤했던 항공수요와 항공기개발이 다시 활기를 되찾으면서 다양한 형태의 수요로 나타나고 있다. 민간 항공기분야에서의 신규 항공기개발은 다음과 같은 큰 흐름으로 분류로 볼 수 있다. 즉, A-380과 같은 대형항공기의 개발과 A320과 B737과 같은 Narrow-Body 항공기 생산이 증가하는 것이다. 개인용 소형제트기(VLJ)와 같은 차세대 틈새시장(Niche Market) 형성되고 있다. 아시아-태평양지역 교통수요 증가로 인한 지선 망 중심의 중소형항공기 및 헬기의 신규 개발도 증가하고 있다.

현재 러시아, 중국 및 일본을 비롯한 유라시아에서 항공교통에 대한 요구도 성장과 관련하여 새로운 중소형항공기 및 헬기 개발 사업들이 진행 중이다.



<그림 24> 세계 교통 발전 예상

("Aircraft Forecast", Forecast International/DMS, 2006)

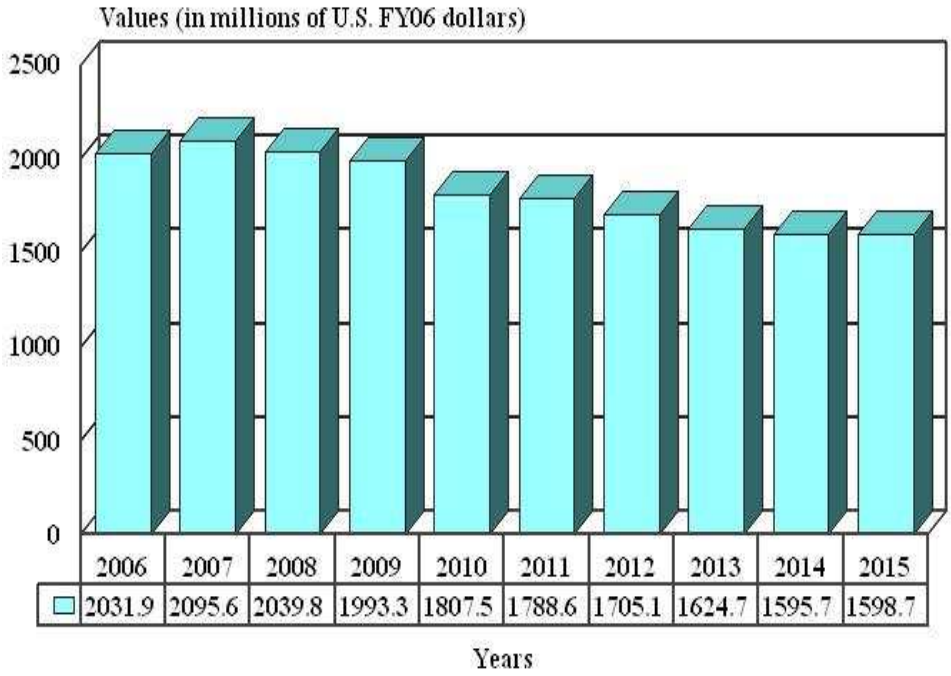


<그림 25> 향후 20년간 항공기 수요 예상

("Aircraft Forecast", Forecast International/DMS, 2006)

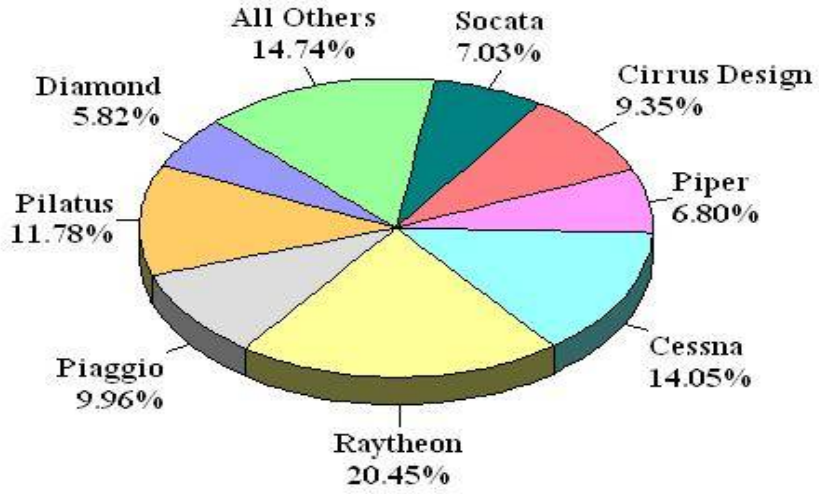
일반 항공시장은 경제적인 영향보다는 항공기의 성능에 대한 기술과 디자인의 현격한 개량으로 인한 영향이 더 지배적이다. 따라서 혁신적인 기술과 디자인 그리고 새로운 엔진의 개발 적용에 따라, 그에 따른 훈련의 필요성으로 신기술이 적용된 항공기의 생산이 증가하게 된다. 성능 및 안전성이 우수한 개인용 소형제트기(VLJ)가 Air Taxi 및 개인용 항공기 시장을 지배해 온 피스톤 및 터보프롭항공기의 수요를 대체하는 새로운 시장이 형성되고 있다.

일반 항공기용 디젤엔진에 대한 개발 활성화가 진행 되고 있다. 미국 Delta Hawk사는 160~200 마력의 항공용 디젤엔진 인증을 추진한데 이어 300~420 마력의 V8 엔진의 인증을 계획하는 등 항공기용 디젤 엔진개발에 역량을 결집하고 있다. 독일의 Thielert사는 약 500 여대의 디젤엔진을 제작, Cessna 172, Piper 사의 PA28, Robin 135 기종에 장착하였다. 프랑스의 SMA사는 새로운 디젤엔진에 대해 Cessna나 Piper의 여러 항공기에 대한 부속형식인증(Supplemental Type Certificates, STC) 취득 예정이다. 2015년까지 약 26,620 여대의 GA급 항공기를 생산 예상(약 183억 달러) 된다.



<그림 26> 향후 10년간 GA급 항공기 생산 전망

("Aircraft Forecast", Forecast International/DMS, 2006)



<그림 27> GA급 항공기생산 업체별 Market share
("Aircraft Forecast", Forecast International/DMS, 2006)

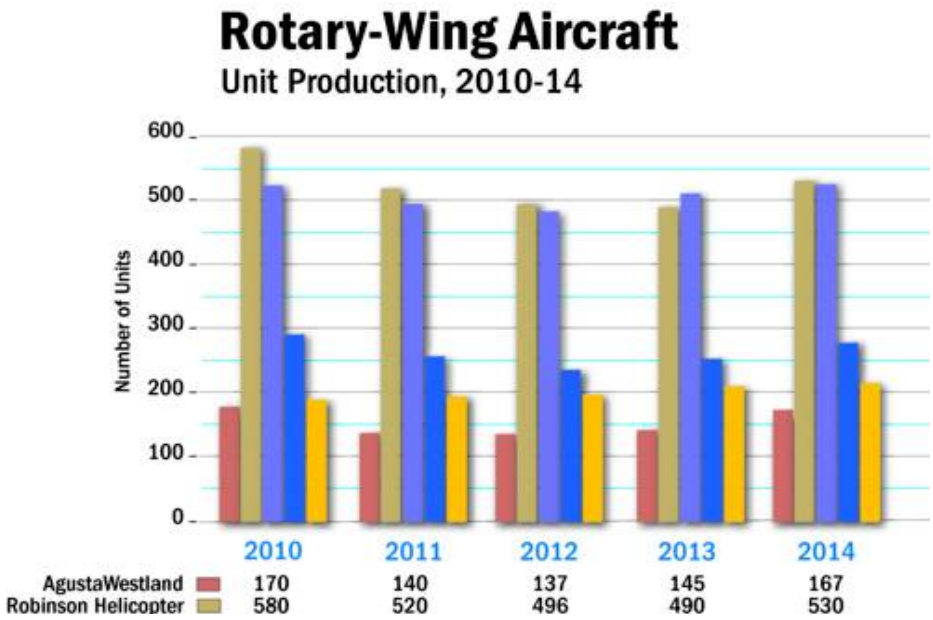
나. 국외 헬기 시장 및 산업 현황

(1) 세계시장 현황

신규헬기 시장규모는 고정익기의 1/10 수준이며 MRO(Maintenance Repair and Overhaul)포함시 1/6 수준이다. 국외 민수 헬기 시장은 소형헬기가 주도 할 것 이다. 군용 헬기는 수요자의 증가와 함께 중대형 헬기 시장이 성장 할 것으로 예상된다. 세계 헬기 시장은 5대 주요업체가 90%를 차지하고 있다. 민용, 군용 전 헬기 1위는 Boeing사 이나, 민수 헬기는 Eurocopter사가 1위를 차지 하고 있다.

'Forecast International outlook published in Aviation Week & Space Technology of January 25, 2010.'에 의하면 다가오는 5년 동안 민수헬기에 대한 수요는 감소할 것으로 예측하고 있다. 시장회복 기회는 국제 경제 반등과 재고량, 연료 가격에 의존 할 것으로 보인다. 시장 침체는 2008년의 2000대 이상에서 헬기 수주 6년 후가 될 것으로 전망 된다. 'Forecast International'에 따르면 다가오는 10년까지의 시장예상은 민수헬기 16,300 대, 총 금액 55 billion US dollars 이다. 예상되는 민수헬기 중 6,500대는 piston-powered 헬기이며, 9,800 대는 turbine-powered 헬기로 예상된다. 2009년 헬기 수주량은 지난 6년과 비교해 볼 때 낮았다. 중고 헬기 가격 또한 이미 떨어지기 시작 하고 있다. 주요 헬기 시장회복은 브라질, 중국, 인도경제 출현으로 기대되고 있다. 2012년까지 약 1,350 대까지 수주량이 , 그 이후 2019년까지 수주량 1,900대까지 다시 증가할 것으로 예상된다. 경제기복에 민감한 개인 헬기 소유주들이 주로 운행하는 피스톤-엔진 헬기는 다음해에 어려움을 겪을 것으로 보인다. 반면 터빈 헬기소유주들은 수입 창출을 위하여 헬기사용을 더욱 많이 할 것으로 보인다. 헬기는 불경기 후 빠른 회복을 위한 효율적인 수단으로 되어 왔다.

많은 헬기를 생산하는 Robinson 헬기에 따르면, 이번 해에 첫 터빈 헬기 R66가 인도된다. 다가오는 10년 동안 653대의 중형 및 대형헬기 생산이 예상되며, 약 9.2 billion US dollars가 예상 된다. 오일 값 증가와 함께 대부분의 수요는 오일 정책에 따를 것으로 예상된다.



<그림 28> 회전익 비행체 생산 대수 전망

'Forecast International outlook published in Aviation Week & Space Technology of January 25, 2010.'

세계 헬기 체계 시장은 5대 업체가 전체 생산액의 90% 점유하고 있다. '06년까지 10년 평균 헬기시장 점유율 합이 92.5%에서 07년 이후 10년 평균점유율은 97.5%로 상승하고 있다. 민수와 군용 전체로는 Boeing사가 1위이나, 민수 헬기는 Eurocopter 사가 1위다. 5대 회사의 매출액과 주요제품과 특징은 아래와 같다.

<표 21> 헬기 5대 업체 분석

구 분	매출액	주요제품	특 징
Bell (미국)	('07) 3.92B$	○ 민 : 206, 210, 407, 427, 412, 429, 430, BA609 ○ 군 : ARH-70, AH-1W, UH-1Y, AH-1Z, OH-58, V22	○ 민수헬기(BA609 제외)는 캐나다 공장에서 생산, 미국공장은 군용헬기5 ○ '03년 발표한 APL(Modular Affordable Product Line) 모듈화 개념 적용을 통한 공통구성품 활용으로 다양한 제품을 생산 가능

			○ ARH계약, UH-1Y/AH-1Z 납품, V22 납품 등 호황 ○ 신개념 회전익기 X-Hawks 개념연구 수행 중 ○ TEXTRON그룹 산하 계열사로 고정익기 업체인 Cessna와 같은 계열
Boeing (미국)	N/A	○ 군 : CH-47, AH-64, V22	○ 민수헬기는 생산하지 않으며, 군용헬기 3개 기종만 생산
Sikorsky (미국)	('07) 4.79B$	○ 민 : S-92, S-76, 333, 434, 300C ○ 군 : CH-53, UH-60	○ 최근까지 4개 기종만 생산, '05년 Schweizer사 인수이후 제품군이 다소 증가 ○ 5대 업체 중 유일하게 공격형 모델이 없음.(Comanche (RAH-64) 사업중단 후 X2-Technology 공격형기 개발 개념연구 중) ○ UTC그룹 계열사로 대표적 엔진사인 PW와 같은 계열
AWIL (유럽)	('07) 4.01B$	○ 민 : AW109, Grand, AW139, BA609, AW101 ○ 군 : AW109, AW129, Lynx, AW149, NH90, EH101	○ 이탈리아 Agusta와 영국 Westland사 '00년 합병이후 제품군 다양화 ○ 최근 미국 대통령 전용기 계약체결(EH101), 터키와 공격형 헬기 계약(AW129) 등 ○ Finmeccanica그룹 계열사로 고정익기사인 Alenia사와 같은 계열
Eurocopter (유럽)	('07) 5.61B$	○ 민 : EC120, AS350, EC130, AS355, EC135, EC145, AS365, EC155, AS332, EC225 ○ 군 : AS550, AS555, EC635, UH145, AS565, AS532, EC725,	○ '92년 프랑스 Aerospatiale과 독일 MBB 통합을 통해 다양한 제품군을 갖게 된 후 지속적 신모델 개발로 헬기업체 최대 제품군을 갖는 업체로 성장 ○ 최근 미군의 LUH(Light Utility Program)을 수주하면서 최초의 미군사업 수주 국외업체가 됨. ○ 미국의 타업체와 달리 신개념비행체에 대한 연구개발은 빈약하

		NH90, Tiger	나, 헬리콥터에 적용되는 신기술에는 활발한 연구개발투자를 하는 것으로 파악 ○ EADS그룹 계열사로 대표적 고정익기 회사인 Airbus와 같은 계열

주요 헬기 회사의 시장 점유율은 아래와 같다.

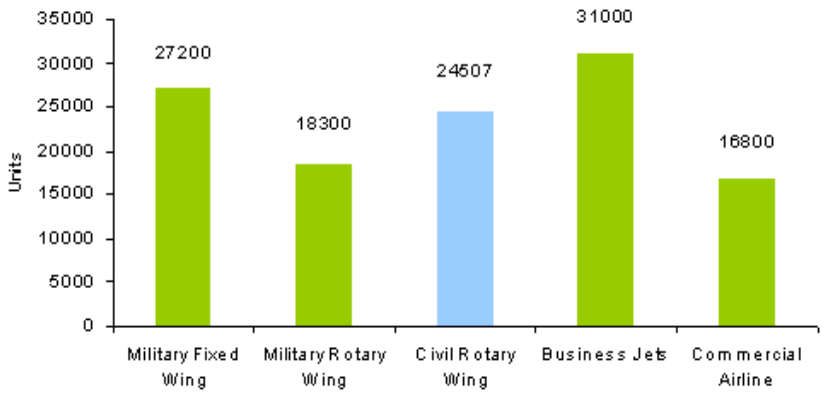
<표 22> 민수헬기 시장 점유율 변화

2007년	Bell	13%	2016년	Bell	23%
	Eurpcopter	44%		Eurpcopter	43%
	Sikorsky	15%		Sikorsky	13%
	AgustaWest.	26%		AgustaWest.	18%
	기타	2%		기타	3%

(2) 민수헬기 헬리콥터시장 현황

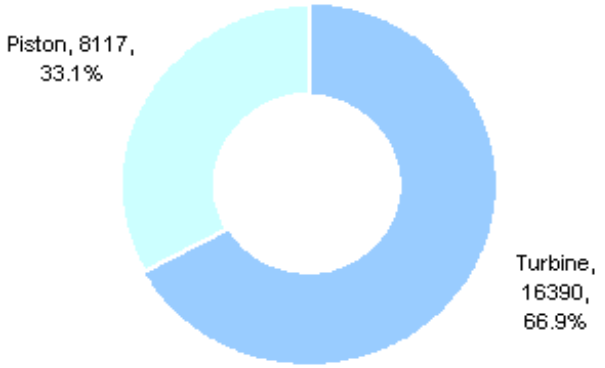
민수헬기의 경우 Eurocopter의 점유율이 가장 높다. 군용헬기의 경우 Boeing의 점유율이 가장 높은 걸로 알려져 있다. 이와 같이 헬기 시장의 경우 주요 회사의 독점하고 있다.

민수헬기 현황을 살펴보면 대수로는 군용헬기나 민간 여객기보다 많다. 엔진은 터빈이 피스톤보다 많다. 피스톤헬기는 Robinson사가 독점하고 있다. 민수헬기의 피스톤 엔진은 33.1%이고 터빈엔진은 66.9%로서 터빈엔진이 다수이다.

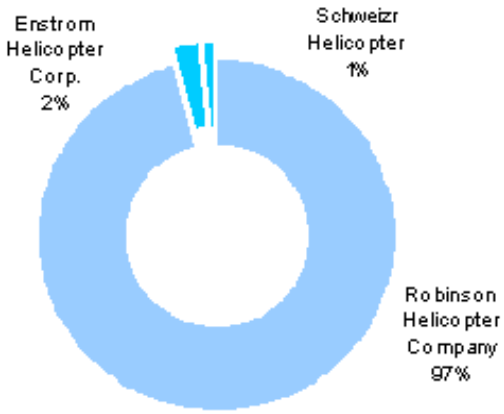


<그림 29> 항공기 및 헬기 대수 2008년

Fixed & Rotary Wing Fleet Composition (Global), 2008



<그림 30> 민수 터빈/피스톤 헬기시장 분포

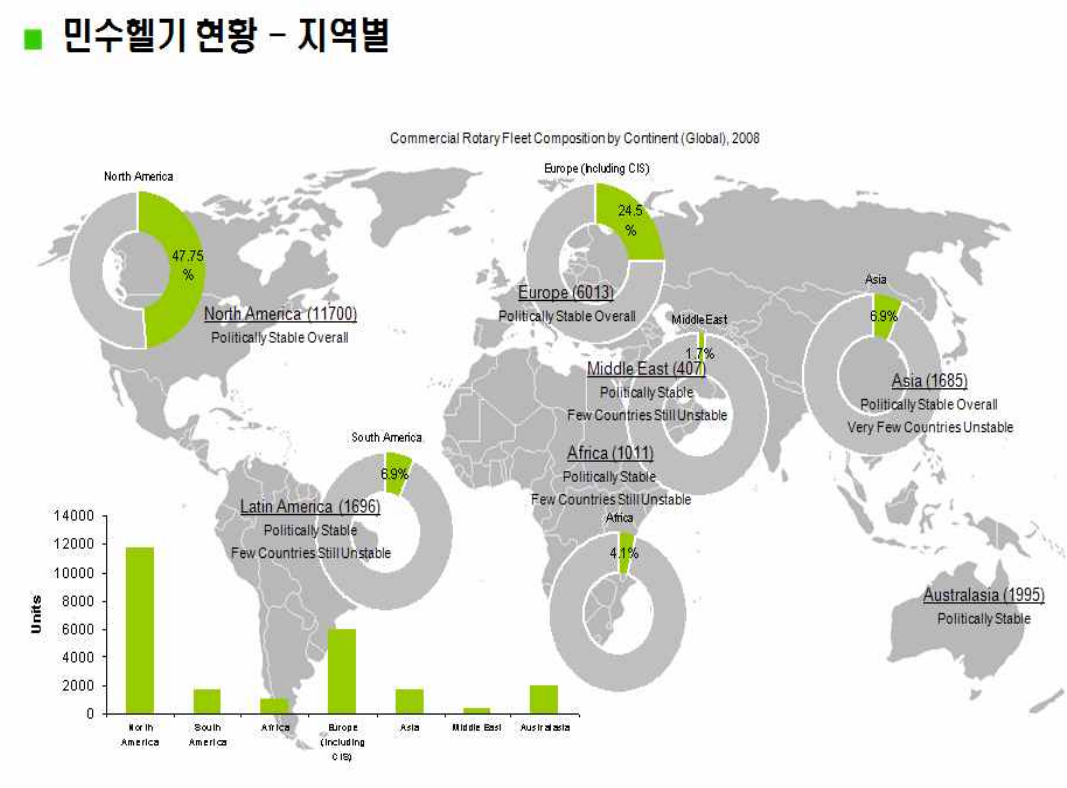


<그림 31> 피스톤 헬기 시장 분포

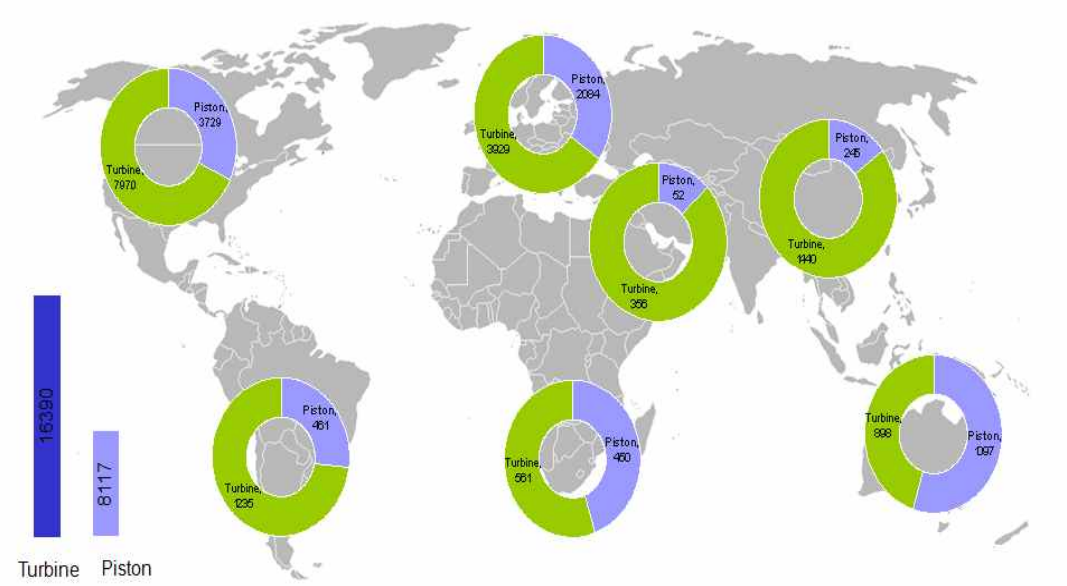
다음은 민수헬기 지역별 세계 시장 현황이다. 북미에서 약 47.75%의 민수헬기를 차지하고 있으며 유럽에서도 약 24.5%를 차지하고 있다. 북미 및 유럽은 터빈 엔진이 다수이며 아시아 및 중동에서도 터빈엔진이 매우 많은 비율을 차지한다.

민수헬기의 세계 각 지역별 현황을 살펴보면 북아메리카, 유럽 지역에서 가장 많은 헬기가 운용되고 있으며 아시아와 아프리카 지역에서는 전체 헬기 중에서 민수헬기가 차지하는 비중이 낮음을 알 수 있다. 국가 간의 분쟁이 많거나 군사적으로 위협한 지역일수록 민수 보다는 군수 헬기의 비중이 높음을 알 수 있다.

헬기의 엔진별 현황을 살펴보면 전체적으로 터빈 엔진 비중이 피스톤 엔진 보다 높음을 알 수 있다. 하지만 호주, 남아프리카 지역에서는 피스톤 엔진의 비중이 터빈 엔진과 비슷하거나 더 많음을 알 수 있다.

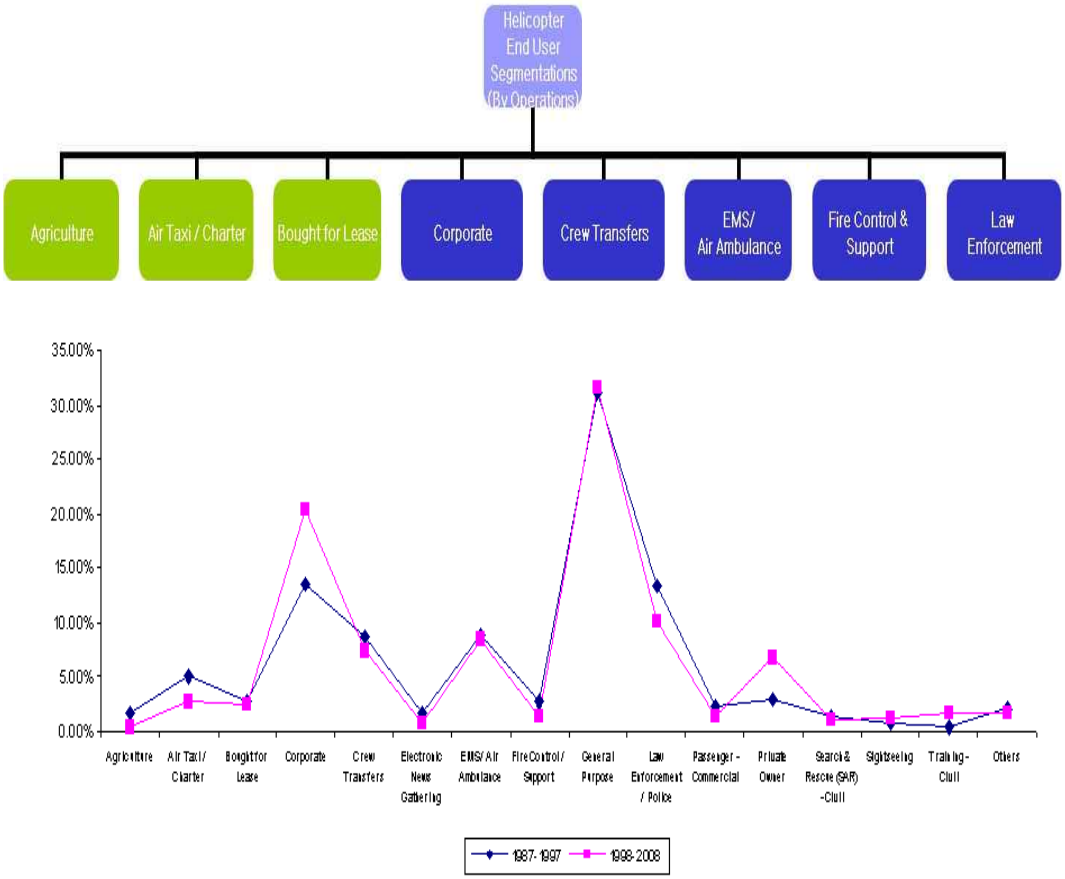


<그림 32> 민수헬기 지역별 시장현황. 2008



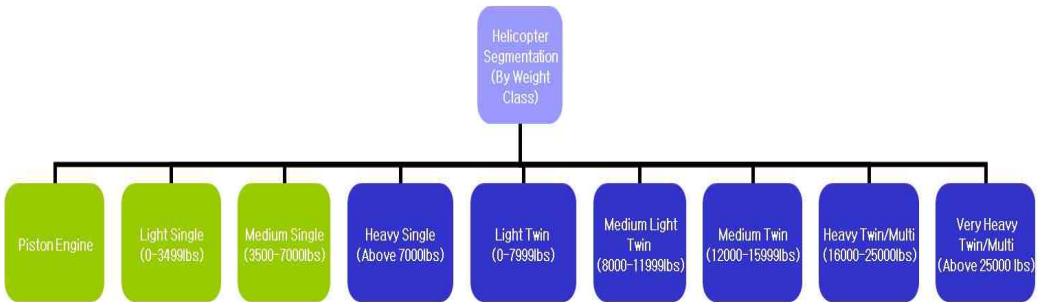
<그림 33> 민수헬기 지역별 피스톤/터빈 구성비

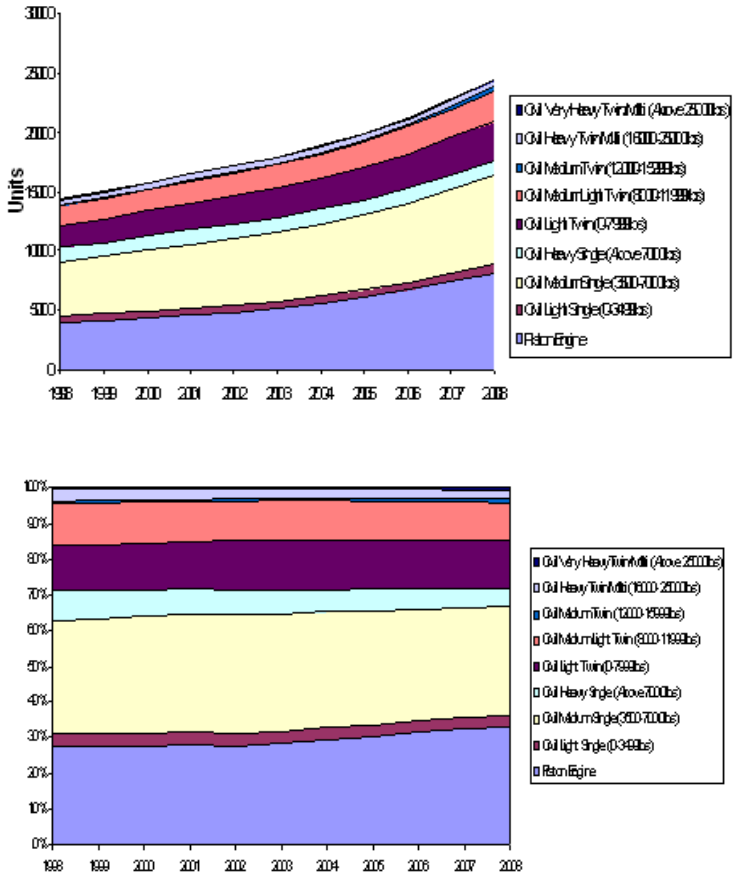
2008년에 증가한 것은 법인 소유와 개인 소유의 헬기이다. 전세기 혹은 Air Taxi와 경찰용 소유 헬기는 오히려 감소 추세를 보이고 있다.



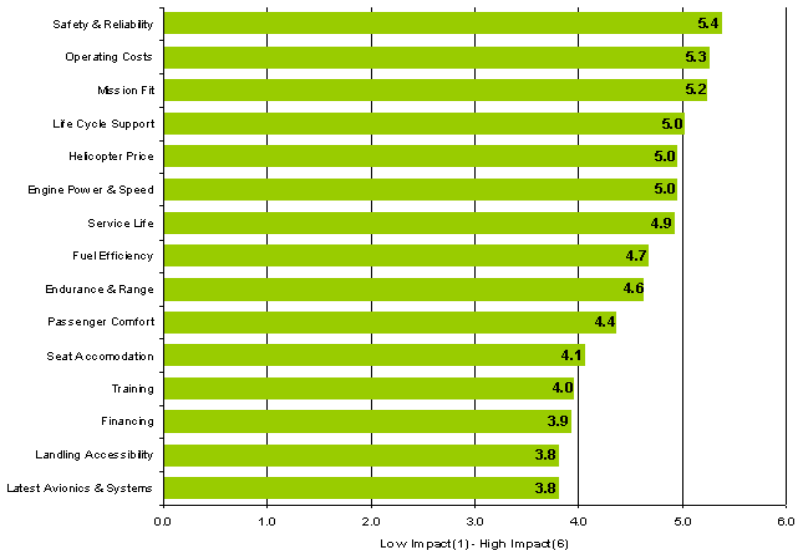
<그림 34> 민수헬기 임무 비교

Civil Medium Twin (8,000-11,999lbs) 과 Civil Light Twin (0-7,999lbs) 급의 수요는 2018년까지 계속 증가 할 것으로 예상된다. Civil Medium Single (3,500-7,000lbs)급과 피스톤 엔진 헬기는 2018년 까지 수요가 계속 증가 할 것으로 보고 있다. 25,000 lbs 이상의 초중량급은 변동이 없어 보인다.



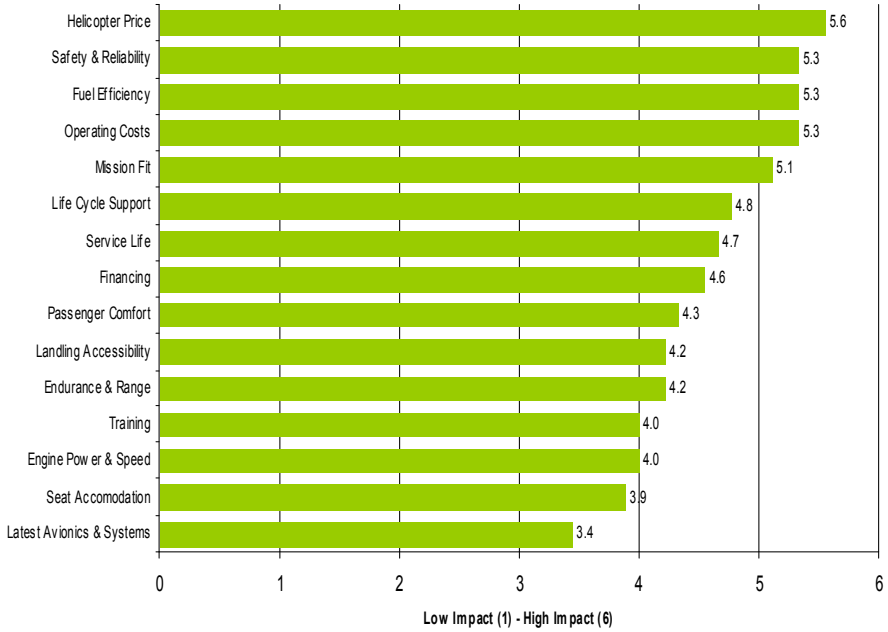


<그림 35> 민수헬기 중량별 분포 및 시장 분석



<그림 36> 해외 민수 헬기 구매자 의사 결정 요인
("민수헬기 기획연구", 항우연, 2010)

해외 헬기 구매자의 의사 결정 요인을 설문조사 해 본 결과 가장 중요한 요소는 안전성과 신뢰성이며 운영비용 임무적합성 등이다. 해외 헬기 구매자들의 가장 큰 구매 선호는 Medium Single급 헬기 이다.



<그림 37> 국내 헬기 구매 의사 결정 요인
("민수헬기 기획연구", 항우연, 2010)

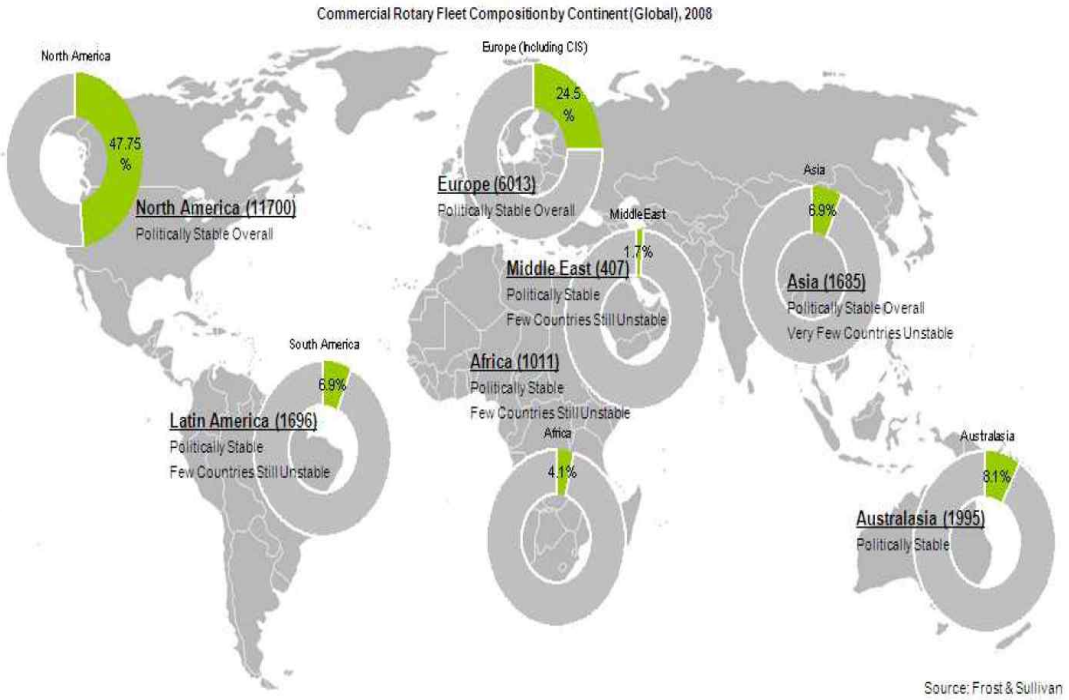
국내 헬기 구매자들의 의사 결정요인을 설문 조사 해본 결과 안전성과 신뢰성, 운영 유지비용, 임무 적합성 등으로 해와 구매자들의 구매 의사 결정 요인과 다를 바 없다. 국내 구매 수요자들의 선호도는 Medium Twin급 헬기이었다.

(3) PESTEL(정치, 경제, 사회, 기술, 환경, 정책 및 규제) 분석

민수 헬리콥터시장은 정치/경제/사회/기술/환경/정책 및 규제 측면에 따라 영향을 받기 때문에, 해당 요소에 대하여 대략적인 경향을 거시적으로 살펴보았다.

(가) 정치적 측면

민수 헬리콥터시장은 근본적인 관점에서, 두 가지 조건(정치적 안정 및 헬리콥터의 운용 인프라 조성)이 모두 갖추어져 있는 상황에서 확대된다. 이는 정치적 안정성을 토대로 정부가 국토방위, 귀빈수송, 가스 및 석유탐사활동, 과학적 탐사 등에 지속적인 소비를 하게 되기 때문이다. 한편 정부 지출과는 별도로 신규 및 중고 헬리콥터의 구매가 상업/개인 분야에서 활발히 일어나는데, 이는 Heavy 클래스 헬리콥터보다는 Light 클래스 헬리콥터 시장에 더 큰 영향을 끼치며, 결과적으로 전체 기체수의 뚜렷한 증가 및 시장 성숙을 조성한다.

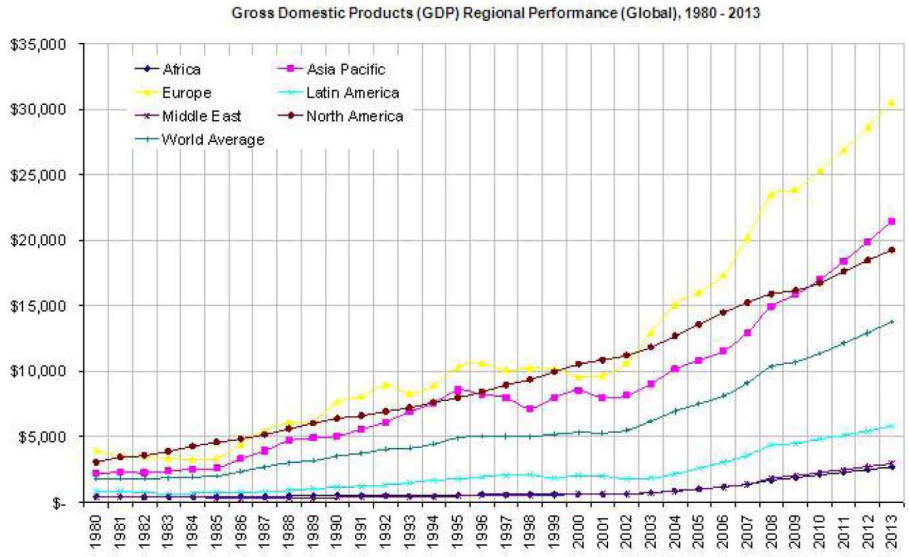


<그림 38> 대륙별 민수 회전익기 운용현황 분포도

(나) 경제적 측면

2008년 시작된 세계 경제위기 여파로 민수 헬리콥터시장도 위축될 전망이지만 Business Jet기 시장보다는 덜할 것으로 예측되며, 헬리콥터의 클래스 중에서는 피스톤엔진 헬리콥터를 포함한 Light 클래스 헬리콥터 시장이 상대적으로 위축될 것으로 예측된다.

세계 평균 GDP(Gross Domestic Products)는 2008년을 기준으로 약 10.356조 달러를 기록했으며, 2000년부터 연평균성장률 약 8.67%로 성장해 왔다. 가장 많은 민수 헬리콥터가 운용중인 미국과 유럽시장의 GDP합은 약 39.321조 달러로 2000년부터 각각 5.27%와 11.81%의 연평균성장률로 성장하였다. 아태지역의 경우 경제규모 기준 최상위권 다섯 국가(일본, 중국, 인도, 호주, 한국)는 0.47%~17.05%의 연평균 성장률로 성장하여 2008년 기준 GDP합은 12.327조 달러 규모이다. 이러한 GDP규모의 증가는 북미, 유럽, 아태지역 헬리콥터시장의 지속적인 증가를 야기할 것으로 전망된다.

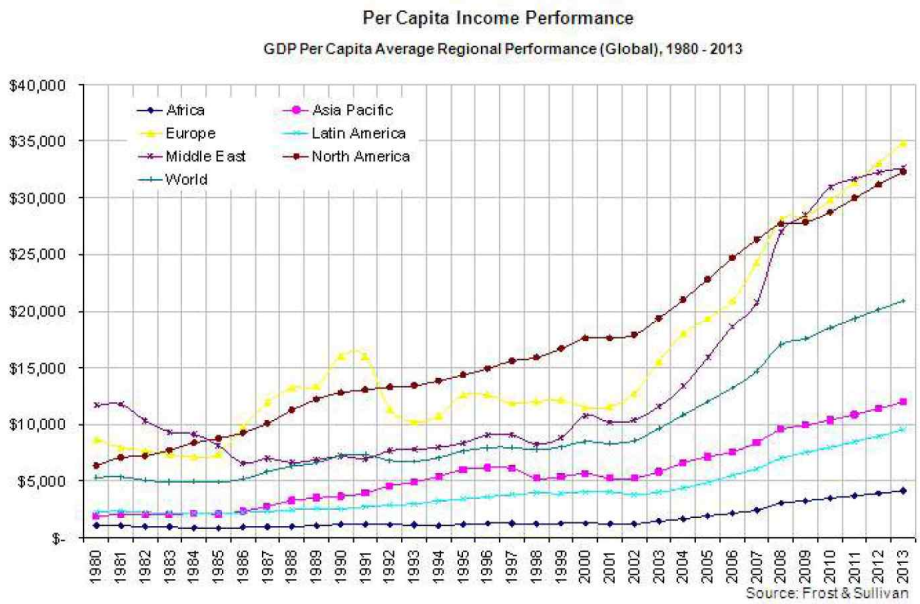


<그림 39> 세계의 지역별 국내총생산(GDP)액 (단위: 십억 달러)

(다) 사회적 경향 및 영향

민수 헬리콥터시장은 통상적으로 헬리패드 등의 인프라가 잘 갖추어져 있고 1인당 국민소득이 높은 국가에서 잘 발달하는 경향이 있다.

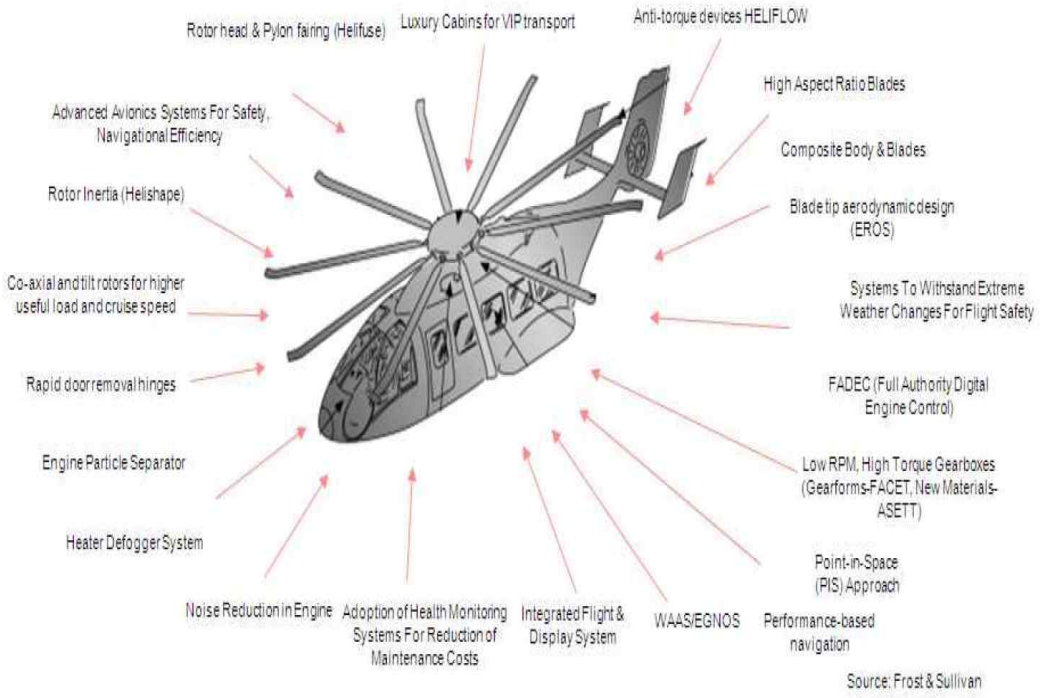
- 북미/유럽 : 세계시장의 72% 차지, 인프라 잘 갖춤, 1인당 GDP $25,000달러 초과 ('08 기준)
- 중동 : 세계시장의 1.7% 차지, 인프라 부족이 원인, GDP 유럽 차순위 및 가장 높은 증가율
- 아태/남미/아프리카 : 세계시장의 17.9% 차지, 1인당 GDP $17,060달러 이하



<그림 40> 세계의 지역별 국민 일인당 소득 (단위: 달러)

(라) 거시 기술적 영향

다양한 분야에 걸친 기술적 진보는 헬리콥터 개발에 많은 영향을 주고 있다.



<그림 41> 헬기 적용 기술 현황

<표 23> 부품/기능별 최근 경향 및 장점

부품/기능	최근 경향	장점	실현 모델/회사
로터	동축반전로터	불균형 이륙의 해결	Falx Air
		증가된 탑재중량	Kamov Series
	Helishape	로터소음의 감소	EuroCopter
		증가된 효율	AugustaWestland
	틸트로터	증가된 속도	V-22 Osprey Helicopter
로터 깃	길이 조정 깃	증가된 공기역학적 효율	연구 진행 중
	깃 끝 설계	임계 마하수에서의 향상된 설계	연구 진행 중
	복합재 깃	무게 대비 높아진 강도	EuroCopter
엔진	엔진 입자 분리기	향상된 엔진 수명과 효율	Chinook Helicopter
항공전자	도플러 항법 장비	적지에서의 정확성	BAE Systems

	주 조종 표시장치	더 넓어진 시야각	Aspen Tech
감시 시스템	인공신경망	로터 진동제어로 추락 방지	VMEP Project by US defend
기어	Helinovi, Friendcopter	소음 감소	EuroCopter, Augusta Westland
바람막이 서리제거장치	고온 고압	저온 환경에서 사용시 용이	Bell 206
	공기순환 시스템		
동체	Helifuse	항력감소	EuroCopter, Augusta Westland
비행 조종 장치	파일론 페어링 (Pylon Fairling)	향상된 안정성	연구 진행 중
	Heliflow : 반토크 장비	항상된 조종성	EuroCopter

(마) 환경적 측면

모든 비즈니스는 주변 환경에 영향을 받기도 하고 반대로 주기도 하는데, 어떤 요인은 긍정적으로 작용하되 또 다른 요인들은 비즈니스 자체에 부정적으로 작용하기도 한다. 민수 헬리콥터 산업 역시 다양한 지리적 환경적 요인에 영향을 받는데, 주목할 부분은 농업용, 해양임무용, 관광용, 응급구조용 등 산업을 이루는 대부분의 비즈니스들이 불리한 지리적 요건 때문에 오히려 지속되고 성장할 수 있다는 점이다. 이것은 접근용이성이 떨어지는 곳에서 그 어떤 수단보다도 더 용이하고 신속하게 임무를 수행할 수 있는 헬리콥터만의 특성이 강점으로 작용하기 때문이다.

세계 민수 헬리콥터시장 내 주요 사업별 점유율은 다음과 같다. (2008년 기체수 기준)

<표 24> 세계 민수 헬리콥터시장 내 주요 사업별 점유율

사업	점유율	사업	점유율
일반목적용	36.4%	소방관련용	1.9%
법인용	13.3%	농업용	1.5%
경찰용	11.3%	승객수송(상업적)용	1.4%
인원수송용	6.8%	수색구조용	1.1%
응급구조/에어엠뷸런스용	6.8%	훈련용	1.0%
개인용	5.2%	뉴스(미디어)용	1.0%
임대사업용	3.3%	관광용	0.9%
에어택시 / 전세용	3.0%	기타	5.0%

세계 민수 헬리콥터시장은 위의 방법 외에 헬리콥터의 운용이 육지에서 혹은 해양에서 이루어지느냐에 따라 해양임무용 / 非해양임무용으로 분류될 수 있으며, 해양임무용은 세계 민수 헬리콥터 전체시장의 11%, 非해양임무용은 89%를 차지한다.

주요 사업별 해양임무가 차지하는 비율은 다음과 같다. (2008년 기체 수 기준)

<표 25> 주요 사업별 해양임무가 차지하는 비율

사업	해양임무 점유율	사업	해양임무 점유율
인원수송용	99.3%	경찰용	6.44%
수색구조용	90.1%	응급구조 / 에어엠뷸런스용	4.43%
관광용	23.4%	소방관련용	4.17%
승객수송(상업적)용	18.2%	법인용	2.26%
에어택시 / 전세용	9.51%		

세계 민수 헬리콥터시장 내 많은 경우에서 해양임무가 중요한 부분을 차지하므로, 시장 내 신규 진출(헬기 제조업, 운용 사업 등)을 하는 경우 주요 사업별 특징 및 이해관계를 잘 이해할 필요가 있다.

헬리콥터와 관련한 자연친화적 항공(Green Aviation)으로의 가장 큰 흐름 중 하나는 유럽의 Clean Sky JTI(Joint Technology Initiative) 프로그램으로, JTI란 유럽위원회의 주도로 유럽연합 내 공공부문과 민간부문의 협력을 통한 연구 프로젝트 실행전략이다. Clean Sky JTI는 현재 실행중인 5가지 프로그램인 수소&연료전지(Fuel Cells and Hydrogen JTI, FCH JTI), 의약품(Innovative Medicines Initiative, IMI), 나노전자(Nanoelectronics Technology 2020, ENIAC), 임베디드 컴퓨터시스템(Embedded Computer Systems, ARTEMIS), 항공학&항공운송(Aeronautics and Air Transport, Clean Sky JTI)의 하나이며, 총 16억 유로의 예산으로 운용되는 유럽 내 가장 큰 연구 프로젝트이다. Clean Sky JTI의 목표는 연료 소비효율 향상을 통한 가스배출 감소, 소음감소, 자연친화적 제품주기 개발 등 항공운송이 자연환경에 미치는 영향을 최소화하기 위한 기술 개발에 있다.

Clean Sky JTI는 2008년~2013년까지 실행되는 연구 프로젝트이지만, 현재 ACARE(Advisory Council for Aeronautics Research in Europe, 유럽 항공학연구자문위원회)가 제시한 2020년까지의 장기적인 환경 관련 목표를 달성하기 위한 기초단계에 있다. Clean Sky JTI 내 헬리콥터와 관련된 부분으로는 'Green Rotorcraft(친환경 헬리콥터)'가 있으며, 상세 연구 주제는 다음과 같다.

- 로터 깃 회전 시 항력을 최소화하기 위한 제어기술
- 운항 중 소음을 최소화하기 위한 터보샤프트엔진 배치

- 항력을 최소화하기 위한 동체디자인
- 헬리콥터 경량화를 위한 디젤엔진기술 통합과 동력손실 최소화를 위한 엔진 배치
- 에너지관리 최적화를 위한 새로운 아키텍처 기반의 전기 시스템
- 이착륙 과정의 최적화
- 질소산화물 및 이산화탄소 배출의 최소화를 위한 임무별 절차 정형화
- 틸트로터 조종 과정의 최적화
- 저고도 비행절차의 최적화

Green Rotorcraft는 헬리콥터(틸트로터기 포함)를 위한 세부프로그램이며, 현재 유럽연합 내 27개국 및 노르웨이와 스위스 등 유럽연합 관련국가의 조직이 Green Rotorcraft 프로그램과 관련되어 있다. 유럽에 기반을 둔 헬리콥터 제조사인 EuroCopter社와 AgustaWestland社역시 이 프로그램에 참여하고 있으며 7년 동안 Clean Sky JTI 예산의 10퍼센트인 1억6천만 유로를 지원받는다. EuroCopter社와 AgustaWestland社사이의 협력 이외에도, 다른 세부주제들이 PZL Swidnik社와 프랑스, 독일, 이탈리아의 연구개발센터(ONERA, DLR, CIRA 등)와 함께 진행되고 있다.

현재 전세계 인류가 배출하는 이산화탄소 중 약 2%가 항공운송산업에 의해 발생되고 있으며, 이는 항공운송산업을 제외한 타 운송산업이 차지하는 16%에 비해 미미한 수준이다. 그러나 항공운송산업이 차지하는 비율이 2050년 약 3%로 증가할 것으로 예측됨에 따라 항공산업 전반이 초기 단계에서부터 이 문제를 해결하려는 움직임을 보이고 있다.

친환경 항공(Green Aviation)은 결국 각종 가스 배출량의 감소와 효율성의 향상으로 압축될 수 있으며, 따라서 이 문제를 해결하기 위해서 단기적으로는 연료 계통 및 기체 디자인 전반에 변화를 주지 않으며 기존 화석연료보다 경제적이지만 탄소배출량이 적은 연료를 찾아야 할 것이다. 프로스트앤설리번(Frost & Sullivan)은 항공운송업계가 2014년부터 점진적으로 바이오 연료(Bio Fuel)와 기존 연료가 혼합된 연료를 사용할 것으로 예상하고 있으며, 헬리콥터산업 역시 이러한 동향을 따를 것으로 예측하고 있다. 환경과 관련하여 엄격한 법률이 도입되는 경우 항공산업 전반을 촉진시키는 요소로 작용하지는 않겠으나, 이러한 흐름을 빨리 받아들이는 경우 시장 내에서의 지위를 확고히 하는 기회가 될 것이다.

(바) 정책 및 규제 경향 및 영향

헬리콥터 운용 및 중장기적 구매 등의 활동은 관련 정책 및 규제에 많은 영향을 받게 된다. 이러한 정책 및 규제는 미래 헬리콥터의 구조 및 기술적 측면에만 영향을 주는 것이 아니라, 시장 내 몇몇 특정 모델이 타 모델보다 더 경쟁력을 갖도록 하는 결과를 가져온다. 다음은 주요 정책관련 기관/조직의 최근 경향 예시임.

- 유럽항공안전국(EASA) : 2012년 4월까지 시행을 예고한 헬리콥터 운용관련 필

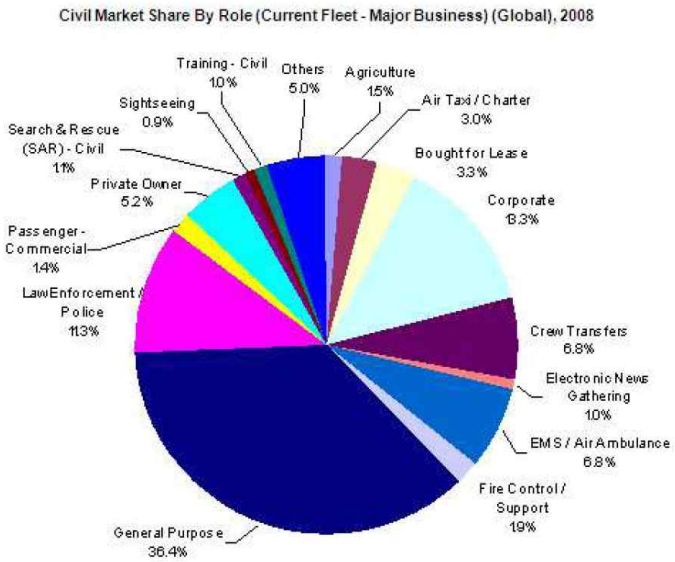
수요건은 기존 운용관련규칙인 EU-OPS(유럽 연합 내의 여객 & 화물운송 목적의 모든 고정익기에 유효한 최소의 안전 및 절차에 관련된 규정), JAR-OPS 1 (JAR-OPS는 유럽연합 내 모든 상용 항공운송기의 운용에 관한 규정으로, JAR-OPS 1은 고정익운용관련임), JAR-OPS 2(개인용 비행기 운용관련), JAR-OPS 3(민수용 회전익 운용관련)에 기초를 두고 있다. 유럽연합 교통 장관이 2010년 10월 승인 이후 유럽의회에 소개될 예정이다. (관련 상세 사항 : http://www.jaa.nl/publications/jars/606970.pdf)

- 미국연방항공국(FAA) : 2011년부터 발효될 규정으로 의료산업 관련 헬리콥터가 충돌회피 시스템 등의 추가적인 안정장비($십만 달러 상당)를 탑재토록 규정한다. 미국 내 의료산업 관련 840여대의 헬리콥터 중 40%가 안전장비의 탑재를 완료했다.
  (관련 상세 사항 : http://www.faa.gov/news/fact_sheets/news_story.cfm?newsId=6763)
  또한 미국연방항공국(Federal Aviation Administration)에 종종 조언하는 미국연방교통안전위원회(National Transportation Safety Board)에서 최근 뉴스용 헬리콥터가 다른 헬리콥터로부터 얼마나 떨어져있어야 하는 지에 관한 새로운 제안을 내놓았다. 이와 관련하여 미국연방교통안전위원회는 블레이드 및 동체에 충돌방지등 및 헬리콥터 전용의 경고시스템을 요구하였다. 현재 미국 내 약 140여 대의 뉴스용 헬리콥터가 운용 중이며 몇몇 헬리콥터는 미국연방항공국과의 비공식적 절차와 합의에 의해 운용되고 있다.
  (관련 상세 사항 : http://www.ntsb.gov/PressRel/2009/090122.html)
- 국제민간항공기구(ICAO) : 2008년 가을 국제민간항공기구가 GPS 수신기 등 헬리콥터 항법을 위한 수정된 기준안을 제출하였다. 관련 기준안은 공항 등에 이착륙을 돕기 위한 WAAS(Wide Area Augmentation System)와 EGNOS(European Geostationary Navigation Overlay System)를 이용한 수직 & 수평 유도시스템 등의 내용을 포함하고 있다.

다. 세계 민수 헬리콥터 시장 수요

(1) 민수 헬리콥터시장 수요자 분석

현재 전 세계 시장에서 운용중인 약 24,507대의 민수 헬리콥터는 최종사용자의 용도에 따라 분류되며, 일반목적용, 법인용, 경찰용 등의 순서로 많이 사용되고 있다. 해양임무(Offshore)를 수행하는 측면에서 보면, 전체 용도 중 약 11%가 해양에서 일어나며, 그 중 인원수송용이 99.3%, 탐색 및 구조용 90.1%, 관광용 23.4% 순서로 활용되고 있다.

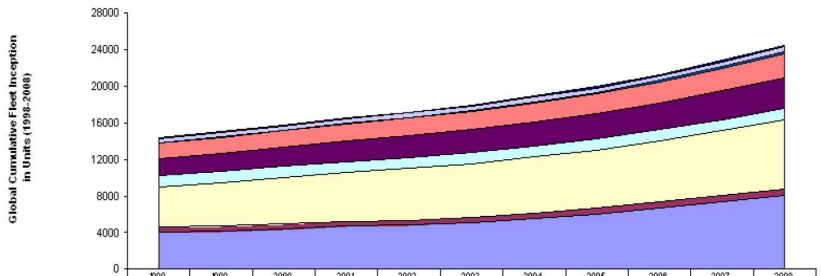


<그림 42> 민수 헬기 용도별 분포

(2) 민수 헬리콥터시장 성장 분석

세계 민수 헬리콥터시장은 1998년 말 14,416대에서 2008년 말 24,507대로 지난 11년간 연평균성장률 5.45%로 성장하였고, 석유 및 가스탐사, 국토안보, 기업구매 등의 요인으로 2002년 이후부터 더 큰 성장률을 보이고 있다. 민수 헬리콥터시장 역시 세계경제위기의 영향을 받았으나 대부분 피스톤엔진과 Light 클래스 터빈엔진시장에 국한되며, 임무나 용도에 의한 구매도가 높은 Medium/ Heavy 클래스 터빈엔진시장에는 그 영향이 미미한 것으로 판단되고 있다.

다음은 각 클래스별 각 년도 누적치와 전체 시장의 전년비 성장률을 나타낸다.



	1998	1999	2000	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007	2008
Civil Very Heavy Twin/Multi (Above 25000lbs)	74	80	83	88	88	90	103	119	138	165	188
Civil Heavy Twin/Multi (16000-25000lbs)	463	471	473	479	484	493	509	517	528	549	554
Civil Medium Twin (12000-15999lbs)	73	73	73	76	78	81	89	109	136	177	258
Civil Medium Light Twin (8000-11999lbs)	1670	1740	1802	1859	1928	2011	2101	2191	2302	2418	2552
Civil Light Twin (0-7999lbs)	1864	1975	2080	2208	2337	2487	2615	2756	2930	3147	3371
Civil Heavy Single (Above 7000lbs)	1199	1201	1204	1208	1209	1212	1213	1213	1213	1216	1216
Civil Medium Single (3500-7000lbs)	4558	4819	5150	5411	5685	5884	6095	6352	6675	7074	7513
Civil Light Single (0-3499lbs)	515	540	559	575	590	606	626	646	673	700	738
Piston Engine	4000	4161	4367	4629	4796	5094	5566	6041	6703	7405	8117

Total	14416	15060	15791	16533	17195	17958	18917	19944	21298	22849	24507
YoY Fleet Growth %		4.47%	4.85%	4.70%	4.00%	4.44%	5.34%	5.43%	6.79%	7.28%	7.26%

<그림 43> 민수 연도별 누적치

다음은 각 클래스별 전년비 성장률을 보여준다.

<표 26> 민수헬기 전년비 성장률

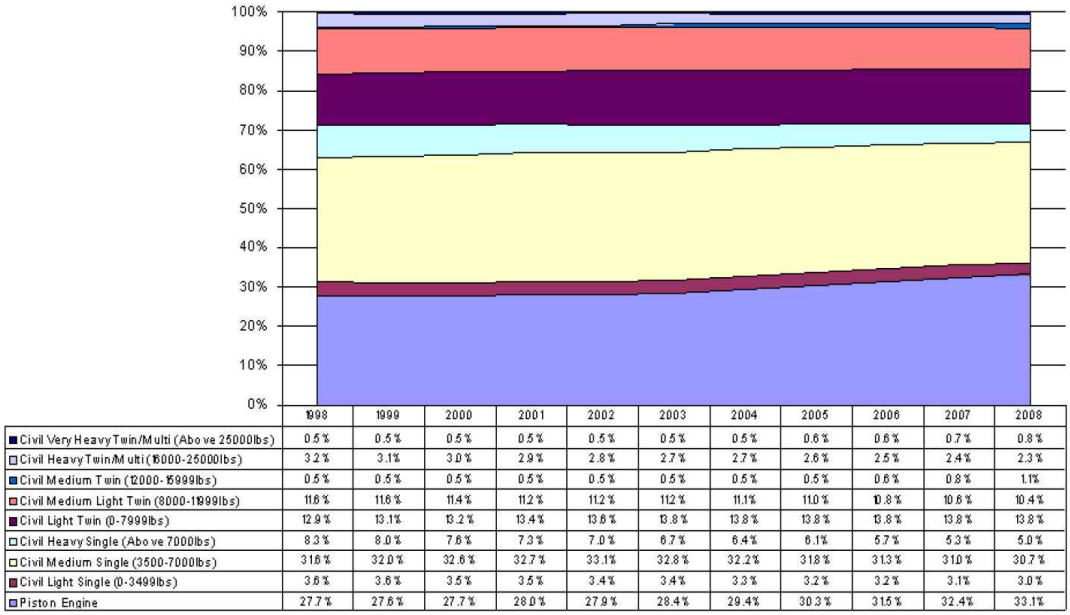
Civil Helicopter Cumulative Market Growth Trend												
Helicopter Weight Class	1999	2000	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007	2008	평균 성장률 (% CAGR)	2008년 말 기준 기체수
Piston Engine	4.0%	5.0%	6.0%	3.6%	6.2%	9.3%	8.5%	11.0%	10.5%	9.6%	7.33%	8117
Civil Light Single (0-3499lbs)	4.9%	3.5%	2.9%	2.6%	2.7%	3.3%	3.2%	4.2%	4.0%	5.4%	3.66%	738
Civil Medium Single (3500-7000lbs)	5.7%	6.9%	5.1%	5.1%	3.5%	3.6%	4.2%	5.1%	6.0%	6.2%	5.12%	7513
Civil Heavy Single (Above 7000lbs)	0.2%	0.2%	0.3%	0.1%	0.2%	0.1%	0.0%	0.0%	0.2%	0.0%	0.14%	1216
Civil Light Twin (0-7999lbs)	6.0%	5.3%	6.2%	6.8%	6.4%	5.1%	5.4%	6.3%	7.4%	7.1%	6.10%	3371
Civil Medium Light Twin (8000-11999lbs)	4.2%	3.6%	3.2%	3.7%	4.3%	4.5%	4.3%	5.1%	5.0%	5.6%	4.33%	2552
Civil Medium Twin (12000-15999lbs)	0.0%	0.0%	4.1%	2.6%	3.8%	9.9%	22.5%	24.8%	30.1%	45.8%	13.46%	258
Civil Heavy Twin (16000-25000lbs)	1.7%	0.4%	1.3%	1.0%	1.9%	3.2%	1.6%	2.1%	4.0%	0.9%	1.81%	554
Civil Very Heavy Twin/Multi (Above 25000lbs)	8.1%	3.8%	6.0%	0.0%	2.3%	14.4%	15.5%	16.0%	19.6%	13.9%	9.77%	188
											5.45%	24507

Medium Single 클래스가 2008년 말 기준 7,513대로, 기체 수 기준으로 가장 큰 부분을 차지하고 있다. Light Twin 클래스는 3,371대로 쌍발엔진 클래스 중 가장 큰 비중을 차지하며, 2008년 7.1%의 성장률을 보였다. Medium Light Twin 클래스 역시 5.6%의 성장률을 보이며 전체 시장에서 의미 있는 수치를 보여주었고, Medium Twin 클래스의 경우 견조한 증가추세에 있으며 2005년 이후 급격한 성장률을 보이는 것은 전체 기체 수가 타 클래스에 비해 워낙 적기 때문이다.

지난 11년 동안의 경향은 각 클래스 중 피스톤엔진(연평균성장률 7.33%), Medium Single(연평균성장률 5.12%), Light Twin(연평균성장률 6.10%), Medium Twin(연평균성장률 13.46%), Very Heavy Twin/Multi(연평균성장률 9.77%) 클래스가 큰 성장률을 보였다. Heavy Single 클래스(7000LBS 이상)의 경우, 그 수요와 구매량이 계속 감소하여 왔으며 점진적으로 타 클래스에 의해 대체되고 있음. 한편, Medium Single 클래스(3500~7000LBS) 헬리콥터는 운용사들에게 가장 인기가 높으며 지난 10년간 가장높은 연평균성장률로 성장해 왔다.

(3) 민수 헬리콥터시장 구성 클래스별 분석

지난 11년간 각 클래스별 구성 비율은 다음과 같다. (기체 수 기준)



	1998	1999	2000	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007	2008
Civil Very Heavy Twin/Multi (Above 25000lbs)	0.5%	0.5%	0.5%	0.5%	0.5%	0.5%	0.5%	0.6%	0.6%	0.7%	0.8%
Civil Heavy Twin/Multi (16000-25000lbs)	3.2%	3.1%	3.0%	2.9%	2.8%	2.7%	2.7%	2.6%	2.5%	2.4%	2.3%
Civil Medium Twin (12000-15999lbs)	0.5%	0.5%	0.5%	0.5%	0.5%	0.5%	0.5%	0.5%	0.6%	0.8%	1.1%
Civil Medium Light Twin (8000-11999lbs)	11.6%	11.6%	11.4%	11.2%	11.2%	11.2%	11.1%	11.0%	10.8%	10.6%	10.4%
Civil Light Twin (0-7999lbs)	12.9%	13.1%	13.2%	13.4%	13.6%	13.8%	13.8%	13.8%	13.8%	13.8%	13.8%
Civil Heavy Single (Above 7000lbs)	8.3%	8.0%	7.6%	7.3%	7.0%	6.7%	6.4%	6.1%	5.7%	5.3%	5.0%
Civil Medium Single (3500-7000lbs)	31.6%	32.0%	32.6%	32.7%	33.1%	32.8%	32.2%	31.8%	31.3%	31.0%	30.7%
Civil Light Single (0-3499lbs)	3.6%	3.6%	3.5%	3.5%	3.4%	3.4%	3.3%	3.2%	3.2%	3.1%	3.0%
Piston Engine	27.7%	27.6%	27.7%	28.0%	27.9%	28.4%	29.4%	30.3%	31.5%	32.4%	33.1%

<그림 44> 지난 11년간 각 클래스별 구성 비율(기체 수 기준)

시장진입의 경우, 전년비 성장률, 시장 크기, 변화하는 시장 구성비율, 잠재시장 및 기회 등 주요 요소 등이 모두 고려되어야 함. 다음의 표는 1998년과 2008년 각각의 클래스별 구성비율을 나타낸다.

<표 27> 1998년과 2008년 각각의 클래스별 구성비

HELICOPTER WEIGHT CLASS	% of Market Composition (1998)	% of Market Composition (2008)	Ratio of Composition 2008 vs. 1998	상태
Civil Very Heavy Twin/Multi (Above 25000lbs)	0.5	0.8	1.6	성장
Piston Engine	27.7	33.1	1.2	성장
Civil Medium Twin (12000-15999lbs)	0.5	1.1	2.2	성장
Civil Heavy Single (Above 7000lbs)	8.3	5.0	0.6	감소
Civil Light Single (0-3499lbs)	3.6	3.0	0.8	감소
Civil Heavy Twin (16000-25000lbs)	3.2	2.3	0.7	감소
Civil Medium Light Twin (8000-11999lbs)	11.6	10.4	0.9	지속
Civil Light Twin (0-7999lbs)	12.9	13.8	1.1	지속
Civil Medium Single (3500-7000lbs)	31.6	30.7	1.0	지속
	100.0%	100.0%		

Source: Frost & Sullivan

(4) 헬리콥터시장 수요의 정량적 예측 방법

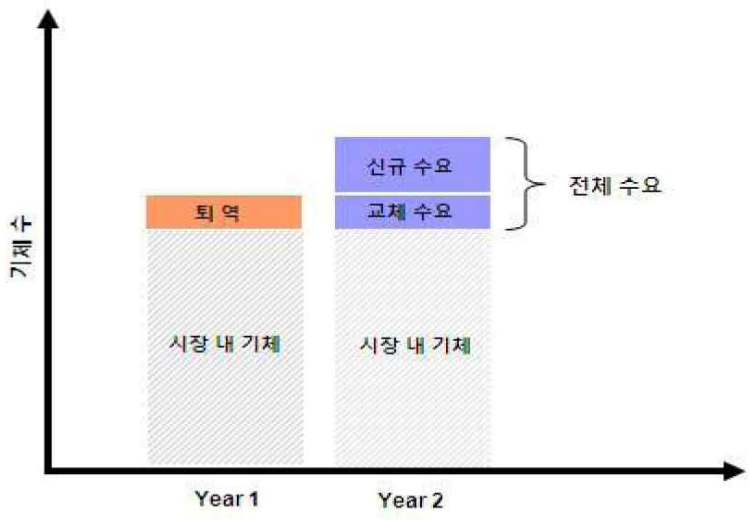
민수 헬리콥터의 시장 수요는 다양한 수직시장의 요구에 달려있으며, 따라서 전체 수요는 수직시장 내 다양한 비즈니스의 수요에 직접적인 연관이 있다. 본 과제에 사용된 정량적 예측은 수직시장 내 각 비즈니스가 미래에 얼마나 많은 민수 헬리콥터 수요를 창출해낼 것인가를 기반으로 하고 있으며, 예측을 위하여 반복적 Delphi 기법을 부가적으로 이용하는 Frost & Sullivan 고유의 수학적 예측모델이 사용되었다.

※ 수직시장(Vertical Market) : 유사한 상품이나 서비스가 개발되고 유사한 방법으로판매되는 특정 산업이나 기업군을 의미함. 보험, 부동산, 금융, 제조업, 소매, 운송, 병원, 정부 등 경우에 따라 정의가 달라짐.

시장 수요 예측에 있어, 각 클래스 내 헬리콥터의 기령과 함께 교체수요의 발생시점이 고려대상이며, 교체수요에는 크게 '해당 기체의 퇴역시기'와 '교체 시 대체될 헬리콥터'가 고려되어야 한다. 교체 발생의 경우 동일한 모델의 헬리콥터가 아닐 수 있으며, 대부분의 경우 같은 클래스 혹은 근접한 클래스 내 모델로 교체된다. 따라서 수요 발생 시, 단순히 동일한 모델로 교체되기 보다는 비즈니스별 운용목적에 따라 교체대상이 선택된다고 보는 것이 타당하다.

신규수요의 경우, 비즈니스(혹은 산업)의 촉진요인과 깊은 연관이 있으며, 미래 신규수요를 예측하기 위해 각 비즈니스별 신규수요를 살펴보아야 한다. 이를 위해 과거의 경향과 함께 각 비즈니스 내 경향이 헬리콥터의 구매에 어떠한 영향을 끼쳤는지 지난 20년과 10년을 각각 기준으로 삼아 분석하고, 각 경우에 대한 시나리오를 살펴볼 수 있다.

전체수요는 신규수요와 교체수요의 합이며, 본 연구에서는 각 11년 단위로 <2009년~2019>년과 <2020~2030>년까지의 예측을 수행하였다. 아래의 그림은 각 수요의 개념에 대한 묘사이다.



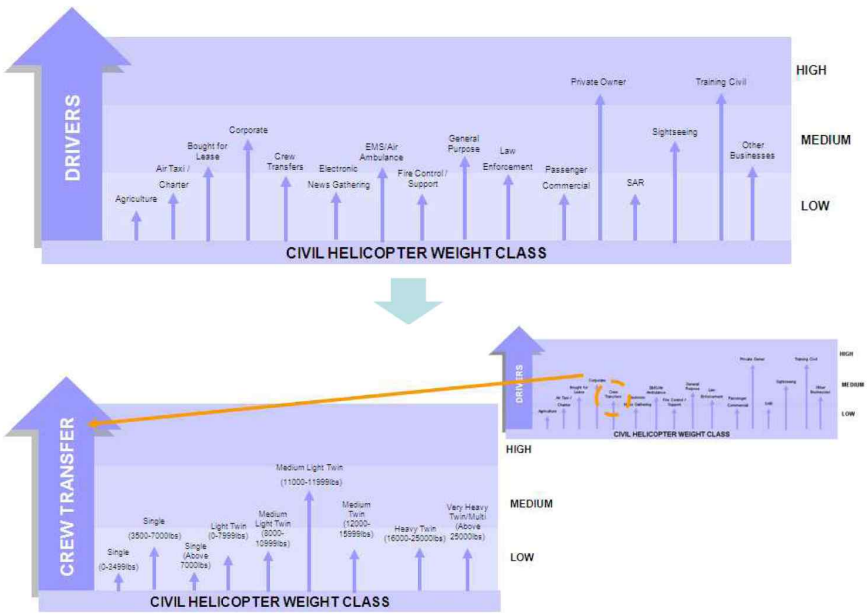
<그림 45> 기간별 전체, 신규, 교체수요의 개념

민수 헬리콥터시장 내의 헬리콥터 구매에 관련된 각 비즈니스에 대해, 거시적인 관점과 미시적인 관점으로의 분석이 요구된다. 거시적인 측면에서 장기적으로 보았을 때 특정 비즈니스를 위한 환경이 안정적이고 유리하다면 해당 비즈니스 내의 수요 역시 함께 증가할 것이라고 가정할 수 있고 이 때 각 비즈니스는 미래 전체 수요를 증가 혹은 감소시키는 요인으로 생각할 수 있다. 아래는 수요 증가 및 감소요인들로 작용하는 각각의 비즈니스를 열거하였다.

<표 28> 전체 수요에 영향을 끼치는 민수 헬리콥터시장 내 각 비즈니스

일반목적용	소방관련용
법인용	농업용
경찰용	승객수송(상업적)용
인원수송용	수색구조용
응급구조/에어엠뷸런스용	훈련용
개인용	뉴스(미디어)용
임대사업용	관광용
에어택시 / 전세용	기타

예시적으로 아래의 그림과 같이 모든 비즈니스가 촉진 요소와 억제요소에 의하여 특정 기간 동안 각각 다른 정도로 성장 또는 하락하게 된다. 아래의 그림은 시장에 영향을 주는 요소의 하나로서 인원수송을 예로 들었으며 화살표의 길이는 각 요소의 작용 정도를 의미하나 여기에서는 개념설명을 돕기 위해 임의로 표시하였다.



<그림 46> 각 비즈니스 중 인원수송이 각 헬리콥터 클래스에 미치는 영향 개념도

인원수송 비즈니스가 위 그림의 각 비즈니스와 함께 특정 크기만큼 성장했을 때, 이는 결과적으로 각각의 헬리콥터 클래스에 다른 정도의 영향을 끼치게 된다. 미래 수요 예측을 위해 과거 10년과 20년 각각의 기간을 기준으로, 각 비즈니스의 과거 경향과 각 클래스의 변화 등을 아우르는 상관관계를 분석하였는데, 이를 통해 두 가지 경우를 살펴볼 수 있다.

- 시나리오 1 : 과거 20년 동안의 비즈니스 경향에 중점적
- 시나리오 2 : 비교적 더 최근인 과거 10년 동안의 비즈니스 경향에 더욱 중점적

이렇게 각각의 클래스에 대하여 시장촉진요인으로 작용하는 모든 비즈니스가 고려되었고, 과거의 경향을 어떻게 반영할 것인가에 따라 두 가지 시나리오로 예측하였다. <2009년~2030년>까지의 최종 전망치는 각 클래스 및 촉진요소의 분석 후 예측한 결과이다.

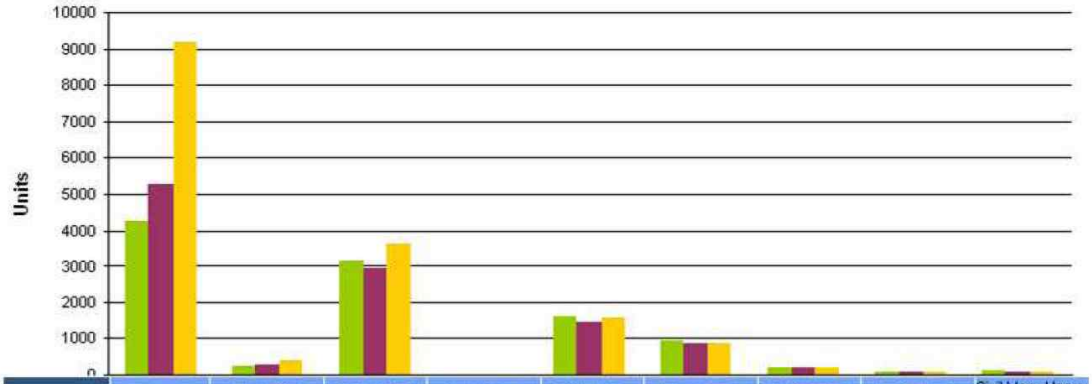
(5) 민수 헬리콥터시장 수요의 정량적 예측

시나리오 1과 시나리오 2에 따른 세계 민수 헬리콥터 전체시장에 대한 정량적 예측 결과는 아래와 같다.



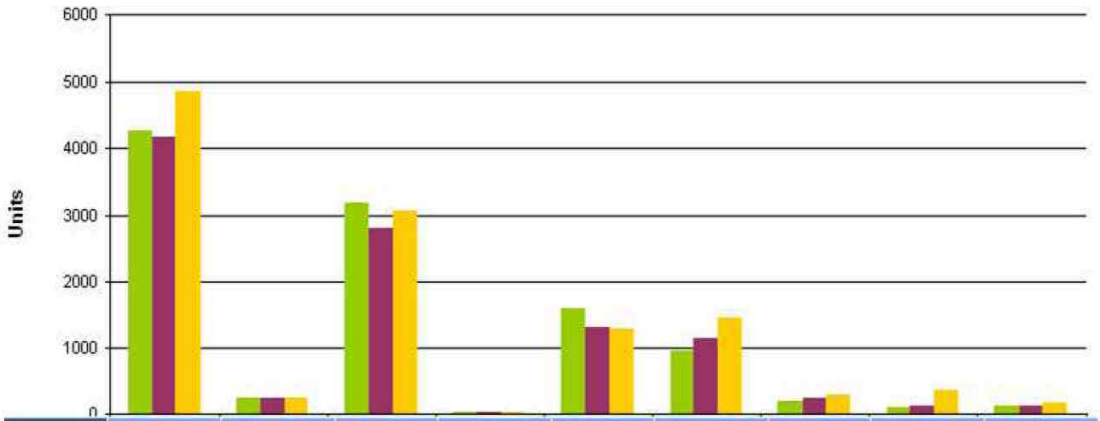
<그림 47> 각 시나리오에 따른 세계 민수 헬리콥터시장의 정량적 예측 결과

각 클래스별 예측 결과는 아래와 같다. 아래 그림의 수치는 전체수요만을 나타낸다. (해당 기간 내 시장에서 운용되는 숫자는 제외)



Period	Piston	Civil Light Single (0-3499lbs)	Civil Medium Single (3500-7000lbs)	Civil Heavy Single (Above 7000lbs)	Civil Light Twin (0-7999lbs)	Civil Medium Light Twin (8000-11999lbs)	Civil Medium Twin (12000-15999lbs)	Civil Heavy Twin (16000-25000lbs)	Civil Very Heavy Twin/Multi (Above 25000lbs)
1998-2008	4268	242	3180	19	1602	943	188	95	118
2009-2019	5260	273	2984	15	1448	870	185	77	70
2020-2030	9195	391	3614	13	1579	875	189	63	67

<그림 48> <시나리오 1>에 의한 클래스별 정량적 예측 결과



Period	Piston	Civil Light Single (0-3499lbs)	Civil Medium Single (3500-7000lbs)	Civil Heavy Single (Above 7000lbs)	Civil Light Twin (0-7999lbs)	Civil Medium Light Twin (8000-11999lbs)	Civil Medium Twin (12000-15999lbs)	Civil Heavy Twin (16000-25000lbs)	Civil Very Heavy Twin/Multi (Above 25000lbs)
1998-2008	4268	242	3180	19	1602	943	188	95	118
2009-2019	4156	227	2806	15	1287	1120	231	129	108
2020-2030	4842	243	3056	14	1277	1452	291	344	158

<그림 49> <시나리오 2>에 의한 클래스별 정량적 예측 결과

시나리오 1과 시나리오 2의 차이를 조금 더 살펴보면 다음과 같으며, 이를 통해 기준을 어떻게 두느냐에 따라 경향을 해석하는 데 차이가 있음을 알 수 있다. 예측 결과를 보는 시각에 있어 시나리오 1보다는 시나리오 2의 경우에 의미를 두는 것이 더 합리적으로, 다음과 같은 이유들이 있다.

- 시장에 영향을 끼치는 모든 시장촉진요소를 고려함에 있어, 최근 10년의 경향을 살펴보는 것으로도 각 비즈니스의 변화 양상을 찾아낼 수 있으며, 최근 10년의 경향이 오히려 과거 20년을 기준으로 삼는 것보다 현재의 경향과 방향성이 일치함. 과거 20년을 기준으로 하는 경우 오히려 예측결과가 편향될 수 있음.
- 시나리오 2의 경우 현재 상황과 더욱 일치하는 헬리콥터 퇴역경향이 반영되므로 전망치의 정확도가 높아짐.
- 이와 같은 이유들로, 추후의 모든 가치(Value or Revenue) 관련 분석에는 시나리오2가 이용되었음.

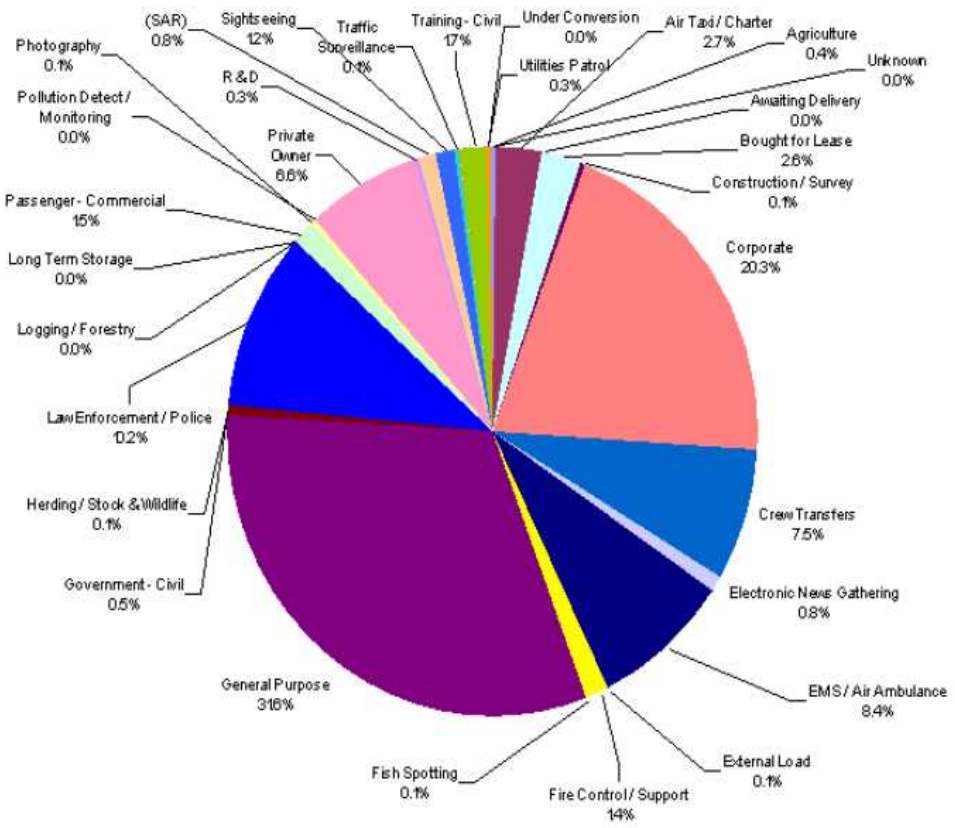
<표 29> 시나리오 별 경향 해석의 차이

시나리오 1	시나리오 2
<1987년~1997년>과 <1998년~2008년>의 변화양상을 분석	<1998년~2003년>과 <2004년~2008년>의 변화양상을 분석
전체 기체 수의 증가에 있어 높은 성장률을 보임	전체 기체 수의 증가에 있어 중간 정도의 성장률을 보임.
무거운(Heavier) 클래스의 예측 결과가 상대적으로 덜 긍정적임	무거운(Heavier) 클래스의 예측 결과가 상대적으로 긍정적임
<1987년~1997년>과 비교했을 때 농업용 헬리콥터의 시장점유율이 1/5로 감소	<1998년~2003년>과 비교했을 때 농업용 헬리콥터의 시장점유율이 1/4로 감소
<1987년~1997년>과 비교했을 때 에어택시/전세용 헬리콥터의 시장점유율이 1/2로 감소	<1998년~2003년>과 비교했을 때 에어택시/전세용 헬리콥터의 시장점유율이 1/3로 감소
<1987년~1997년>과 비교했을 때 법인용 헬리콥터의 시장점유율이 50%로 감소	<1998년~2003년>과 비교했을 때 법인용 헬리콥터의 시장점유율이 35%로 감소
<1987년~1997년>과 비교했을 때 인원수송용 헬리콥터의 시장점유율이 15%로 감소	<1998년~2003년>과 비교했을 때 인원수송용 헬리콥터의 시장점유율은 50% 이상 증가
<1987년~1997년>과 비교했을 때 응급구조/에어앰뷸런스용 헬리콥터의 시장점유율이 경향을 유지	<1998년~2003년>과 비교했을 때 응급구조/애어앰뷸런스용 헬리콥터의 시장점유율은 경향을 유지
<1987년~1997년>과 비교했을 때 소방관련 헬리콥터의 시장점유율이 50%로 감소	<1998년~2003년>과 비교했을 때 소방관련 헬리콥터의 시장점유율은 25%정도 증가

<1987년~1997년>과 비교했을 때 상업용 인원수송 헬리콥터의 시장점유율이 60%로 감소	<1998년~2003년>과 비교했을 때 상업용 인원수송 헬리콥터의 시장점유율은 20%정도 증가
<1987년~1997년>과 비교했을 때 개인용 헬리콥터의 시장점유율이 100%로 감소	<1998년~2003년>과 비교했을 때 개인용 헬리콥터의 시장점유율은 15%정도 증가

(6) 민수 헬리콥터시장 내 주요 운용목적별 수요

다음은 1998년~2008년 사이 시장에 진입한 민수 헬리콥터들을 주요 운용목적에 따라 누적점유율을 나타낸 것으로, 2008년을 기준으로 한 시점에서의 상황을 표현한 앞절의 차트와는 차이가 있다. 1998년~2008년 사이에, 법인용, 인원 수송용, 응급구조/에어앰뷸런스용, 일반목적용, 경찰용, 개인용의 헬리콥터가 세계 전체 수요의 85%를 차지하므로 이러한 비즈니스가 미래 헬리콥터 수요에 중요한 역할을 할 것으로 기대할 수 있다.



<그림 50> 민수 헬리콥터 주요 운용목적에 따른 점유율 (1998~2008년)

<표 30> 민수 헬리콥터 주요 운용목적에 따른 점유율 및 기체수 (1987~1997년, 1998~2008년)

Roles (1998-2008)	Global Fleet (%)
Agriculture	0.37%
Air Taxi / Charter	2.65%
Bought for Lease	2.62%
Corporate	20.35%
Crew Transfers	7.45%
Electronic News Gathering	0.79%
EMS / Air Ambulance	8.44%
Fire Control & Support	1.38%
General Purpose	31.55%
Law Enforcement / Police	10.23%
Passenger Commercial	1.47%
Private Owner	6.87%
Search & Rescue (SAR) - Civil	1.09%
Sightseeing	1.21%
Training - Civil	1.74%
Others	1.79%

Roles	Global Fleet (Units) 1987-97	Global Fleet (Units) 1998-08
Agriculture	74	35
Air Taxi / Charter	209	253
Bought for Lease	118	250
Corporate	568	1941
Crew Transfers	367	711
Electronic News Gathering	71	75
EMS / Air Ambulance	377	805
Fire Control / Support	111	135
General Purpose	1303	3010
Law Enforcement / Police	557	976
Passenger - Commercial	99	140
Private Owner	120	656
Search & Rescue (SAR) - Civil	62	104
Sightseeing	36	115
Training - Civil	20	166
Others	91	171

각 비즈니스에 대한 정의는 다음과 같다.

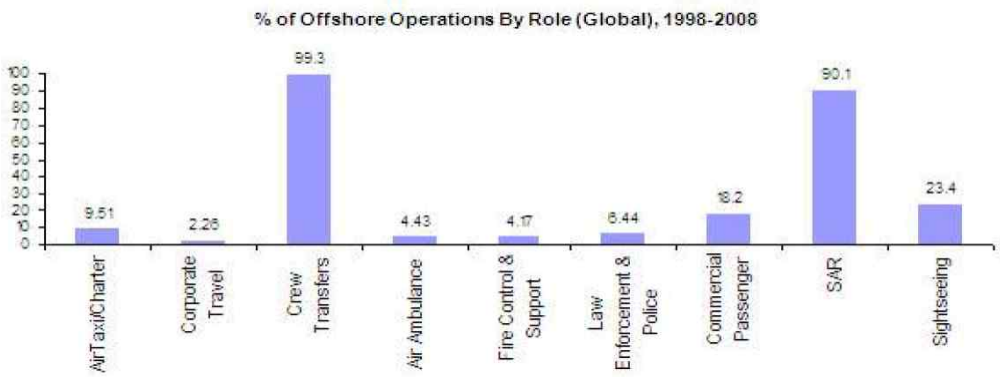
- 농업용 : 농약살포, 삼림보호, 벌목 등
- 에어택시/전세용 : 불특정 항로에 대한 부정기운항
- 임차용 구매 : 임차사업을 위한 구매
- 법인용 : 임직원 수송을 위한 용도의 법인 구매
- 인원수송용 : 석유 및 가스탐사활동 지원 등 일정 범위 내 인원수송 용도
- 뉴스(미디어)용 : 텔레비전 뉴스 취재 등
- 응급구조/에어앰뷸런스용 : 환자 수송 등
- 소방관련용 : 소방용 정찰 및 소화활동 등
- 일반목적용 : 운용사가 다목적용으로 헬리콥터를 구매하는 경우로, 정확한 사용 용도 파악에는 어려움이 있으며 주로 피스톤엔진 헬리콥터와 단발터빈 헬리콥터와 같은 경량 헬리콥터임.
- 경찰용 : 경찰활동 관련
- 승객수송(상업적)용 : 상업적 용도의 특정 항로 정기운항
- 개인용 : 여가 등을 위한 개인용도
- 수색구조용 : 국토안보관련 수색, 정찰, 구조 활동 등
- 관광용 : 여행전문 운용사 등에 의해 운용되는 여가 및 관광용
- 훈련용 : 헬리콥터 조종훈련 등
- 기타 : 공중측량, 오염감지, 공사 지원 활동 등

위의 여러 가지 분야 중 특정한 비즈니스로 시장 진출 시 다음과 같은 세 가지 기준을 고려할 필요가 있다.

- 과거 경향, 즉, <1987년~1997년>과 <1998년~2008년>을 비교했을 때 해당 사업 분야가 얼마나 성장하였는가.
- 현재 시점을 기준으로 해당 사업 분야가 얼마만큼의 시장을 점유하고 있는가.
- 해당 사업 분야가 어떤 클래스의 헬리콥터를 주로 이용하는가.

헬리콥터시장 수요의 정량적 예측 방법에서 이미 설명되어 있듯이, 전체 민수 헬리콥터 수요는 시장을 이루는 각 비즈니스(Vertical Market, 수직시장)와 직접적인 연관이 있다. 따라서 각 비즈니스 내에서 어떤 헬리콥터 클래스의 수요가 높은지를 더 자세히 살펴볼 필요가 있고, 이를 통해 향후 가능성이 있는 비즈니스 및 전체 시장에 대한 예측을 할 수 있다. 이와 관련한 모든 수치와 그래프는 <1998년~2008년>사이 시장에 신규 진입한 민수 헬리콥터를 기준으로 한다.

해양임무의 경우 시장에 직접적인 영향을 미치지는 않으나 시장과 직접적인 관계를 가지고 있는 비즈니스들과 밀접한 연관이 있으므로, 다른 각도로 시장을 분석해 볼 수 있다는 의미가 있다. 해양임무용 / 非해양임무용으로 전체 민수 헬리콥터 시장을 나누는 경우, 전체 시장의 약 11%가 해양임무용, 나머지 89%가 非해양임무용이다. 해양임무용 시장의 경우 <1987년~1997년>과 <1998년~2008년> 대비 기체수 기준으로 두 배 이상 성장하였으며, 해양임무용이 적지 않은 규모를 차지하므로 새로운 헬리콥터 모델로 시장 진출을 염두에 두고 있는 제조사에게는 반드시 고려해 볼 요소 중 하나이다. 다음은 <1998년~2008년> 시장에 신규 진입한 민수 헬리콥터를 각 비즈니스에서 해양임무용도가 차지하는 비율로 나타내고 있다.

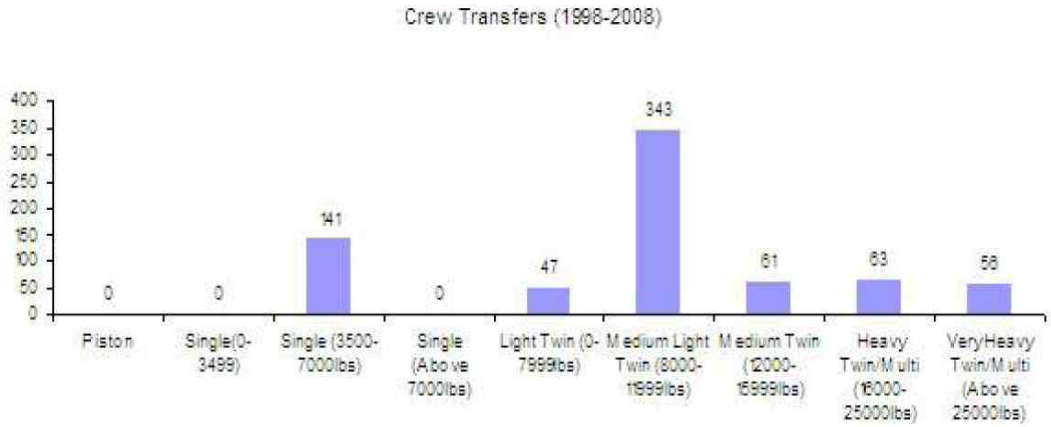


<그림 51> 각 비즈니스 별 해양임무가 차지하는 비율

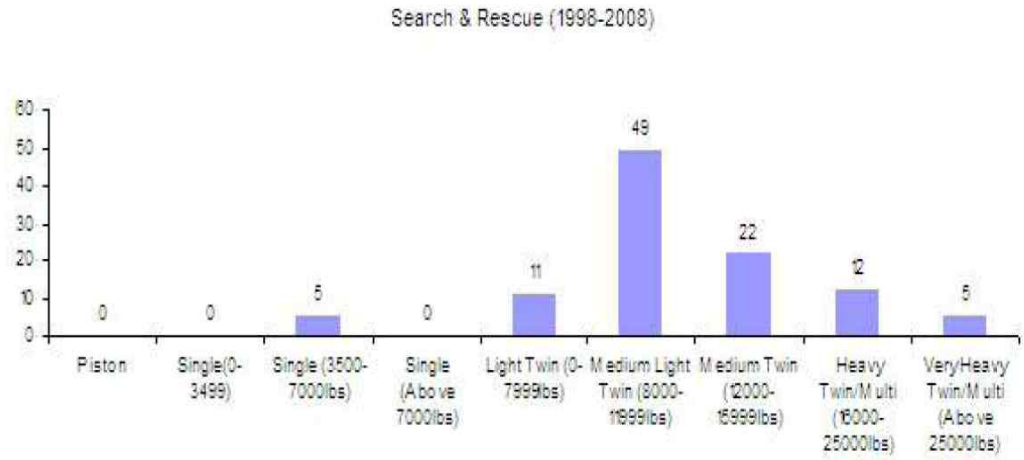
인원수송용과 수색구조용이 각 99.3%과 90.1%로, 두 비즈니스의 경우는 대부분의 임무가 해양에서 일어난다는 것을 확인할 수 있다. 그 다음으로 관광용이 23.4%, 승객수송(상업적)용이 18.2%, 에어택시/전세용이 9.51%의 순서이다.

인원수송과 수색구조 시장을 구성하는 각 헬리콥터 클래스별 분포는 다음과 같다.

두 경우 모두 시장의 특성 상 Medium Light Twin 클래스(8,000~11,999LBS)가 가장 큰 부분을 차지하는 가운데, 쌍발엔진을 사용한 클래스가 주를 이루는 것을 볼 수 있다.



<그림 52> 인원수송 용도의 클래스별 수요

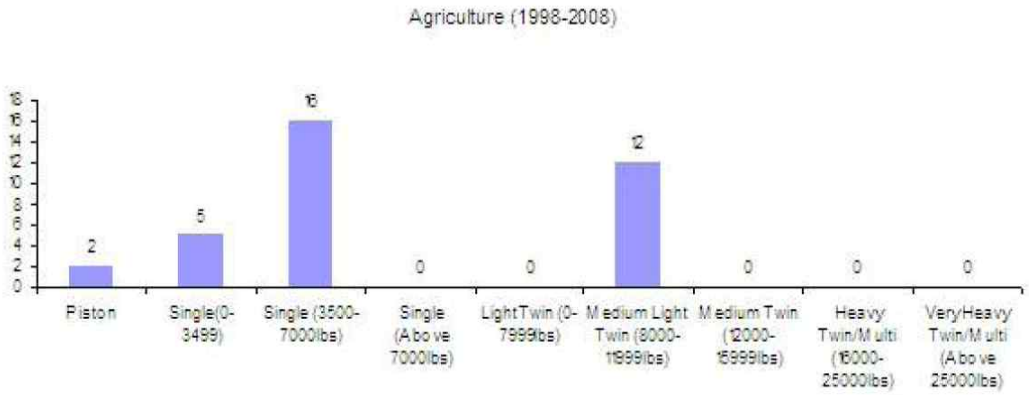


<그림 53> 수색구조 용도의 클래스별 수요

농업시장의 경우 Medium Single 클래스와 Medium Light Twin 클래스가 가장 많이 이용되고 있다. 농업용 민수 헬리콥터의 비율은 (1987년~1997년)과 (1998년~2008년)을 각각 비교했을 때, 전체시장 중 차지하는 비율이 1.8%에서 0.37%로 감소함. 2008년을 기준으로 했을 때 운용 중인 기체 수로 보면 전체 시장 중 1.5%를 차지한다. 이는 무인헬리콥터(무선조종 등)가 기존의 헬리콥터를 대체하고 있기 때문이다.

<표 31> 농업 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율

용도	(1987~97년)과(1998~08년)에 시장 진입한 민수헬기 기체 수 기준 전체 시장 내 비율		2008년 기준 해당용도로 운용중인 기체의 전체시장 중 비율
Agriculture	1.8	0.37	1.5

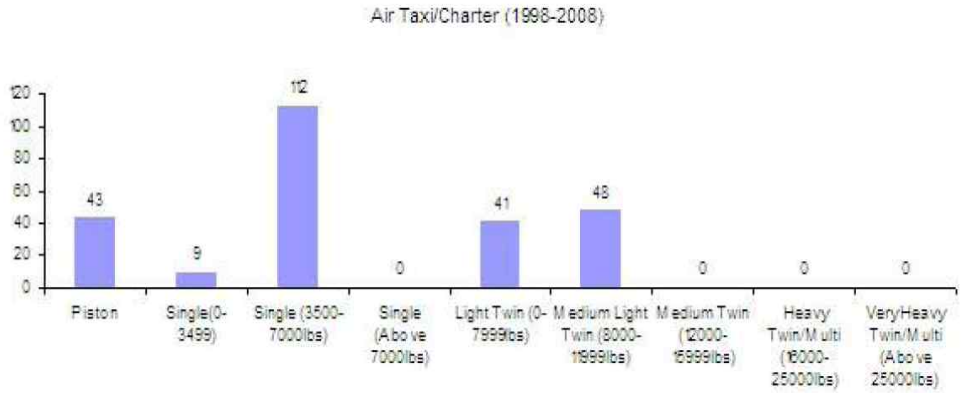


<그림 54> 농업 용도의 클래스별 수요

에어택시/전세용 시장의 경우 전체 시장 중 차지하는 비율이 5.0%에서 2.65%로 감소하였다. 2008년 말 운용 중인 기체 수 기준으로는 3.0%를 차지하였다. Medium Single 클래스의 수요가 가장 크며, 그 다음으로 Medium Light Twin, Piston Engine, Light Twin 클래스의 순서이다.

<표 32> 에어택시/전세 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율.

용도	(1987~97년)과(1998~08년)에 시장 진입한 민수헬기 기체 수 기준 전체 시장 내 비율		2008년 기준 해당용도로 운용중인 기체의 전체시장 중 비율
Air Taxi / Charter	5.0	2.65	3.0

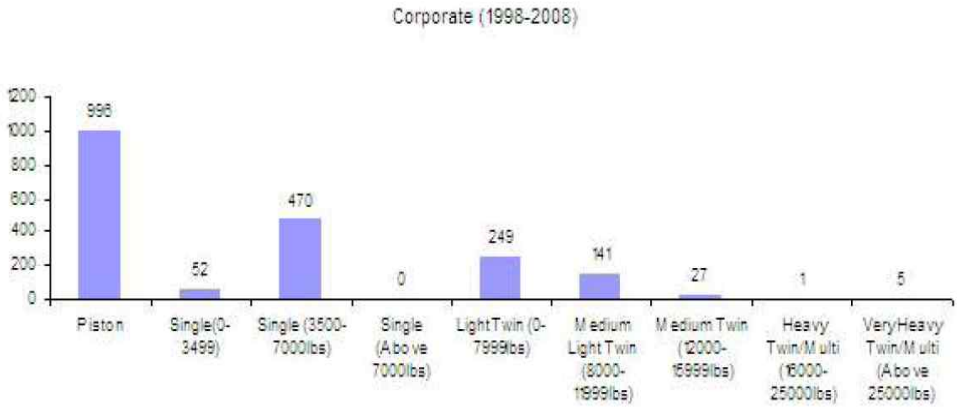


<그림 55> 에어택시/전세 용도의 클래스별 수요

법인용 민수 헬리콥터의 경우 그 규모가 13.6%에서 20.35%로 증가하였으며, 2008년 운용 기체 수 기준 전체 시장의 13.3%를 차지한다. Piston Engine 클래스를 비롯하여 경량 헬리콥터의 비중이 가장 크다.

<표 33> 법인 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율

용도	(1987~97년)과(1998~08년)에 시장 진입한 민수헬기 기체 수 기준 전체 시장 내 비율		2008년 기준 해당용도로 운용중인 기체의 전체시장 중 비율
Corporate	13.6	20.35	13.3



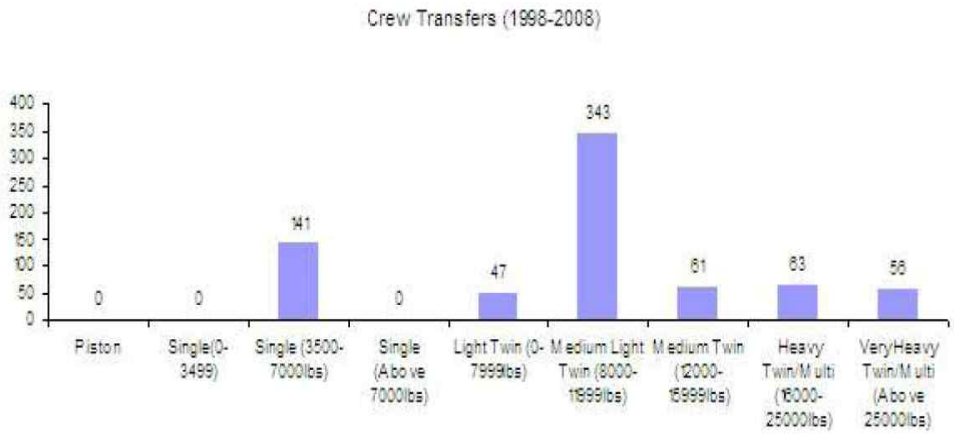
<그림 56> 법인 용도의 클래스별 수요

인원수송용 시장은 8.8%에서 7.45%로 감소하였으며 2008년 운용 기체 수 기준으로는 전체 시장의 6.8%를 차지한다. 수송목적 상 Medium Light Twin 클래스 및

다른 쌍발엔진 헬리콥터의 수요가 대부분이다.

<표 34> 인원수송 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율

용도	(1987~97년)과(1998~08년)에 시장 진입한 민수헬기 기체 수 기준 전체 시장 내 비율		2008년 기준 해당용도로 운용중인 기체의 전체시장 중 비율
Crew Transfers	8.8	7.45	6.8

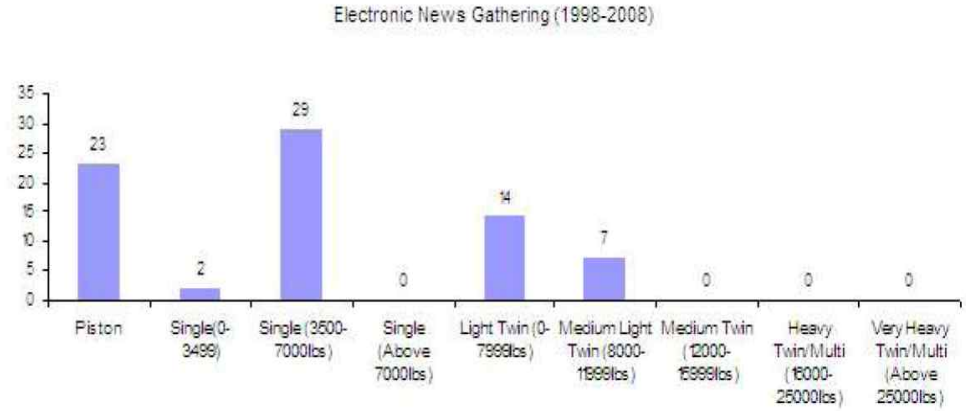


<그림 57> 인원수송 용도의 클래스별 수요

뉴스용 민수 헬리콥터 시장은 1.7%에서 0.79%로 감소하였으며, 2008년 운용 기체 수 기준 전체 시장의 1%를 차지한다. 뉴스용 민수 헬리콥터로는 Medium Single과 Piston Engine 클래스의 헬리콥터가 가장 높은 수요를 보인다.

<표 35> 뉴스 용도의 전체 민수시장 중 차지하는 비율

용도	(1987~97년)과(1998~08년)에 시장 진입한 민수헬기 기체 수 기준 전체 시장 내 비율		2008년 기준 해당용도로 운용중인 기체의 전체시장 중 비율
Electronic News Gathering	1.7	0.79	1.0

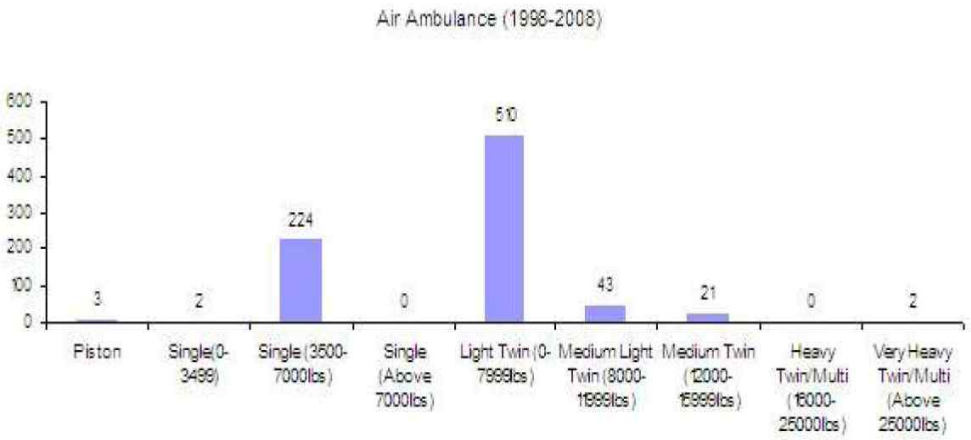


<그림 58> 뉴스 용도의 클래스별 수요

응급구조 및 에어앰뷸런스용 민수 헬리콥터의 규모는 9.0%에서 8.44%로 조금 감소 하였다. Light Twin 클래스와 Medium Single 클래스 헬리콥터의 수요가 가장 크다.

<표 36> 응급구조/에어앰뷸런스 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율

용도	(1987~97년)과(1998~08년)에 시장 진입한 민수헬기 기체 수 기준 전체 시장 내 비율		2008년 기준 해당용도로 운용중인 기체의 전체시장 중 비율
EMS / Air Ambulance	9.0	8.44	6.8

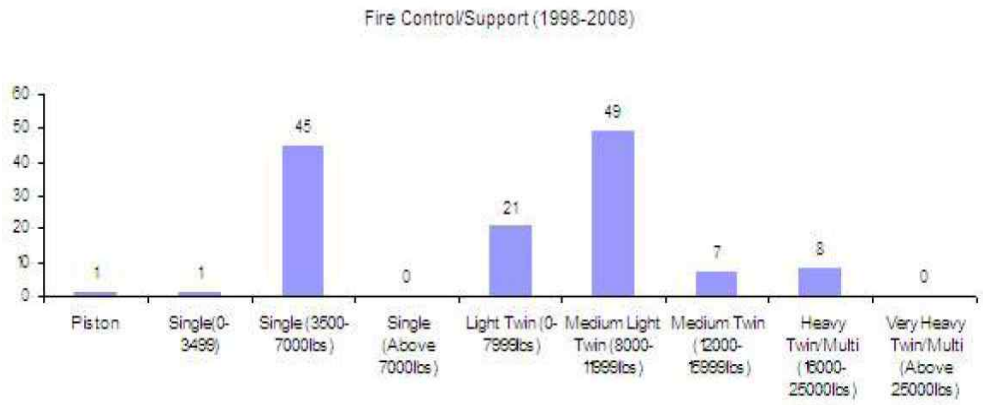


<그림 59> 응급구조/에어앰뷸런스 용도의 클래스별 수요

소방 관련용 시장은 2.7%에서 1.38%로 소폭 감소한다. 2008년 운용 기체 수 기준 전체시장의 1.9%를 차지하며, Medium Light Twin 클래스, Medium Single 클래스, 그리고 Light Twin 클래스의 헬리콥터가 많이 활용되고 있다.

<표 37> 소방관련 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율

용도	(1987~97년)과(1998~08년)에 시장 진입한 민수헬기 기체 수 기준 전체 시장 내 비율		2008년 기준 해당용도로 운용중인 기체의 전체시장 중 비율
Fire Control / Support	2.7	1.38	1.9

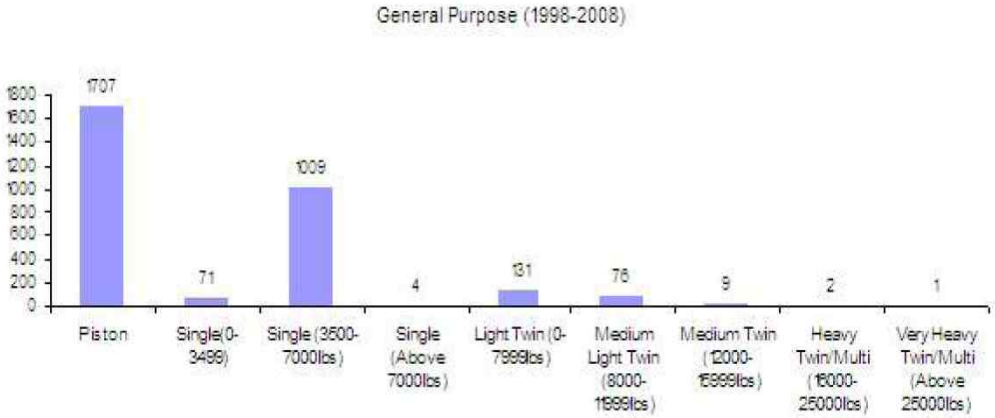


<그림 60> 소방관련 용도의 클래스별 수요

일반목적용 민수 헬리콥터는 31.1%에서 31.5%로 그 비율이 소폭 상승하였다. 일반목적용 헬리콥터는 보통 다목적 임무 수행을 위해 구매되는 것이 대부분으로 그 임무의 범위를 정확히 규정짓기에는 곤란한 부분이 있으나, 대부분이 Piston Engine 클래스와 Medium Single 클래스 헬리콥터이다.

<표 38> 일반목적 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율

용도	(1987~97년)과(1998~08년)에 시장 진입한 민수헬기 기체 수 기준 전체 시장 내 비율		2008년 기준 해당용도로 운용중인 기체의 전체시장 중 비율
General Purpose	31.1	31.5	36.4

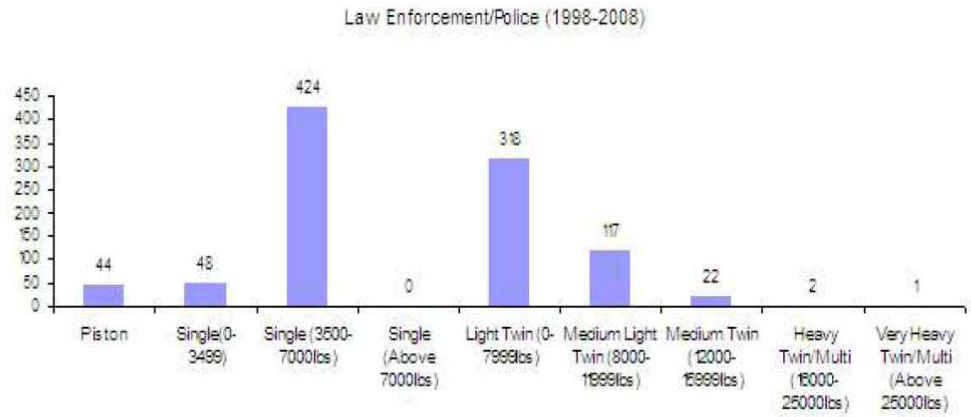


<그림 61> 일반목적 용도의 클래스별 수요

경찰용 헬리콥터 시장은 13.3%에서 10.23%로 감소하였으며, 2008년 운용 기체 수를 기준으로 전체 시장의 11.3%를 차지함. Medium Single 클래스, Light Twin 클래스, 그리고 Medium Light Twin 클래스 헬리콥터의 수요가 가장 높다.

<표 39> 경찰 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율

용도	(1987~97년)과(1998~08년)에 시장 진입한 민수헬기 기체 수 기준 전체 시장 내 비율		2008년 기준 해당용도로 운용중인 기체의 전체시장 중 비율
Law Enforcement/Police	13.3	10.23	11.3

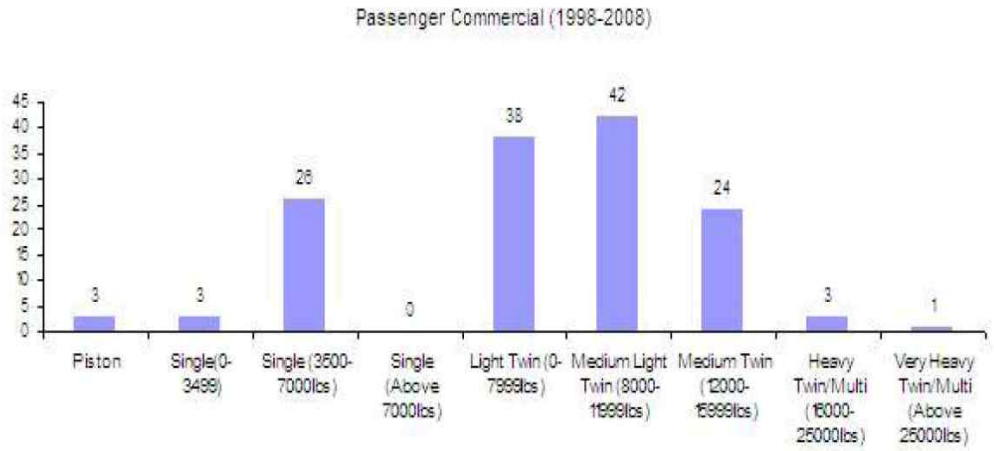


<그림 62> 경찰 용도의 클래스별 수요

승객수송 시장 역시 비율이 2.4%에서 1.47%로 감소한다. 승객수송용 민수헬리콥터로는 Heavy 클래스를 제외한 쌍발엔진 헬리콥터가 주로 사용되고 있다.

<표 40> 승객수송(상업적) 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율

용도	(1987~97년)과(1998~08년)에 시장 진입한 민수헬기 기체 수 기준 전체 시장 내 비율		2008년 기준 해당용도로 운용중인 기체의 전체시장 중 비율
Passenger-Commercial	2.4	1.47	1.4

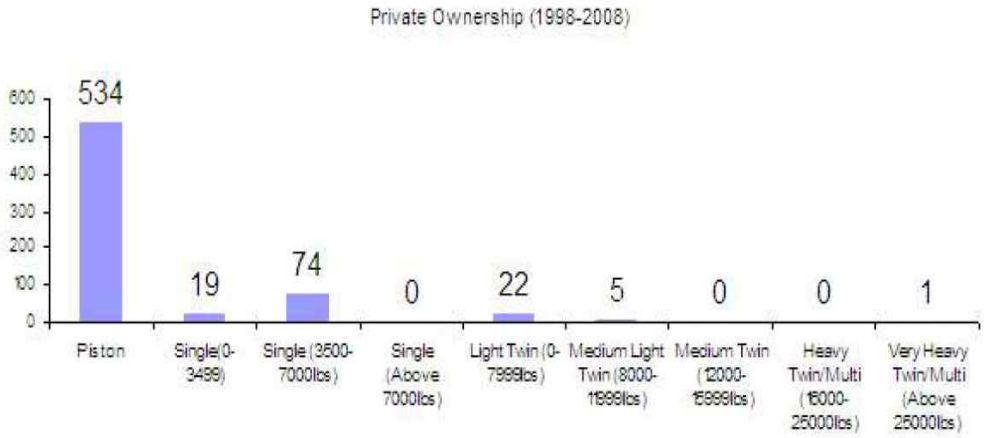


<그림 63> 승객수송(상업적) 용도의 클래스별 수요

개인용 헬리콥터는 2.9%에서 6.87%로, 수와 비율이 크게 증가하였다. Piston Engine 헬리콥터의 수요가 가장 크며, 그 다음은 Medium Single 클래스 헬리콥터이다.

<표 41> 개인 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율

용도	(1987~97년)과(1998~08년)에 시장 진입한 민수헬기 기체 수 기준 전체 시장 내 비율		2008년 기준 해당용도로 운용중인 기체의 전체시장 중 비율
Private Ownership	2.9	6.87	5.2

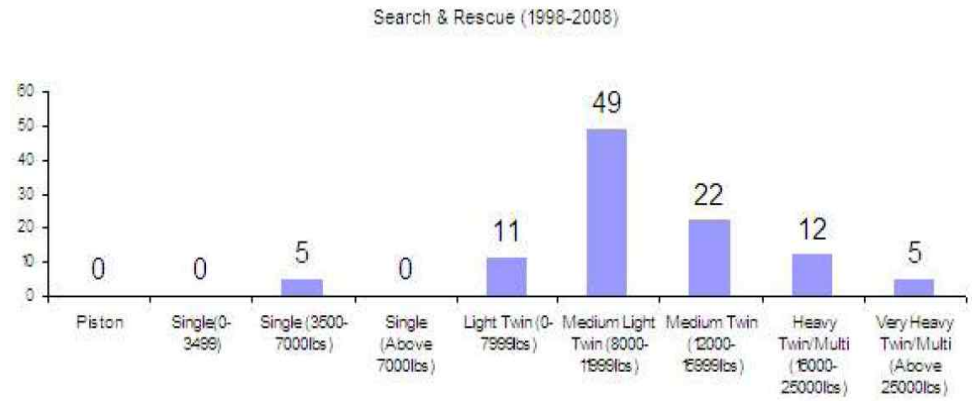


<그림 64> 개인 용도의 클래스별 수요

수색구조용 헬리콥터 시장은 1.5%에서 1.09%로 비율이 소폭 감소하였다. 2008년 운용 기체 수 기준으로는 전체 시장에서 약 1.1%의 비율임. 실제 수색구조용 헬리콥터의 구매는 상대적으로 크게 증가하였으나 대부분이 군수 부분에서 일어난 구매여서 민수 시장에서는 집계되지 않는다.

<표 42> 수색구조 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율

용도	(1987~97년)과(1998~08년)에 시장 진입한 민수헬기 기체 수 기준 전체 시장 내 비율		2008년 기준 해당용도로 운용중인 기체의 전체시장 중 비율
Search & Rescue (SAR) - Civil	1.5	1.09	1.1

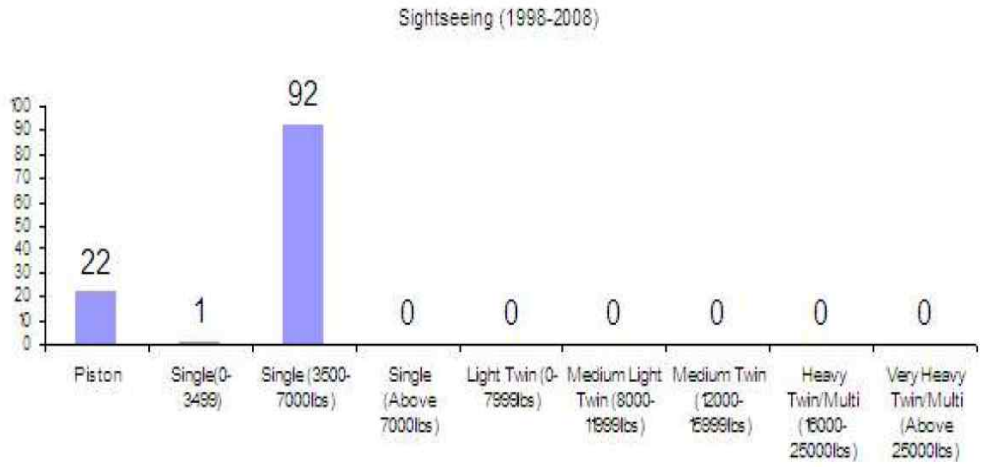


<그림 65> 수색구조 용도의 클래스별 수요

관광용 헬리콥터 시장은 0.9%에서 1.21%로 소폭 증가하였으며, 대부분이 Medium Single 클래스 헬리콥터로 구성된다.

<표 43> 관광 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율

용도	(1987~97년)과(1998~08년)에 시장 진입한 민수헬기 기체 수 기준 전체 시장 내 비율		2008년 기준 해당용도로 운용중인 기체의 전체시장 중 비율
Sightseeing	0.9	1.21	0.9

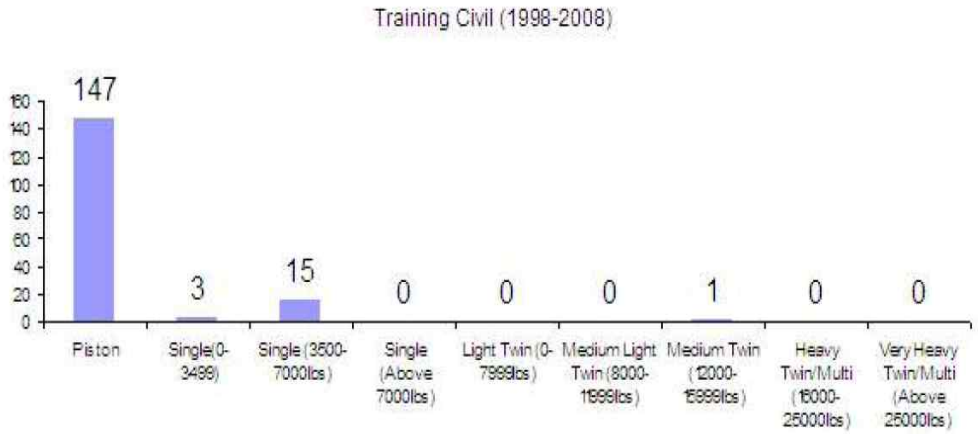


<그림 66> 관광 용도의 클래스별 수요

헬리콥터 조종훈련용 시장은 0.5%에서 1.74%로 증가하였다. 훈련이 목적이므로 대부분의 수요는 Piston Engine 클래스 헬리콥터에서 발생한다.

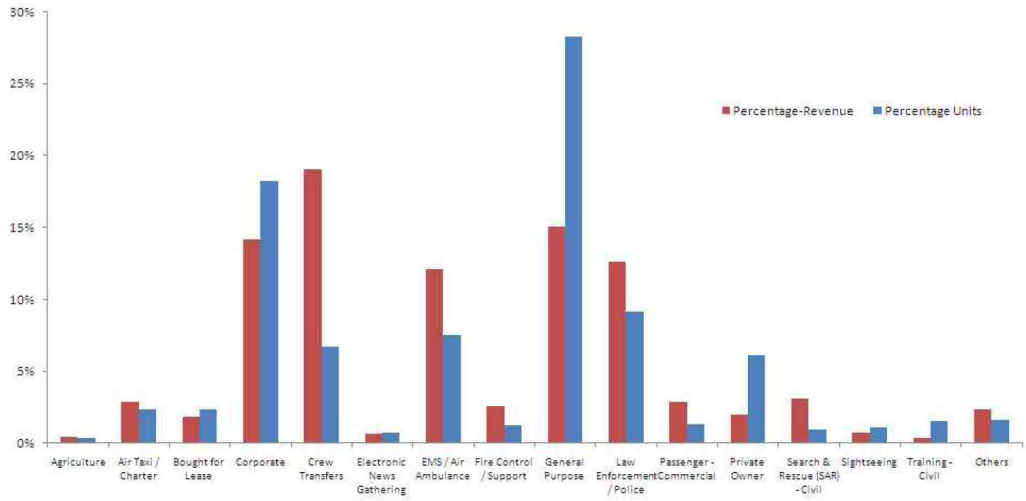
<표 44> 훈련 용도의 헬리콥터가 전체 민수시장 중 차지하는 비율

용도	(1987~97년)과(1998~08년)에 시장 진입한 민수헬기 기체 수 기준 전체 시장 내 비율		2008년 기준 해당용도로 운용중인 기체의 전체시장 중 비율
Training - Civil	0.5	1.74	1.0



<그림 67> 훈련 용도의 클래스별 수요

다음은 2008년 기준, 각 운용목적별 시장의 매출액 측면(빨간색)과 기체 수(파란색) 측면에서의 차이임.



<그림 68> 각 운용목적별 시장의 매출액과 기체 수 측면의 차이

기체 수를 기준으로 하는 경우 일반목적용, 법인용, 경찰용, 응급구조용, 인원수송용의 순서로 가장 큰 비율을 차지하지만, 매출액을 기준으로 하면 인원수송용, 법인용, 일반목적용, 경찰용, 응급구조용의 순서가 된다.

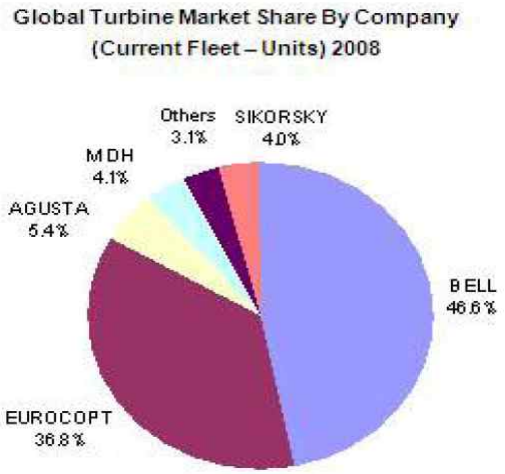
최근 5년간의 시장을 크게 변화시킨 뚜렷한 요인을 큰 비중을 차지하는 운용목적별로 살펴보면 다음과 같다. 최근 비즈니스 활동의 급격한 증가와 함께 잉여현금의 확보 및 출장 빈도가 증가하여, 이에 따라 법인용 헬리콥터의 활용도가 증가하였다. 전세계적으로 지진, 해일, 홍수 등 자연재해의 발생이 증가하는 추세이며, 이 때 응급 구조용 헬리콥터는 거의 유일무이한 운송수단으로서 운용된다. 경찰용 헬리콥터의 경우는 국토안보 및 보안 분야에서의 예산이 크게 증가함에 따라 시장변화에 기

여하였다. 해양임무용 헬리콥터는 원유가격 상승과 자원고갈로 인해 석유시추활동의 증가추세에 따라 많이 활용되고 있다.

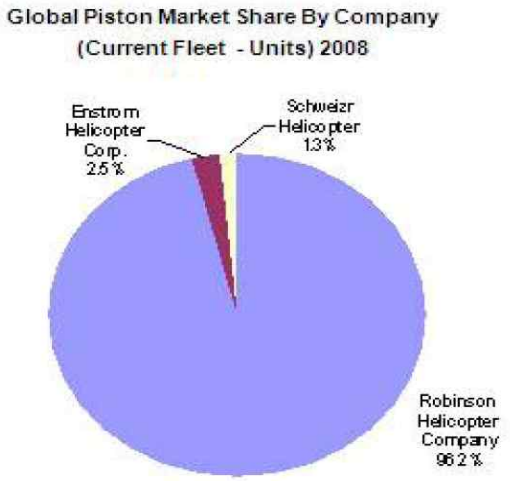
라. 세계 민수 헬리콥터시장 경쟁구도 분석

(1) 경쟁구도 개요

세계 민수 헬리콥터는 2008년 기준 24,507여 대로, 전체 시장의 91.1%를 상위 5개사가 차지하고 있다. 터빈엔진 헬리콥터와 피스톤엔진 헬리콥터시장의 상위 5개사 / 3개사 및 시장점유율은 각각 다음의 파이차트와 같다.



<그림 69> 세계 민수 헬리콥터 시장 점유율
(2008년, 기체수 기준)



<그림 70> 피스톤엔진헬기 업체별 점유율

피스톤엔진 헬리콥터시장의 경우 상위 3개사가 100%를 점유하고 있고, 터빈엔진 헬리콥터시장은 상위 5개사가 96.9%를 점유하고 있다. (2008년, 기체 수 기준)

(2) 주요 경쟁사 실적 분석

세계 민수 헬리콥터 시장 내 주요 8개사의 성장률을 다음의 표와 같이 정리하였다. Sikorsky社와 AgustaWestland社는 매출액과 관련, 높은 성장률을 기록하였다. 반면 Bell社는 시장 내 점유율이 감소하였으며, 해당 감소분은 Sikorsky社와社가 주로 차지한 것으로 나타났다.

<표 45> 세계 민수 헬리콥터 시장 내 주요 8개사의 성장률

Company	Unit Growth (1998-2008) CAGR%	Revenue Growth (2005-2008) CAGR %
Bell Helicopter Textron Inc.	0.53	10.86
Eurocopter	12.1	11.86
AgustaWestland	20.3	19.11
MD Helicopters	4.32	No Listed Source
Sikorsky Aircraft Corp.	15.9	24.4
Robinson Helicopter Company	18.3	8.95
Enstrom Helicopter Corp.	5.5	No Listed Source
Schweizer Helicopter	24.5	No Listed Source

(가) Bell Helicopter Textron Inc.

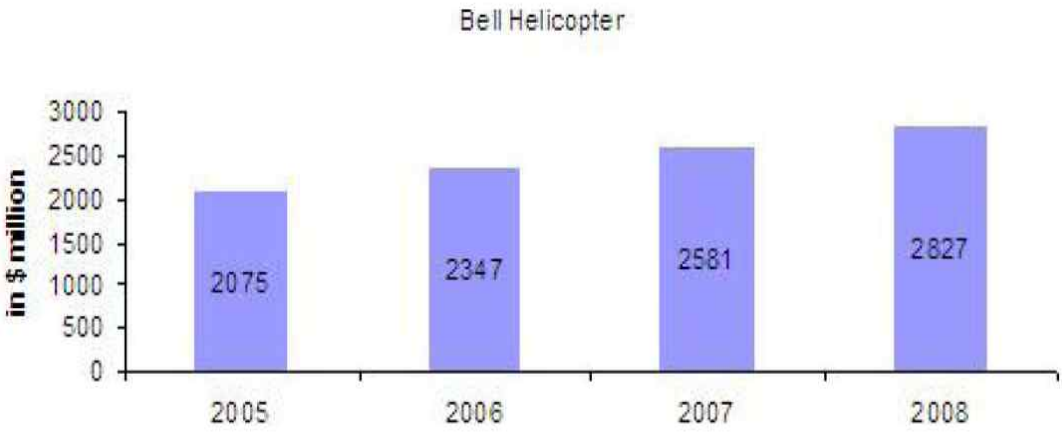
Bell Helicopter社는 Textron그룹의 한 부분이며, 헬리콥터 산업 내에서 오랜 역사와 함께 세계적인 위상을 가지고 있다. 현재 120여 국가에서 13,000대 이상의 군수 및 민수 Bell Helicopter社의 헬리콥터가 운용되고 있으며, 미국 국가기관 및 유럽 군 내에서도 쉽게 찾아볼 수 있다. Bell Helicopter 자회사와 Boeing社와의 협력으로 군수 분야에 틸트로터기를 독점공급하고 있으며, Agusta社와도 파트너쉽을 통해 AB206과 AB412 헬리콥터를 생산한 경험을 가지고 있다.

Bell Helicopter社는 기본적으로 민수와 군수, 두 분야 모두에 걸쳐 헬리콥터를 제조하고 있으며 민수 헬리콥터와 관련하여 최초의 증명을 얻은 것으로 알려져 있다. 현재까지 전세계에 총 35,000여대의 헬리콥터를 공급하였으며 미국과 캐나다에 생

산 공장을, 미국, 캐나다, 유럽 및 싱가폴에 MRO 서비스센터 및 물류센터를 운영하고 있다. 아래 수치는 군수를 제외한 민수부분만의 수치이며, 매출액은 군수 & 민수분야 모두 포함하고 있다.



<그림 71> Bell Helicopter社의 연도별 민수헬기 판매량



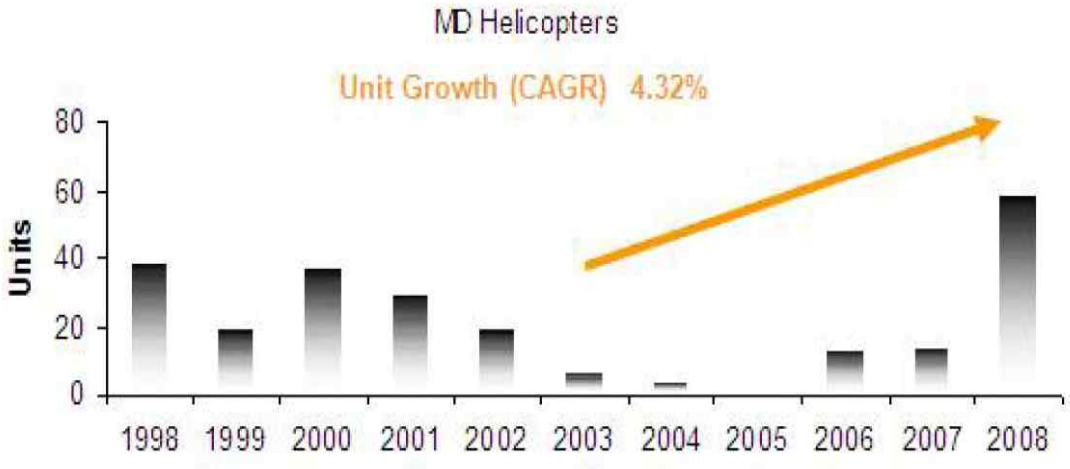
<그림 72> Bell Helicopter社의 연도별 매출액

(나) MD Helicopters Inc.

MD Helicopters의 역사는 1955년 경량 헬리콥터 개발에 착수했던 Hughes Tool Company의 항공사업부에서 시작되었다. 경량 헬리콥터모델인 Hughes 269, 300, 500, 530F를 생산하기 시작한 이후, TH-55 Osage, OH-6 Cayuse를 차례로 생산해 내었고, AH64-Apache의 상업적 성공 이후에 Hughes Tool Company는 항공사업부를 1984년에 McDonnel Douglas사로 매각하였다. 1997년 McDonnel Douglas社와

Boeing社의 합병 이후 Boeing社로 전체가 통합되었으며, 1999년 Boeing社는 자사에 포함되어 있던 McDonnel Douglas의 민수 헬리콥터 사업부 일부를 덴마크의 RDM Holdings Inc.의 자회사인 MD Holdings에 매각한다. 이 때 매각된 부분으로는 MD 500E, MD 530F, MD 520N, MD 600N과 몇몇 꼬리로터 시스템으로, 보잉사는 AH-64 헬리콥터라인과 NOTAR - no tail rotor system - 에 대한 권리는 여전히 보유하고 있다.

이후 상업적인 실패를 경험한 MD Helicopter Holdings Inc.는 2005년 한 투자펀드에 재매각되고 자본구성이 재편됨에 따라 MD Helicopter Inc.로 거듭나게 되었다. 현재 MD Helicopter社는 미국 아리조나주에 위치하고 있으며 MD 500E, MD 530F, MD 520N, MD 600N, MD Explorer를 생산하고 있다.



<그림 73> MD Helicopter社의 연도별 민수헬기 판매량

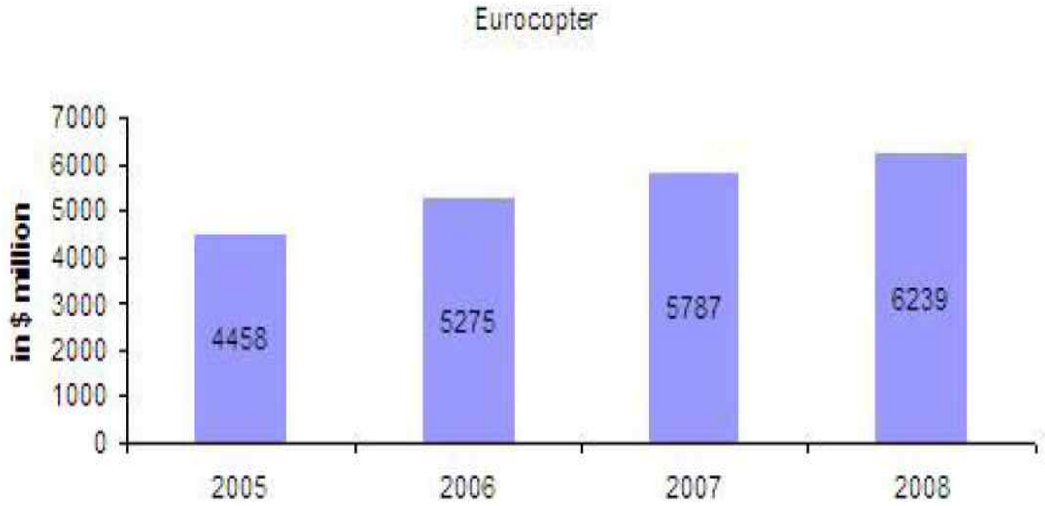
(다) EuroCopter

EuroCopter社는 매출액 및 판매 기체 수 측면에서, 향후 10년간 민수 및 군수 분야에서 가장 영향력 있는 헬리콥터 제조업체가 될 것으로 예측된다. EuroCopter社의 성공은 생산단계에서부터 여러 유럽국가의 국방부와 군대가 관련되어 있어 각국 정부로 하여금 구매를 유도하기 때문이다. EuroCopter社는 군수분야에서도, Boeing社의 WAH-64에 맞서는 전략 기종인 EC-665 Tiger로 큰 성공을 거두었다. EC-665 Tiger모델은 프랑스, 독일, 스페인에 많은 수가 수출되었다.

2006년 EuroCopter社가 받은 주문량은 총 615대였다. 2007년에는 802대의 늘어난 주문량과 함께 488대의 생산분을 인도하며 세계 최고의 제조업체로 거듭나게 되었다. 2008년에는 총 588대의 생산분을 주문고객에게 인도하였다. 아래는 군수 분야를 제 외한 수치로, 매출액은 군수 및 민수 분야 모두 포함되어 있다.



<그림 74> EuroCopter社의 연도별 민수헬기 판매량



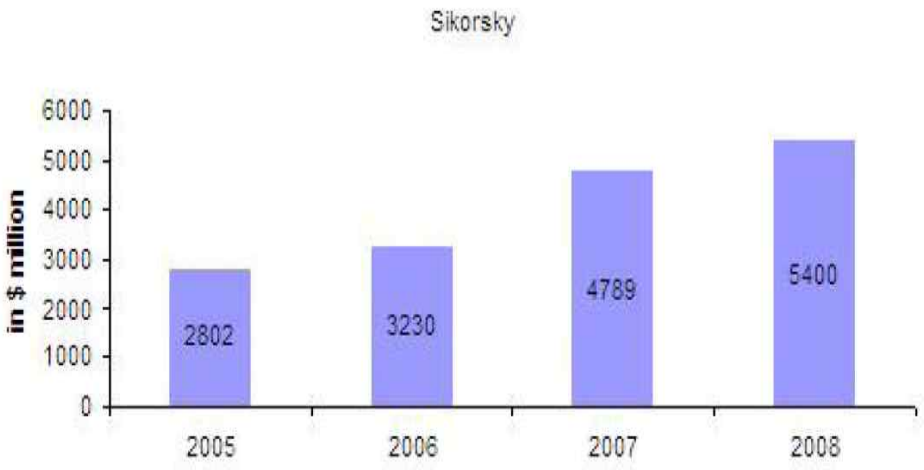
<그림 75> EuroCopter社의 연도별 매출액

(라) Sikorsky

Sikorsky Aircraft Corporation社 역시 민수 및 군수 분야에서 시장을 선도하고 있으며, Sikorsky社의 헬리콥터는 미국 육/해/공군 및 해병대, 해안경비대 모두에서 사용되고 있다. Sikorsky社는 유럽 군수 시장에서 강세를 띄는 유일한 미국업체이며, 자회사인 Schweizer社는 경량 헬리콥터 모델인 300C, 333, 300CBi를 생산하고 있다. Sikorsky社의 성공은 기본적으로 패밀리 라인인 UH-60 Blackhawk, MH-60 Sea Hawk, H-92 Superhawk에 의한 것이라고 볼 수 있다. 아래의 기체 수는 민수 부분만을 나타내며 매출액은 민수 및 군수분야 모두를 포함한 수치이다.



<그림 76> Sikorsky社의 연도별 민수헬기 판매량



<그림 77> Sikorsky社의 연도별 매출액

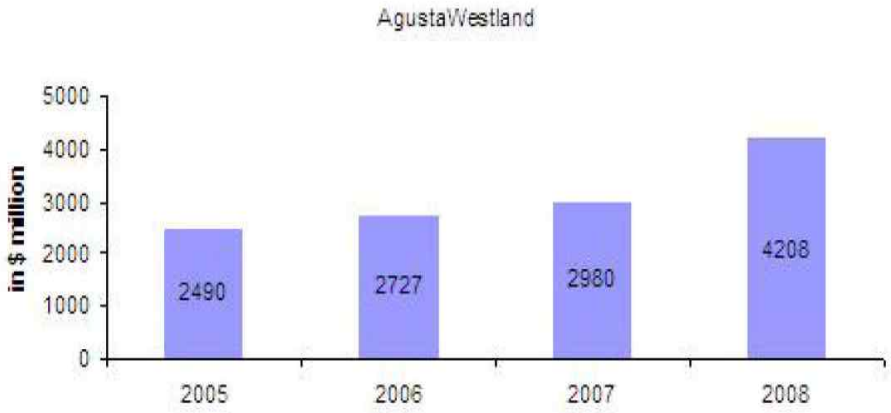
(마) AgustaWestland

AgustaWestland社는 이탈리아의 Agusta社와 영국의 Westland社사의 합병으로 탄생되었으며, Finmeccanica社의 자회사이기도 하다. 헬리콥터 시스템 관련 설계, 개발, 생산 및 통합에 이르는 토탈솔루션 제공을 통해 AgustaWestland社는 전세계 민수 및 군수 분야에 임무수행능력을 지원하고 있으며, 미국 및 유럽 헬리콥터 제조업체 들과 합작사(Joint Venture Company) 혹은 합작 프로그램을 통해 활발히 교류하고 있다.

AgustaWestland社는 Eurocopter社 다음으로 주목해야 할 헬리콥터 제조업체이며, 매출 기준으로 다음 10년 동안 세계 시장의 3분의 1 정도를 차지할 것으로 예측된다. AgustaWestland社는 Finmeccanica Group의 중요 부분을 차지하고 있으며, 수입과 관련해서도 크게 기여하고 있음. 아래는 민수분야만의 수치이며 매출액은 민수와 군수분야 모두 포함이다.



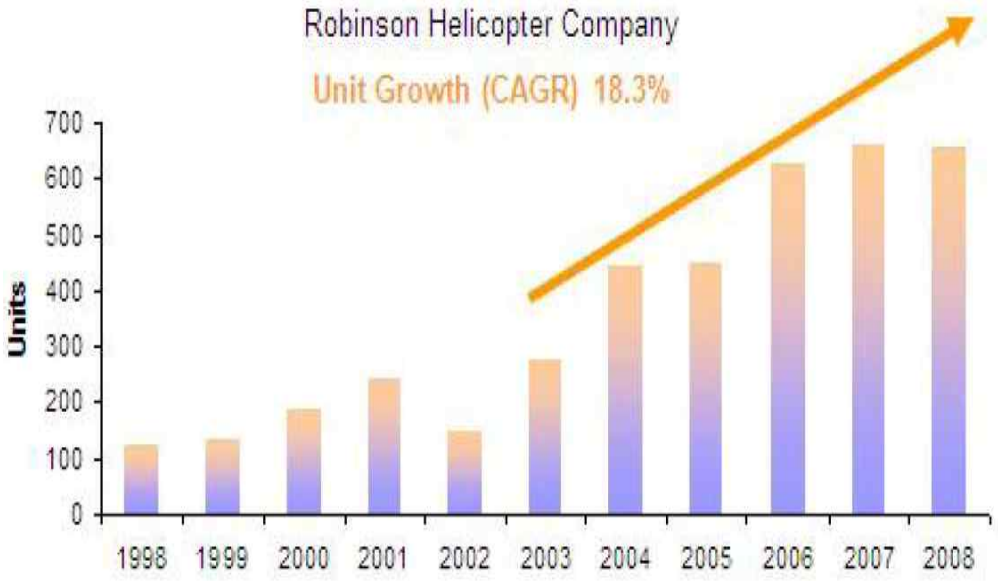
<그림 78> AgustaWestland社의 연도별 민수헬기 판매량



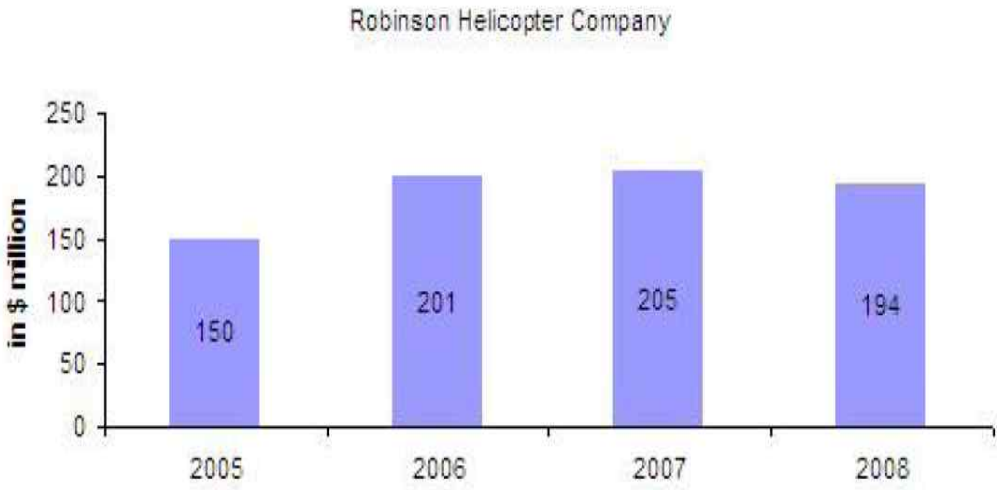
<그림 79> AgustaWestland社의 연도별 매출액

(바) Robinson Helicopter Company

Robinson Helicopter社는 연간 다른 북미 생산업체의 생산 합산량보다 많은 수의 헬리콥터를 제조하고 있으며, 현재 중국과 러시아를 포함한 50여 개국에 290개 이상의 서비스센터를 운영하고 있다. 지난 2007년 823대의 헬리콥터를 생산해내며 2005년의 806대 생산기록을 깨뜨리는 등 2003년부터 지속적인 성장을 거듭하고 있다. 아래의 모든 수치는 민수분야만을 반영한다.



<그림 80> Robinson Helicopter社의 연도별 민수헬기 판매량



<그림 81> Robinson Helicopter社의 연도별 매출액

(사) Enstrom Helicopter Corporation

Enstrom Helicopter社는 1959년 설립되어 현재까지 총 1,200여대의 헬리콥터를 생산하였으며, 최근에는 크게 F-28, 280, 480의 세 가지 모델을 생산하고 있다. Enstrom F-28의 네 번째 성공적 모델인 F-28F Falcon은 Enstrom社의 Piston Engine 헬리콥터 중 가장 많이 판매되는 모델이며, 지금까지 총 600여대를 생산하여 인도하였다.

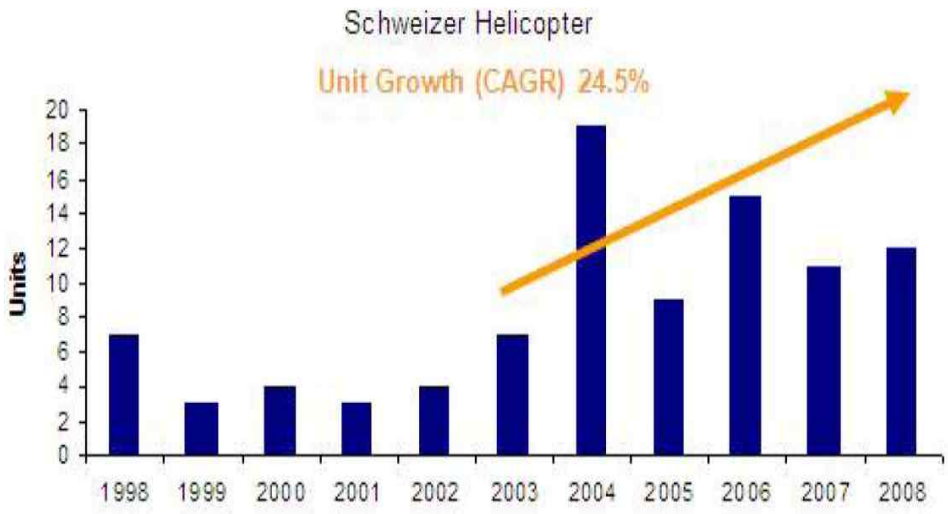


<그림 82> Enstrom Helicopter社의 연도별 민수헬기 판매량

(아) Schweizer Aircraft Corporation

Schweizer社는 주로 비행훈련 및 다목적용도의 경량 피스톤엔진 헬리콥터를 생산하고 있으며 생산모델 중 하나인 300CBi는 전세계에서 가장 많이 사용되고 있는 훈련용 헬리콥터 중 하나이다. 300CBi모델은 원래 Hughes Aircraft社에 의해 생산되었으나 Hughes Aircraft社를 인수한 McDonnel Douglas사로부터 1986년 헬리콥터 관련 모든 권리를 구매한 후 Schweizer社에서 생산하게 되었다.

생산모델 300의 기본 설계는 수년간 변하지 않았으며 현재까지 총 3,000여대가 생산되었다. Schweizer社는 모델 300을 기본으로, 동체를 재설계하고 터빈엔진을 얹은 330, 333, 434모델을 개발하는 등 시장의 요구에 적절히 대응하고 있다.



<그림 83> Schweizer Helicopter社의 연도별 민수헬기 판매량

(3) 경쟁사별 주요 모델

다음은 현재 세계 민수헬리콥터 시장 내 운용되고 있는 주요 모델을 표로 정리한 것이다.

<표 46> 세계 민수헬리콥터 시장 내 경쟁사별 주요 모델

제조사	모델	제조사	모델
Agusta-Westland	A119 Koala	Bell Helicopter	Bell 206B
	A109 Power		Bell 407
	AW139		Bell 210
	NH90		Bell 412
	AW101(EH101)		Bell 427
	Grand		Bell 429
Eurocopter	EC120		Bell 430
	AS350		Bell Agusta 609
	EC135		Huey II
	EC130		UH-1Y
	AS355	Schweizer	Schweizer 333
	EC145		Schweizer 434
	AS365		Schweizer 300C
	EC155	Sikorsky	S-92 Superhawk
	AS332		S-76
Enstrom	280FX		S-92
	F28F		UH-60M
	480B		S-70i
Kamax	K-Max		H-92 Superhawk
	SH-2G	Robinson	R44 Raven I
	K-Max Unmmaned		R22 Beta II
MD Helicopter	MD Explorer		R44 Raven II
	MD 600N		
	MD 530F		
	MD 500E		

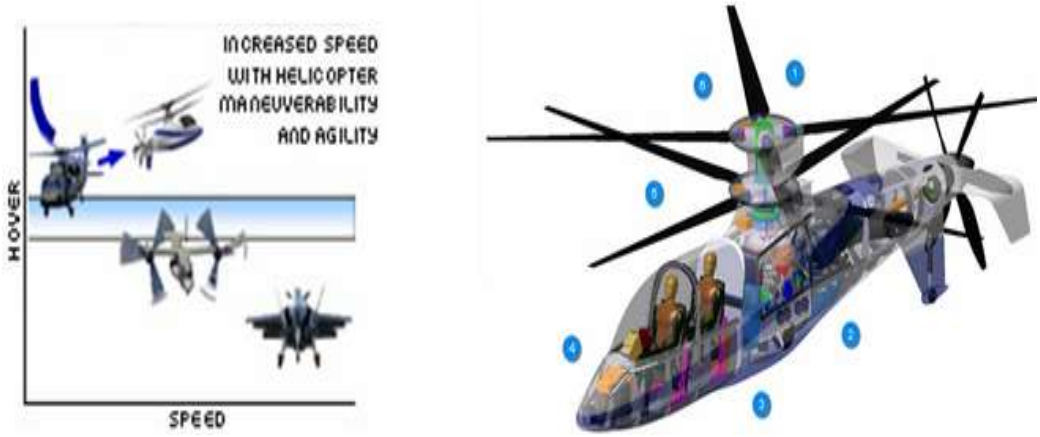
2. 국외 헬기 개발 현황

가. 최근 헬기 현황

5대 체계업체들은 체계핵심부품(로터, 동력전달장치, AFCS) 기술 자체 확보하고 있다. 신기술은 정부연구소와 기술협력으로 개발하고 있다. (Eurocopter사 : ONERA(프), DLR(독)이 주도하여 EC에 기술이전(HELIFLOW사업 등) 하고 있으며, AWIL사 : DERA(영)와 공동으로 세계 최고의 로터 기술력 확보(BERP 개발)

하였다.

기술발전은 친환경(저공해, 저소음), 고안전성, 경제성(저항력, 고효율 엔진) 및 고속화, 안락성 제고 분야에서 활발하게 진행 중에 있다.



<그림 84> Sikorsky 사의 X2 프로그램의 개념도

현재 기술선진국이 개발에 주력하고 있는 신상품은 중대형 헬기, 고속 회전익기, PAV(Persibak Aerial Vehicle)형 회전익기로 구분 가능하다. 다양한 신기술이 연구개발되고 시험 중이나, 아직 상용화 단계에 이른 사례는 많지 않다.

미국의 경우 군에서 기존 헬기의 성능 개량 프로그램을 선호한 이유로 지난 30년간 신규로 개발된 회전익기가 V-22외에는 없는 실정으로 회전익기 시장의 주도권을 유럽 업체에게 빼앗기고 있다.

<표 47> 중대형 헬기

명칭	형상	구분	국가	주요사항
CSAR		군용	미국	- Combat Search & Rescue - US AirForce가 HH-60G(Pave Hawks) 대체를 위해 141대 소요제기 - 총10~15BUSD
JHL		군용	미국	- Joint Heavy Lift - US Navy & Army 20-ton Payload Lift Capability (CH-47, CH-53E 대체) - '05.9 JHL CDA(Concept Design & Analysis) 착수

<표 48> 고속 회전익기

명칭	형상	구분	국가	주요사항
V22		군용	미국	- '05.6 OPEVAL 완료 - '05.9 FRP 승인, 11대/년->24대/년->48대/년('2년) - 360대 US Marine Corps, 48대 Navy, 50대 Air Force
BA609		민수용	연합	- AWIL & Bell 공동개발 (FHI참여) - '06.11 2nd 시제기 초도비행 '07년중 3rd & 4th 시제기 조립완료 - '10년까지 FAA & JAA 인증 완료
X2 Technology		민군겸용	미국	- '70년대 ABC(Advancing Blade Concept) 개념 개선 적용 - Hover 특성유지, 높은 전진속도 (250kts) - '05년 6월 사업발표(AHS61), '07년 중 초도비행
Heliplane		군용	미국	- GBA(Groen Brothers Aircraft) 社 - Tip jet(Cold Bypass Air) Drive Powered Autogyro (Gyrodyne) - '05년 DARPA 계약, '07.1 SRR, 1st WTT(Adams A700 VLJ에 기반한 10 % Scale 모델)

<표 49> PAV 회전익기

명칭	형상	구분	국가	주요사항
X-HAWK		민군겸용 (무인기)	미국	- Urban Aeronautics & Bell ('05년 Bell과 MOU, 참고 PSU : CFD해석 포함 M&S 담당) - '00년 개발착수, '03년 2인승 City Hawk 제자리비행 성공(Urban Aeronautics) - 팬덕트 형상을 지녀 로터가 노출되지 않아 도심에서의 운용성이 좋음

명칭	형상	구분	국가	주요사항
Carter Copter		민수용	미국	- Carter Aviation Technologies 社 - Carter Copter 기술시현기(CCTD)는 1998년 초도비행이후 지속적으로 비행시험하며 신개념 비행체의 비행영역을 확장중 - 2006년 4월 2+2 PAV에 대한 개념설계 결과를 발표



<그림 85> Black Hwak 다목적 헬기

다목적 능력을 가진 중형 헬기의 증가 추세는 다음 10년 동안 미국과 유럽지역을 중심으로 첨단 기술개발에 의한 군용헬기 현대화가 활발하게 이루어질 것이며, 헬기의 개발이나 성능개량을 위한 주요 개발사들 간에 치열한 상호경쟁이 헬기 전력 향상에 많은 영향을 미칠 것으로 예상하고 있다. 따라서 2002년에서 2011년까지 미국이 개발하여 재시험 비행을 시작한 V-22 Osprey 틸트로터와 같은 회전익기를 포함하여 세계적으로 전반적인 헬기 생산 평가액은 약 580억 달러가 될 것으로 예상하고 있으며, 새로운 헬기 생산에 추가하여 현존 전력의 개량과 현대화도 다음 10년 동안에 110억 4천만 달러가 증가할 것으로 분석하고 있다. 2010년 말 헬기의 개량이나 개발 전망을 분석해 볼 때, 전반적인 헬기 부문에서 Black Hawk 다목적 헬기의 개발사인 Sikorsky 항공사가 세계에서 최고의 선두주자가 될 것이고 이어서 AH-64 Apache 공격헬기 개발사인 Boeing사, 세 번째는 NH-90 및 Tiger 전투헬기 개발사인 Eurocopter S.A사, 네 번째는 UH-1 Huey, V-22와 AH-1 Cobra 무장헬기의 개발사인 Bell Helicopter Textron사, 5번째가 A-109 Power 경헬기의 개발사인 영국의 AgustaWestland사의 순서가 될 것으로 예상하고 있다.

1990년 중반 이후에 25% 성장한 세계적인 군용 헬기 부문은 향후 5년 내에 다시

더 크게 성장할 것으로 예상하고 있으며, 특히 확대되는 헬기부문의 대부분은 중형 헬기 범주로 분류하는 15,000파운드 이상의 일반적인 중량의 다목적 용도가 될 것이다. 일반적인 중형헬기 범주에는 Sikorsky사의 UH-60 Black Hawk, 유로콥터의 자회사인 NH사의 NH-90, 영국의 GKN사와 이태리의 Finmeccanica SpA가 공동투자한 AgustaWestland의 자회사인 EH사의 EH-101가 포함되어 있다.



<그림 86> NH-90



<그림 87> EH-101

중형헬기는 헬기부문에서 개발이나 개량을 추진하기가 가장 유리한 분야로서 대형헬기와 비교 시에 임무 면에서 거의 대등한 역할을 수행할 수 있으며, 더욱이 전력 현대화시 무장시스템을 포함한 전체적인 비용이 적게 소요되기 때문이다. 따라서 특히 유럽 국가들은 중형헬기에 많은 관심을 갖고 있으며, 가능한 현대화도 중형헬기를 선정하여 추진하려는 경향이 있다.

AugustaWestland사는 세계적인 대부분의 헬기사들이 중형헬기에 많은 관심을 가지고 있기 때문에 앞으로 단계적으로 중형헬기 부문을 확대할 계획으로 알려져 있다. EH-101은 최근 덴마크와 포르투갈의 헬기 획득경쟁에서 승리하였고 다음 중요한 헬기 경쟁은 Sikorsky사의 S-92 및 NH-90과 벨기에에서 이루어질 것으로 예상하고 있다.

말레시아, 싱가포르와 인도를 포함한 아시아 국가들은 새로운 중형헬기 획득에 대

해 많은 관심을 나타내고 있다. 특히 AugustaWestland사는 북미국가에서 중형헬기를 선도하고 있는데 최근 카나다에 탐색 및 구조임무를 위한 15대 EH-101 판매대수중 5대를 인도하였다. 한편 금년말에 진행될 28대의 캐나다 해군의 Sea King 헬기를 대체하기 위해 연기된 경쟁에 기대하고 있다.

AugustaWestland사는 미 공군이 운용 중에 있는 탐색 및 구조 임무용 H-53과 H-60이 다음 수년 내로 폐기될 예정에 따라 대체용 경쟁을 위해 별도 팀을 구성하여 준비하고 있다. 또한 대량의 헬기 획득을 추진할 미 해안 경비대에 Bell Helicopter Textron사와 함께 공동으로 개발 중인 AgustaWeatland의 최신형인 AB-139 다목적 헬기를 제공할 수 있게 요구 시기를 맞추어 적절하게 개발을 진행할 것이다. 개발 중에 있는 신형헬기는 2002년 말에 항공기 인증을 받고 우선 민수용을 생산하고 군용은 1년 뒤를 목표로 하면서 특별히 많은 대수의 UH-1, Bell 412와 212를 대체할 수 있도록 생산시기를 맞출 것으로 예상하고 있다.

한편 유로콥터사의 NH-90은 2000년과 2001년 동안에 포르투갈, 필란드, 노르웨이와 스웨덴으로부터 약 80대가 주문되었으며, 현재는 오스트레일리아와 캐나다에 NH-90을 판매하기 위해 적극적으로 추진하고 있다. 유럽은 헬기 개발기술에 대한 과감한 투자를 통해 이제는 거의 미국의 개발 기술과 대등한 수준으로 향상되었으며, 유럽의 Eurocopter와 AgustaWestland사는 Bell Helicopter Textron, Boeing과 Sikorsky사에 의해 개발되는 헬기와 대등하게 경쟁에 참여하고 있다.

중형헬기의 기준인 15,000파운드보다는 조금 가벼운 유로콥터사의 Tiger 전투지원 헬기는 많은 수출을 위해 계속적인 노력을 기울이고 있다. 현재 프랑스와 독일이 최초에 200대 이상의 구매를 계획했었지만 최종적으로 120대 보다 많은 Tiger를 주문하지 않을 것으로 예상하고 있다.

Tiger는 최초 생산분으로 독일이 UHT (Unterstutzungs-Hubschrauber-Tiger)라고 부르는 대탱크 능력만을 보유한 전투지원형 Tiger 80대와 프랑스가 HAP(Helicoptre d'appouiet Protection)과 HAC(Helicoptre Anti Char)로 부르는 엄호 및 화력지원형과 대탱크형의 Tiger 80대 등 총 160대를 최초 생산하는 협정서를 이미 1999년에 체결하였으며, 2002년부터 독일에 첫 인도될 예정이다.



<그림 88> Tiger 전투헬기

Tiger의 세 번째 형인 무장정찰 헬기는 첨단 정찰능력을 보유한 전장지원용으로 혼합하여 설계하였고 오스트레일리아가 2001년에 22대의 Tiger 무장정찰용 헬기획득을 위해 협정을 체결하였으며, 이 새로운 형에 대해 스페인이 많은 관심을 가지고 있다.

프랑스와 독일이 획득하는 Tiger 160대의 최초 비용은 생산과 개발비를 포함하여 39억 euros(35억 7천만 달러)가 된다. 더욱이 세 번째 형의 헬기를 생산하기 위하여 상당한 비용이 소요될 것으로 예상하고 있는데 그것은 세 번째형이 유럽 연합의 어떤 국가도 운용할 수 있는 공통성을 가져야 하고 특히 스페인은 원하고 있는 비용대 효과를 고려한 다목적 특히 공격헬기의 요구성능을 충족해야 하기 때문이다.

몇 주 동안 유럽연합은 위원회를 구성하여 많은 회원국이 요구하는 다목적 공격헬기 개발과 공동으로 획득할 수 있는 문제 및 유럽의 군사능력 결함 문제를 논의하였으며, 그중 이미 생산공정이 세워진 Tiger를 다목적 특히 공격헬기로서 운용할 수 있게 설계를 전환하는 문제를 협의하였다. 이와 같이 유럽연합 국가들의 Tiger에 대한 요구성능을 조화시키는 문제가 해결이 된다면 프랑스와 독일은 이미 계약되어 생산 중에 있는 Tiger의 형상을 협의를 거쳐 임무에 맞게 변경해야 할 것으로 예상된다.

독일은 최초 생산 분에서 1차분으로 2002년에 인수할 Tiger를 제외하고 2차분부터 영향을 받게 되는데 첫 계약분이 대 탱크용 80대 중에서 40대는 원래 계획대로 대 탱크용으로 구매하고 잔여 40대는 무장정찰 헬기로 형상을 변경하여 구매할 수도 있으며, 프랑스는 1년 후에 인도될 HAP부터 이러한 영향을 받게 될 것이다. 따라서 이러한 다목적 공격헬기에 대한 향후 변경문제에 대해 관련 국가들과 개발사들의 후속조치가 주목을 받고 있다.

한편 유로콥터사는 다목적이나 공격헬기를 설계하는 것은 이미 Tiger를 설계하기 전부터 대부분의 형상설계를 완료했기 때문에 정찰, 대탱크 또는 엄호지원, 지상 및 공중차단 또는 부여된 다른 형태의 어떠한 혼합임무를 수행할 수 있는 모든 종류의 헬기를 요구 성능에 따라 변경할 수 있음을 강조하고 있다.

스페인은 다음에 획득할 공격헬기를 아직까지 선정하지 않고 있는데 앞으로 Tiger의 공격헬기형이 개발될 수 있다면 현재 고려하고 있는 미국의 Apache 대신에 획득할 수 있을 것으로 예상되고 있다. 그렇게 되면 유로콥터사는 Tiger 생산을 위한 3개 조립라인으로 프랑스, 독일에 추가하여 스페인에 유치할 계획이다.

현재 스페인은 약 8억이나 9억 euros가 소요될 24대의 Tiger 획득에 많은 관심을 가지고 있지만 스페인의 중요한 문제는 예산의 부족으로서 현재 Tiger 획득 및 생산 참여는 금년 늦게 최종결정을 하고 계약체결은 2003년 말로 연기해 놓은 상태에 있다.

중형헬기에 대한 유럽의 관심과는 달리 미국은 V-22 틸트로터와 같은 대형헬기 분야와 그리고 UH-60 Black Hawk와 UH-1 Huey와 같은 구형 전력의 성능개량에 대부분을 투자하고 있다. 만약 V-22 시험비행이 성공적으로 종료되고 항공기당 가격이 3천만 달러 이하가 된다면 틸트로터 항공기는 헬기를 생산하는 다른 국가들과

경쟁이 가능하므로 미국 이외의 국가들에게도 판매를 하게 될 것이다.

미 육군은 2004년까지 거의 1,000대의 Huey 헬기를 폐기할 계획이며, 일부는 항공능력이 없는 원조 수혜국가인 콜롬비아, 페루 또는 다른 국가들에게 인계하는 방안을 추진하고 있다. 미국은 이미 콜롬비아에 35대의 Huey 헬기를 제공하였고 8월까지 다른 34대를 제공할 것으로 예상하고 있다. 또한 콜롬비아는 지역내 마약퇴치를 위해 미 원조의 일부로서 Black Hawk 14대를 무상공여 해 주기를 기대하고 있다. 특히 유럽의 헬기 개발사들은 중남미 국가들에게 많은 관심을 가지고 있는데 그 지역은 정찰과 경공격 및 마약퇴치 헬기가 필요한 지역으로 구매 가능성을 예상하고 있기 때문이다. 이미 브라질과 멕시코에 지사를 유지하고 있는 유로콥터사는 새로이 칠레의 산디에고에 지사를 개설하였다. 그리고 만약 브라질이 향후 구매할 헬기의 요구 성능을 발표한다면 유로콥터사는 경쟁할 준비가 되어 있다.

미 국방부는 이미 추진중에 있는 미 공군의 AH-64D Apache Longbow와 미 해병의 AH-1Z나 UH-1Y 성능개량을 포함하여 미 해군의 수중전이나 대 지상전 능력을 개선하기 위하여 MH-60 Sea Hawk 다목적 헬기 등 현존 헬기 전력을 성능개량하고 있다.



<그림 89> MV-22 Osprey Tilt Rotor 항공기

MV-22 Osprey 틸트로터 항공기는 2000년 12월에 치명적인 비행사고가 발생한 이후 17개월 동안 지상 대기하다가 처음으로 2002년 5월에 시험비행을 재개하였으며, 앞으로 18개월간의 시험비행을 통하여 항공기 개발 성공여부가 결정되면 400억 달러의 계획을 추진하게 될 예정이다.

Bell/Boeing사가 개발하는 Osprey는 헬기와 같이 수직으로 이륙하고 착륙하면서 고정익 항공기와 같이 비행할 수 있는 틸트로터 항공기로서 사고조사에 지적된 유압계통과 비행제어 소프트웨어 시스템 등 300개 항의 시정조치를 받아 새롭게 개량하였으며, 사고 전에 많은 시험비행자료와 다음 단계로 전환하기 전에 충족해야만 하는 중요한 이정표를 만들어 충분한 사전준비를 함으로써 더 이상의 시간과 자원을 낭비하지 않고 시험비행을 통하여 조종사들이 안전하게 비행할 수 있다는 신뢰성을 갖게 할 것이다. 전체적인 비행시험은 기간 중에 총 1,800시간으로 계획하고 있으며, 7대의 MV-22 항공기를 사용하여 18개월간 시험을 진행할 예정이다.

미 해병은 베트남전에서 운용한 CH-46E Sea Knight와 CH-53D Sea Stallion 수송헬기를 대체하기 위해 360대의 MV-22를 구매하게 될 것인데 MV-22는 정상적인 시험이 종료가 된다면 2005년에 전력화가 될 것으로 예상하고 있다.

미 공군은 50대의 CV-22를 구매하여 특수군 사령부의 MC-130 Hercules 수송기 임무를 보충하게 될 것이며, 장거리 구조 및 탐색 임무에 활용하게 될 것이다. CV-22는 2009년에 최초운용능력 달성을 예상하고 있다. 한편 MV-22와 CV형은 85%가 비슷하기 때문에 공군 조종사들은 미 해병 항공기지인 N.C주의 New River에서 미 해병조종사들과 함께 사전에 훈련비행을 받게 될 것이다.

미 해군은 8개 기종의 상이한 모델에서 H-60 Sea Hawk 다목적 헬기인 MH-60R과 MH-60S의 두 개 기종으로 헬기 전력을 단순화시킬 계획이며, 이에 따라 제작사인 Sikorsky와 Lockheed Martin사는 2개 기종의 조종석을 공통으로 설계하여 획득, 훈련 및 군수지원 비용을 좀 더 절감토록 할 것이다.



<그림 90> MH-60R

MH-60R Sea Hawk는 미 해군의 현존전력인 SH-60B와 SH-60F 헬기를 대체할 것이다. 미 해군은 지난해에 70억 달러가 소요되는 MH-60R 헬기 계획으로 현재 운용하는 H-60 기체를 재 개조하는 것으로 계획했다가 새로운 헬기 243대를 생산하는 것으로 계획을 변경하였다. 첫 헬기는 2005년 초에 인도될 것으로 예상하고 있다. MH-60S Sea Hawk는 미 해군의 H-1, H-3, H-46 그리고 MH-53E 헬기를 대체할 예정이며, 해군은 237대의 MH-60S 구매를 계획하고 있다.

다른 미군 헬기 계획을 살펴보면 미 육군의 AH-64A Apache는 총 501대를 D형 Longbow로 1995년부터 성능개량을 추진하고 있는데 이미 1차분 232대의 헬기를 2002년 초까지 인도를 완료하였고 나머지 269대는 2006년까지 인도를 예정으로 정상적인 진행을 하고 있다.

또한 미 해병의 180대의 AH-1W과 100대의 UH-1N은 각각 AH-1Z와 UH-1Y형으로 성능개량을 추진하여 현재 시험을 실시하고 있으며, 2006년에 최초운용능력을 달성할 수 있게 정상적으로 추진될 예정이다. 그러나 미 육군의 UH-60 Black Hawk 다목적 헬기는 하원의 군사위원회에서 5월 1일에 2003년 국방인가 예산으로

군에서 요구한 예산에 비해 1억 3백만 달러를 삭감한 2억 9170만 달러가 승인됨에 따라 일부 성능개량 추진에 지장을 줄 것으로 예상되고 있다.

또한 미 해병의 CH-46E 수송헬기는 4개년 계획에 의거 2002년에 2억 달러의 예산으로 303대의 엔진 개조를 추진하고 있으며, 2002년 4월 17일에 G.E사에서 제작한 첫 개조형인 T58-GE-16 엔진을 인수하여 해군 항공시스템 사령부에서 시험을 진행하고 있다. 만약 시험이 성공적이라면 새로운 엔진은 2002년 7월에 초도 생산을 하고 2003년부터 양산을 계획하고 있으나 시험결과에 따라 엔진 인수 일정이 변경될 수 있으며, 정상적으로 추진된다면 2003년 4월부터 매월 8대씩 인도될 것으로 예상하고 있다.

러시아는 지난 10년 동안 경제적, 정책적 변화와 특히 재정적인 위기를 겪으면서 헬기부문의 개발이나 성능개량은 정부의 지원이 적고 외국 헬기개발사들의 지속적인 활동으로 러시아가 제작한 헬기들을 현대화해야 할 때인데도 불구하고 개발이나 성능개량 참여에 어려움을 겪고 있다.

구 소련시대에 러시아 헬기개발사들은 세계에서 운용되는 헬기들의 1/4 이상을 생산했지만 지난 10년 간에는 1,000대 이상을 생산하지 못하는 부진한 상태에 처해 있었다. 그러나 어려운 조건 하에서도 헬기 개발이나 성능개량을 위해 자체적으로 자금을 단계적으로 확보해 가면서 헬기 개발추진을 위한 기반을 조성해 왔다.

현재 러시아는 1990년대의 부진으로부터 탈출하여 급격하게 생산이 증가하면서 지난해 보다 헬기 사업부문이 3배 이상으로 상승되었고 거의 가동중단 상태였던 헬기사들도 현재 생산량이 40%까지 늘어나고 있다. 특히 Mil사는 15개 기종에 30,000대 이상의 헬기를 초기에 계속 생산했는데 지난 3년 반 이상을 재정적 위기를 맞아 고전하다가 현재는 회복단계에 있다.

Mil사는 러시아군을 위한 Mi-8 군용 수송헬기와 Mi-24 공격헬기 그리고 그들의 수출형인 Mi-17과 Mi-35를 각각 현대화하고 있으며, 헬기의 전투 지속능력을 높이고 전천후 기상과 야간에 우수한 임무수행을 하기 위하여 향상된 첨단기술을 적용하면서 비행능력을 향상시키고 있다. 그러나 러시아군을 위해 수행하고 있는 세부적인 현대화 추진내용은 밝히지 않고 있다.



<그림 91> Mi-8

러시아의 헬기 개발사들은 헬기 현대화 추진은 대당 150만 달러에서 350만 달러 예산 내에서 조건에 따라 수행할 수 있으며, 수요군이나 외국국가들 요구에 따라 기본적인 야간투시 장비로부터 더욱 복잡한 적외선 유도 시스템 그리고 다목적 천연색 액정 디스플레이와 함께 새로운 항공전자장비를 장착할 수 있는 능력을 보유하고 있다. acronym KVZ로 알려진 Kazan 헬기공장은 Mil사와 함께 Mi-8/17을 성능개량하고 있다. Rostov- on-Don Rostvertol 헬기공장은 수출형 Mi-35 헬기를 개발 또는 성능개량하고 있는데 지난 몇 해 동안에 새로운 운용국가로 짐바브웨, 스리랑카, 수단 그리고 나이지리아를 포함하여 헬기 수출을 확대하고 있다.

Mi-26T 대형헬기는 20톤의 탑재물을 탑재할 수 있으며, 현재 그리스, 멕시코 그리고 큰 러시아 헬기회사에 인도와 함께 국내 및 외국에서 인기가 상승하고 있으며, U.N 수송헬기 임무에 참여하고 있다. 러시아 헬기사들은 최근에 이스라엘, 남아프리카 공화국, 영국 그리고 프랑스가 러시아의 참여 없이 외국에서 운용되고 있는 Mi 급 헬기를 성능 개량하는 것에 대해 심한 항의를 하고 있으며, 러시아의 참여없는 Mi 급의 성능개량은 수행할 수 없음을 분명히 하고 있다.

Mil사는 2001년에 Mi 급 헬기를 운용하는 국가들에게 경고성 문서를 발송하였는데 만약 Mil사가 참여하지 못한다면 현대화 생산헬기 안전에 대한 보증을 할 수 없음을 강조하고 있다. 현재 약 3,500대의 Mi-8 계열형들이 외국에서 운용되고 있으며, 아마도 러시아는 그들 중 적어도 약 1/3에 해당하는 헬기 현대화에 참여할 것으로 예상되고 있다.

러시아는 미국이나 유럽이 경쟁적으로 헬기를 개발하거나 성능개량을 추진하고 있지만 러시아의 현재 헬기개발 기술을 감안할 때에 적어도 10년 이상은 헬기 개발 선도국으로 남아있을 것으로 자체 판단하고 있다.

이스라엘과 서방 헬기개발사들은 러시아보다 좀 더 우수한 항공전자 장비를 가지고 있다. 그러나 러시아는 고가의 비용으로 현대화 계획을 추진할 수 없는 국가들에게 매우 저렴한 비용으로 지원해 줄 수 있는 가격 경쟁력의 이점이 있다. 따라서 미래에 헬기성능과 가격을 동시에 고려할 때에 Mi-8/17 헬기의 성능개량 참여는 미국이나 유럽에 비해 유리한 위치에 있다고 자신하고 있다.

러시아 헬기개발사들은 유럽과 미국의 헬기 사들과 경쟁을 유지하기 위해 새로운 기술을 연구하고 있다. 러시아는 현재 재정적 압박에 의해 1년 이상 개발을 중단했던 Rostvertol사의 Mi-28N 야간 공격헬기 개발을 다시 추진하고 있는데 2002년 4월에 시작한 시험비행은 앞으로 2년 이내에 종료할 계획이며, 정부의 시험비행이 완료한 이후 즉시 Mi-28N의 생산공정을 가동할 예정이다.

Kazan 헬기사는 Mi-38과 Ansat 경헬기 계획을 추진하고 있는데 소요 개발비용은 자사가 보유한 재원과 투자자 기금으로 충당하게 될 예정이다. 이미 러시아 공군은 2001년에 훈련용 헬기로서 Ansat 경헬기를 선정하였으며, 2015년까지 100대 정도를 획득하게 될 것으로 예상하고 있다.

나. 민수헬기 개발 사례

국내 헬기산업의 발전 전략 수립을 위해 국외의 민수헬기 개발 사례를 분석하였다. 헬기 후발국가인 일본, 인도, 중국의 사례를 분석한 결과, 다음과 같은 결론에 도달하였다.

- 해외 판매를 위한 마케팅 측면에서는 국제공동개발 유리하다.
- 국제공동개발을 위해서는 한국이 개발을 담당할 수 있는 경쟁우위에 설 수 있는 핵심기술을 미리 확보함이 필요하다.
- 북미, 유럽 등 헬기 중심시장으로 수출을 위해서 FAA, EASA 기준의 인증 필수

(1) 일본의 개발 사례

일본은 민수헬기로 BK117과 MH2000을 개발하였다. BK117 개발 전 해외업체와의 라이센스 사업을 통해 생산 및 제조 기술을 확보하였고, 오일쇼크로 중단된 KH-7 국산헬기 개발 사업을 통해 기술력을 확보하였다. BK117은 독일과 국제공동개발, MH2000은 독자개발형태이다. BK117은 총 600여대를 판매(독일이 450대 이상 판매)하여 성공한 개발로 평가되나, MH2000은 3대만 생산하고 중단된 상태이다.

이는 기술개발과 국산화가 능사는 아니며 마케팅을 위한 국제공동개발이 반드시 필요함을 보여주는 사례라 할 수 있다.

(가) BK117 (최대이륙중량 7,385lb, 1+7~10인승) 개발 사례



<그림 92> BK117

Kawasaki중공업은 KH-4와 KHR-1 연구기에서 습득한 기술력을 이용해, 1960년대부터 7인승용 민수 국산헬기 KH-7을 개발 중이다. 현재 오일쇼크로 개발이 중단된 상태이다. 개발연표를 다음과 같이 정리하였다.

- 1977년 : MBB (독) Kawasaki(일) 50 대 50 공동개발
  • MBB : 주/꼬리로터, 후미부, 비행조종계통, 유압계통, 시제기(Bo 107) 제작
  • Kawasaki : 착륙장치, 기체, 트랜스미션 등, 시제기(KH-7) 제작)
- 1979년 : 초도비행시험
- 1982년 : 독일, 일본 형식증명 취득
- 1983년 : 독일 측 신청에 의한 FAA 형식증명 취득
- 판매 : 총 500대 이상 생산, 450대 이상 수출
- BK117C-2(EC145) : 1999년 공동개발 착수하여 2000년에 비행시험 하였으나, 군용화에 대한 이견으로 공동개발 결렬

(나) MH2000(최대이륙중량 9,920lb) 개발 사례



<그림 93> MH2000

일본 최초의 국산헬기이다.(독자개발 - 기체, 엔진 전체) 개발연표는 다음과 같다.
- 1992년 : RP1 개발 착수 (Sikorsky S-76A 개조)
  • 로터-트랜스미션-엔진 기술 입증
  • 저소음, 저진동, 안전성 기술 : 회전수 가변화에 의한 저소음 실현, 자동조종장치의 기술, GPS와 지도 표기 기능 등에 의한 충돌회피장치 등 확인
- 1994년 : 초도비행시험
- 1995년 : MH2000 개발착수
- 1996년 : 초도비행시험
- 1998년 : 기체번호 취득
- 판매 : 1999년부터 Excel사 2대(1대 반환), JAXA 1대
- 2000년 : 시험비행 중 추락
- 현재 : 생산 중단

(2) 인도의 개발 사례

인도의 HAL사는 Dhruv 헬기를 독일의 기술협력을 받아 개발하였다. 개발 과정에서 군 요구도 변경과 예산 문제, MBB 기술협력 계약 이슈 등으로 난항을 겪었다. 현재 인도 국내 군용시장과 민수시장에 헬기 보급하고 있고, FAA와 EASA 인증 미획득으로 인해 북미, 유럽을 제외한 제3세계에 주로 수출하고 있다.

(가) ALH Dhruv (최대이륙중량 12,125lb, 2+12인승) 개발 사례



<그림 94> ALH Dhruv

- 1984년 : ALH 착수 (독일의 MBB와 기술협력개발)
- 1992년 : 초도비행. 민수헬기(Z-3182), 육군용(Z-3268), 해군용(N.901)
- 문제발생 : 군 요구도 변경, 예산 문제, MBB 기술협력 계약 이슈
- 1998년 : 인도 핵실험으로 인한 미국의 CTS800 엔진 수출 금지 조치
- 1999년 : 터보메카와 Shakti (Ardiden 1H) 공동개발 착수
- 2007년 : EASA 인증
- 2007년 : 군용헬기(Shakti 엔진 장착) 초도비행
- 판매
  - 군용 : 2002년부터 75대 인도, 향후 년간 40대 예정
  - 민수 : 2008년 인도정부 19대
  - 수출 : 네팔 2대(2004년), 페루 2대(2008년), 터키 3대, 에콰도르 7대
  - 가격경쟁력 : 경쟁기종 대비 15% 저렴 (향후 8년간 120대 수출 예상)
  - 주요시장 : 남미, 아프리카, 서아시아, 동남아, 환태평양국가

현재 FAA, EASA의 인증을 획득하지 못하여, 북미, 유럽과 같은 지역에는 수출이 어려움을 겪고 있다. 따라서 EASA, FAA T/C 획득을 추진 중 이다.

인도의 개발사례는 효과적인 개발을 위해서는 요구도의 일관성과 예산, 국제협력의 중요성을 보여준다. 또한 북미와 유럽 같은 중심 시장에 진출하기 위해서는 FAA, EASA 인증이 필요함을 보여주었다.

(3) 중국의 개발 사례

중국은 Eurocopter와 공동으로 Eurocopter의 EC175, 중국 Avicopter의 Z-15 민수 헬기를 개발 중인데, 1950년대부터 라이센스 생산, 국내개발 등을 통해 기술을 확보해왔다. 중국은 1950년대 소련의 지원을 받아 Z-5 헬기를 생산하고 1966년 독자적으로 Z-6 헬기를 개발했으나 기술적 성취에도 불구하고 성능과 신뢰성 문제로 프로그램이 취소되었다. 1970년대 초반 프랑스로부터 헬기를 수입하고 이를 역엔지니어링해서 Z-8 헬기를 개발하였다. 1980년대에는 유로콥터의 AS-365N Dauphin II를 조립생산하고, 1992년 이에 기반한 Z-9B를 개발, 비행시험하고, 200대 이상을 생산하였다. 1990년대에는 프랑스의 AS350B를 생산하는 Z-11 프로그램을 수행했고, Agusta의 A-129급의 공격헬기인 Z-10 개발에 착수하여 2003년 초도 비행하였다.

(가) EC175(Z-15) (최대이륙중량 15,400lb, 2+16인승) 개발 사례



<그림 95> EC175(Z-15)

- 2005년 : Eurocopter와 AVIC II(자회사: HAIG) 50대 50 공동개발 합의
  - Eurocopter : 주기어박스, 꼬리로터, 항전, 유압/전기계통, 기술/체계종합, 시제기 2대
  - HAIG : 기체, 꼬리/중간 기어박스, 주로터, 연료계통, 비행조종, 착륙장치, 시제기 1대
- 현황 : 비행시험 진행 중 (2009.12 ~)
- 향후계획 : 2011년 EASA 형식인증 획득, 2012 초도품 인도 예상
- 판매
  - EC175 : 2008.2 Heli-Expo에서 13개 고객으로부터 111대 수주, 향후 20년간 800~1,000대 판매 예상
  - Z-15 : General Aviation사로부터 5대 수주(2008. 1), 중국군은 향후 15년 내, 노후 기종(Mil Mi-8, Sikorsky S-70, Harbin Z-8 and Harbin Z-9) 대체를 위해 Z-15 군 용화 예정

중국의 개발사례는 국제공동개발과 민간 인증 중요함을 시사하고 있다.

(4) 터키의 개발 사례

민수헬기 사례는 아니지만 헬기 후발국의 국제공동개발 사례로 소개하였다. 터키는 AgustaWestland사와 AW-129 공격전용헬기 51대를 구매 계약하여 AgustaWestland를 primary partner로, TAI의 책임 하에 개발로 결정하였다. A-129 International을 기반으로 TAI에서 T-129 조립생산 결정하였다.(30억불) TAI 개발 부분은 mission computer, avionics, weapons systems, self-protection helmet, mounting cuing systems이고, TEI(TUSAS Engine Industries Inc) 개발 부분은 LHTEC CTS 800-4N의 면허생산이다. T-129의 platform에 있어서 marketing과 지적 재산에 대한 완전한 권리를 Turkey가 갖기로 협의하였고, Turkey가 제3국으로 platform 수출 또는 이전에 대하여 아무런 제한이 없는 것으로 협의하였다. (단, 이태리와 영국 제외)

이 사례에서 국제공동개발 시 권한과 기술획득 측면에서 후발국이 성과를 얻을 수 있는 계약 체결 전략이 필요함을 알 수 있다.



<그림 96> T-129

다. 군용헬기에서 민수헬기 전환

민/군 헬기 전환 개발 방식은 1960년대 이후 미국에서 주로 수행되었다. 일반적으로 미국의 충분한 군용헬기 소요를 바탕으로 군용 헬기 개발을 추진한 후, 일부 개조를 통해 민수헬기로 전환 개발하였다. 군용헬기에서 민수헬기로 전환개발을 추진한 헬기 제작사들은 정부의 군용헬기 개발 사업을 통해 습득한 기술, 경험 및 인력 등을 적극 활용하여 이를 기반으로 추가적인 큰 개발비용의 부담 없이 민수 헬기를 전환 개발하여 민수시장에 성공적으로 진입할 수 있었다.

터빈 엔진을 장착한 첫 헬기인 UH-1은 미/육군용의 다목적헬기로 UH-1의 설계 방식은 세계 헬기산업에 있어 한 동안 표준안처럼 인식되었으며, 지속적인 성능개량과 수출을 이루고 있다. 베트남전에서는 병력수송의 주요 임수수행 외에 무장을 탑재 하여 지상공격을 지원하는 무장헬기의 형태로 최초 운용되어 이후 공격헬기의 태동을 예고하였다. 현재 UH-1은 UH-60 Black Hawk로 대체가 진행 중에 있으나,

미국은 미 해병대용으로 UH-1Y를 성능 개량 중에 있으며 해외에서는 민수 Model 412 기종이 캐나다 및 해외 국가에서 생산되고 있고, UH-1J 기종이 일본의 후지사에서 면허 생산되고 있다.

UH-1 의 본격적인 개발은 1955년에 Bell사의 Model 204 기종을 전방작선을 위한 기동헬기로 선정하면서부터 시작되었다. 이후 실시된 주요 초도비행시험을 살펴보면 1956년에 시제기 XH-40이, 1958년에는 최초생산헬기인 UH-1A가, 1969년과 1979년에는 Model 212와 Model 412가 각각 초도비행을 실시하였다.

초도납품은 1959년 중반에 최초 생산헬기인 UH-1A를 통해 이루어졌으며, 1976년과 1981년에는 각각 UH-1H와 Model 412가 초도납품 되었고 1988년에는 Model 212/412의 생산설비를 캐나다로 이동하여 생산을 지속하였다.

2007년까지의 생산현황은 미 육군이 UH-1A 172대, UH-1B 1,007대, UH-1C 787대, UH-1D 2,430대, UH-1H 4,620대를 획득하는 등 전 세계적으로 50여개 국가에서 총 14,845대의 군용 및 민수 UH-1 계열의 헬기가 생산되었다.

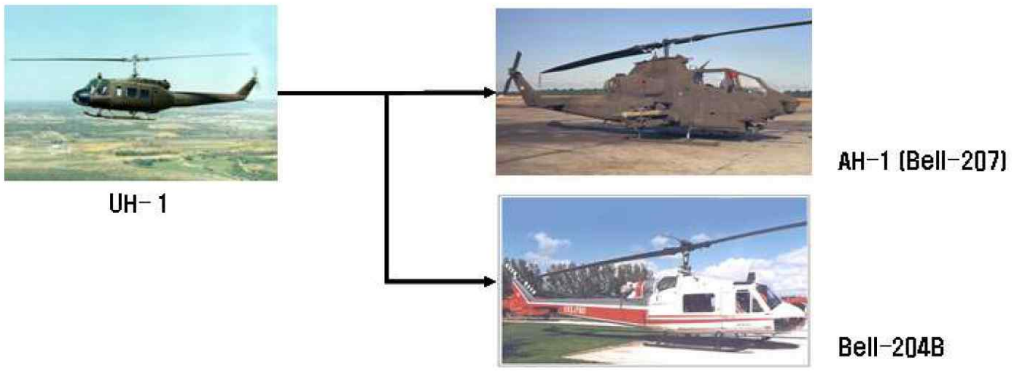
UH-1A의 경우 UH-1 계열의 최초 생산기종으로 1956년부터 1961년까지 생산하여 운용하였다. 출력 860SHP의 T53-L-1A Turboshaft 엔진 단발과 16발의 공대지 로켓과 기관총 등을 장착하였다.

UH-1B의 경우 UH-1A기종의 성능 개량 형 기종으로 1961년부터 생산되었으며 1,100SHP의 T53-L-11엔진을 장착하여 엔진출력을 증대하고 무장능력을 보강하였으며 1965년부터는 주익로터가 보강된 UH-1C/E 기종을 도입하여 운용하였다.

UH/CUH-1N 는 UH-1H를 기반으로 캐나다에서 생산되었으며 P&WC Twin 엔진을 장착한 기종으로 1969년에 캐나다가 50대를 주문하였다. 같은 해에 미국은 총 141대를 구매하였고 나중에 미 해군과 해병대가 159대를 추가로 구매하여 1978년에 납품이 종료되었다.

UH-1Y 성능 개량 사업은 미해병대가 25억불의 예산으로 100대의 UH-1N과 180대의 AH-1W를 Bell사가 설계한 4-블레이드 로터시스템으로 성능 개량한 사업이다. 이 사업을 통해 UH-1N 헬기가 GE T700 엔진을 장착한 UH-1Y로 성능 개량되어 2001년 UH-1Y의 초도 비행을 실시하였다. 2005년 1/4분기에 미국방성은 해병대의 요청으로 성능개량으로 예정된 것을 신규제작으로 전환하는 것을 승인하여 2008년부터 10대만이 upgrade되며 나머지는 신규제작으로 납품하기로 하였다. 향후 10년간 UH-1의 생산량 전망은 군용, 민수 합하여 매년 40대 수준이 생산될 것으로 예상된다.

Bell 210은 2004년에 발표되었는데 210은 군용과 민수시장을 목표로 할 의도로 UH-1H를 쇄신을 통하여 Honeywell T53-17B엔진으로 대체하여 재생산하는 것이다. 210은 향상된 감속기어박스와 터빈 디스크 재질을 새로 적용한 것이 특징인데 UH-1H 보다 유용하중 640LBS 증가하였으며, 가격은 대략 미화 300만불이며 2005년에 FAA로부터 인증 받았다.



<그림 97> UH-1B의 연계 공격헬기(AH-1A) 및 민수 파생형 헬기(Bell-204B)

<표 50> 군용 UH-1B와 민수 Model 204B의 주요성능 비교

구 분	군용 UH-1B	민수 Model 204B
블레이드 수	2	
최대순항속도	104 kt	
최대이륙중량	8,500 LBS	
엔진출력	(1) 1,100 SHP (동일엔진 적용)	
동체전장	16.15 m	17.37 m
승객 수	2 조종사 + 7명	2 조종사 + 8명
로터직경	13.41 m	14.63 m

출처 : 한국형헬기 개발방안수립, 2006 산자부

다음으로 CH-47 전환개발 사례를 살펴보고자 한다. 미 해병대의 CH-46 대형수송헬기 성공을 통해 확신을 얻은 미 육군은 공중강습 작전을 목적으로 육군 용도에 맞는 헬기의 필요성을 제기하여 이에 Vertol사(추후 Boeing사에 의해 인수 합병됨)가 CH-47의 개발을 추진하였다. CH-47은 쌍발엔진을 장착한 50,000 LBS의 대형수송 헬기로 CH-46의 영향을 받아 대형 상자형 동체에 적재가 용이하도록 후방에는 리어램프 도어를 채용하였다. 베트남전에서 병력 및 물자 수송, 사용 불가능한 전투기 회수 등의 역할을 충실히 수행하였다. 현재는 Boeing 사에서 CH-47D 와 CH-47SD를 생산 중이며, 해외에서는 일본의 Kawasaki사에서 CH-47J를 면허생산 중에 있다. CH-47의 주요 개발기간은 다음과 같다.



<그림 98> CH-47D

미 육군의 요청으로 1956년에 CH-47의 개발에 착수하여, 1961년 9월에 시제기 YCH-47A의 초도비행을 실시하였으며, 1979년과 1990년에는 성능 개량된 CH-47D와 MH-47E가 각각 초도비행을 실시하였다. 1967년과 1968년에 CH-47B와 CH-47C가 각각 납품되었으며, 1970년부터는 이태리 Agusta사가 면허 생산을 시작하였다. 2007년까지 Boeing 사는 1,017대의 CH-47을 생산하였고 일본의 Kawasaki사가 81대, 이태리 Agusta사의 178대를 면허 생산했다.



<그림 99> UH-60 : 출처 U.S. Army

UH-60 개발은 다음과 같이 이루어졌다. 1976년에 미 육군 UH-1의 후속헬기로 선정된 20,250 LBS 의 최대이륙중량을 가진 쌍발 엔진의 대형 기동헬기로 4-블레이드의 관절형 복합 소재로 이루어진 메인로터를 채택하여 시콜스키사가 개발을 추진하였다. 테일 붐 끝에 장착된 수평 안전판은 비행자세와 대기속도 등에 따라 각도가 변하는 자동가변식이나 초기모델은 수동으로의 전환이 불가능하여 고장 시에는 기체의 긴 종축으로 인해 비행자세를 상실하여 잦은 추락사고가 발생하기도 하였다. 여러 형태로의 개량과 발전이 이루어져 여러 기종으로 발전되었으며 한국, 일본 등의 면허생산 및 각 국으로의 수출을 포함하여 현재까지 약 2,310대가 생산되었다. UH-60의 주요 개발기간은 다음과 같다.

1968년에 UH-1을 대체하기 위한 헬기개발 연구에 착수하였으며, 1972년 Boeing사와 시콜스키사가 UTTAS(Utility Tactical Transport Aircraft System)의 최종경쟁 제작사로 선정되어 시제기 개발에 착수 하였다. Boeing사와 시콜스키사의 시제기 초도비행등의 경쟁을 통해 1974년에 초도 비행한 시콜스키사의 시제기 YUH-60A가 1976년 12월에 UTTAS의 최종기종으로 선정되었다. 이후 1977년 UH-60 계열의 최초 생산기종인 UH-60A의 소량생산을 시작하였으며 1991년 초에 미육군에 납품된 UH-60L의 전력화 이전까지 1,049대의 UH-60A(EH-60A 포함)를 생산하였다.

UH-60 계열의 헬기는 2007년까지 약 2,503대가 생산되어 세계 각국에서 운용 중에 있으며, 현재는 미국과 일본(면허생산)에서 생산라인이 가동 중에 있다.

라. 민군헬기 군용화 전환 개발 사례

1970년대 이후 유럽에서 주로 활용된 헬기 전환개발 방식으로 군용헬기에 대한 자국소요 한정과 개발능력 미비로 민수 소형경헬기를 개발 후, 일부개조를 통해 군용 헬기로 전환하여 개발한 사례가 있다. 민수헬기 개발사업을 통해 습득한 기술, 경험 및 인력을 활용하여 군용헬기로 전환 개발시 개발소요 비용과 기간 절감이 가능하다. 민수헬기에서 군용헬기로 전환개발한 사례에는 기체를 재설계한 경우, 임무탑재장비를 통한 생존장비 보강 등의 군용헬기화, 기체 장비를 개량한 경우, 레이더, 동력 전달장치 등을 군용규격에 맞게 개량 적용한 경우의 두가지 유형이 있다.

(1) AW-109 전환개발사례

Bell사와 Sikorsky사 모델의 면허생산을 통해 기술력을 축적해 오던 Agusta사는 자체모델 개발을 추진하여 1971년 첫 시제기의 초도비행을 실시하였다. 민수 AW-109E는 AW-109C와 AW-109K를 통합하기 위한 성능개량 사업(AW-109 Power Program)을 통해 개발된 기종으로 1995년에 최초 공개되어 1996년에 인증을 획득하였으며, 1997년에 초도납품을 실시하였다. 군용 AW-109LUH는 민수 AW-109E를 기반으로 최대이륙중량을 높이고 엔진출력 등을 강화하는 방향으로 전환개발되어 2004년에 초도납품을 실시하였다.

Agusta사는 민수헬기의 특성을 살려 무장 등의 일부개조만을 통하여 군용헬기로 성공적으로 전환개발할 수 있었으며, 이로부터 전환개발 비용의 절감을 달성하고 있다. 설계하중배수, 동력전달 출력, 로터직경, 블레이드 수, 최대순항속도, 승객 수 등의 성능항목이 동일하며, 최대이륙중량, 엔진출력, 내탄성 등의 성능항목에서 차이를 보이나 이는 민수헬기와 군용헬기의 상이한 인증기준에 기인한 것이었다. 동일한 블레이드를 적용한 로터계통과 동일한 기본엔진을 적용한 엔진계통, 동일한 동력전달장치를 적용한 동력전달계통, 그리고 동일한 기본연료계통 및 기본기 체구조 등이 민수 AW-109E와 군용 AW-109LUH에 적용된 주요 공통부품이다. 착륙장치계통의 감쇄율의 차이나 군용 연료계통의 내탄성/자체밀폐 특성 보유 등과 같은

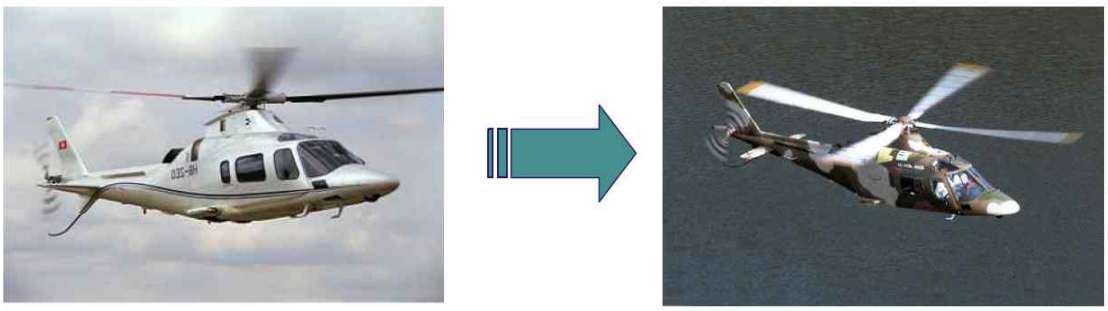
차이점은 주로 민수헬기와 군용헬기의 상이한 인증규정에 의해 발생한 것이다.

그러므로 민수 AW-109E에서 군용 AW-109LUH로의 전환 개발한 것은 민수헬기를 군용헬기로 전환 개발한 사례로 민수헬기의 특성상 일부 개조만으로 성공적인 군용헬기로의 전환개발이 가능함을 보여주었다.

<표 51> 민수 AW-109E와 군용 AW-109LUH의 주요부품 비교

구 분	공통점 및 차이점
로터계통	동일한 주로터 및 꼬리로터 블레이드 적용
비행제어계통	개발 중, 비행안전과 직결된 S/W는 민수규격 적용
엔진계통	동일한 기본엔진 적용
동력전달계통	동일한 기본동력전달계통(다른 출력율) 적용
착륙장치계통	감쇄율 (낙하속도 - 민수: 6.5ft/s, 군용: 6.5ft/s 이상)
항공전자계통	비행안전관련 장비는 민수규격 적용
연료계통	동일한 기본연료시스템, 군용은 내탄성/자체밀폐 특성 보유
기체구조	동일한 기본 기체구조, 군용은 보강재 적용

출처 : 한국형헬기 개발방안수립, 2006 산자부



<그림 100> 민수 AW-109E와 군용 AW-109LUH

마. 민군겸용헬기개발 사례

종래의 플랫폼 위주의 개발에서 항공전자 중심으로의 개발방식의 변화와 엄격해진 인증체계와 다양화된 요구조건, 그리고 빠른 주기의 첨단기술 적용 등으로 군용헬기 혹은 민수헬기 개발 후 헬기 전환개발을 추진하는 기존의 전환개발 방식으로는 더 이상의 경제성 추구에 어려움이 있다. 이에 따라 1980년대 말 이후 개발초기부터 민군겸용을 목적으로 동시 고려하는 것이 최근 경향이다.

<표 52> 연대별 민군겸용헬기 개발방법 변천과정



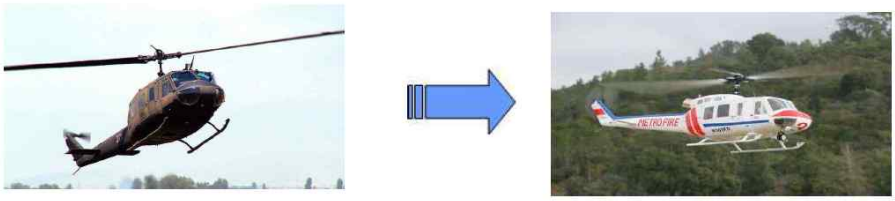
민군겸용헬기는 대체로 군용기동헬기와 민수헬기 간 전환하여 사용하기 위하여 개발되고 있다. 미국은 주로 군용개발 후 민수화 (UH-IH ⇒ B-205A1 등), 유럽은 주로 민수개발 후 군용화 (BO-105 ⇒ BO-105P 등), 최근에는 군용 민수 동시 개발하는 방식(AW-101, S-92/H-92 등)으로 개발되고 있다. 유럽에서 민수개발 후 군용화의 경우, 엔진, 기체구조, 동력전달장치 등 주요항목은 동일 적용했으며 계기판, 무장계통 등의 항목이 변경 적용되었다. (AS-350 ⇒ AS-550 등)

<표 53> 민군 겸용 헬기 분석

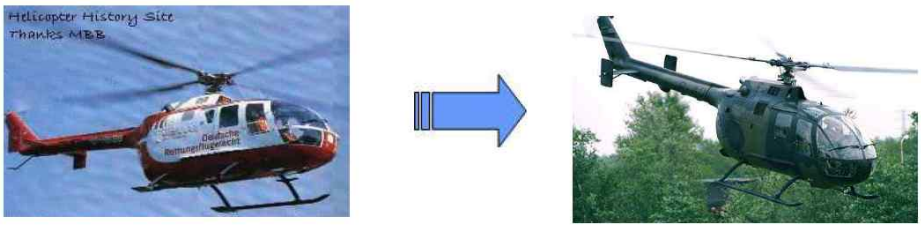
제조사	기본모델	군 용	민 용	최대중량 (LBS)	비 고
Bell	Bell 204	UH-1A	B-204B	9,500	군용⇒민수
	Bell 205	UH-1H	B-205A1	9,500	
	Bell 206	OH-58A	B-206B	3,200	
	Bell 208	UH-1N	AB-212	11,200	
	Bell 412	Military412	B-412	11,900	
MD	H-369/OH-6	500MD/ME	500D/E	3,000	민수⇒군용
Sikorsky	S-70	UH-60	S-70	20,250	군용⇒민수
	S-76	H-76	S-76 A,B,C	11,700	민수⇒군용
	S-92	H92	S-92	25,500	민군동시고려
Eurocopter	BO-105	BO-105P	BO-105L	5,511	군용⇒민수
	AS-330	AS-330L	AS-330J	16,535	민수⇒군용
	AS-332	AS-332L1	AS-532	20,502	

제조사	기본모델	군 용	민 용	최대중량 (LBS)	비 고
	AS-342 AS-350 EC-355 AS-365	AS-342L AS-550 EC-355 AS-565	AS-342M AS-350 EC-555 AS-365	4,188 4,960 5,732 9.369	
Agusta	A-109	A-109LUH	A-109E	7,055	민수⇒군용
Agusta Westland	AW-101	AW-101	AW-101	32,188	민군동시고려

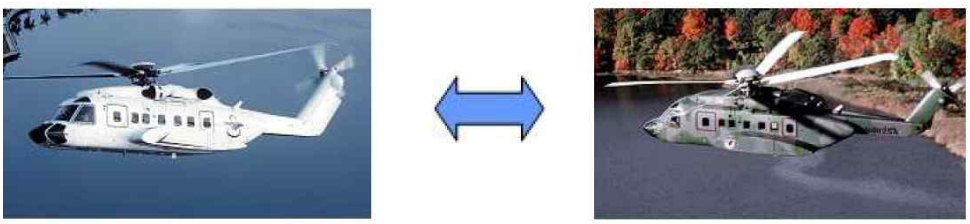
출처 : 한국형헬기 개발방안수립, 2006 산자부



<군용 UH-1H와 민수 Bell-205A1>



<민수 BO-105L과 군용 BO-105P>



<민수 S-92와 군용 H-92>

<그림 101> 민군겸용헬기 개발사례

(1) AW-101 개발사례

AW-101은 초기 설계단계에서부터 민수 및 군용헬기의 공통성을 극대화하여 설계를 수행하였다. 이로부터 동일한 기본형상을 기본으로 군용 AW-101과 민수

AW-101 간의 공통성을 최대로 추구하여 군용 기종과 민수 기종을 개발하였다. 1984년에 공식적으로 개발에 착수하여, 1995년 최초 생산된 군용 AW-101의 초도비행 후, 1996년에 군용 AW-101의 초도납품이 실시하였으며, 민수 AW-101은 1994년에 인증을 획득하여 1998년에 초도납품을 실시하였다.



<그림 102> AW-101 군용헬기 및 민수헬기

군용 AW-101과 민수 AW-101은 설계하중배수, 로터직경, 블레이드 수, 최대속도 등의 성능항목은 동일하나 최대이륙중량, 엔진출력, 동력전달계통, 승객 수 등의 성능 항목에서는 차이를 보이고 있다.

<표 54> 군용 AW-101과 민수 AW-101의 주요성능 비교

구 분	군용 AW-101	민수 AW-101
설계하중배수	-0.5g ~ +3g	
로터직경	18.6m	
블레이드 수	5	
최대순항속도	150kt	
최대이륙중량	34,400lb	32,188lb
엔진출력	2,270shp	2,000shp
동력전달출력	5,580shp	5,305shp
승객 수	39명	30명

출처 : 한국형헬기 개발방안수립, 2006 산자부

최대이륙중량, 엔진출력, 동력전달출력의 차이는 군용 AW-101과 민수 AW-101에 동일한 기본 엔진과 동력전달장치를 적용하였지만 사용자 요구조건에 따라 상이한 출력율을 적용하여 발생한 결과이므로 실제 기본성능은 거의 동일하다. 동일한 로터블레이드를 적용하였지만 군용 AW-101에는 접이식, 민수 AW-101에는 고정식 주로터 블레이드를 적용하였다. 로터계통의 차이점 외의 부품에서는 동일한 기본엔진과 기본동력전달장치를 적용한 동력 및 동력전달계통, 동일한 기본연료계통 등이 공통적으로 적용되었다.

<표 55> 군용 AW-101과 민수 AW-101의 주요부품 비교

구 분	공통점 및 차이점
로터계통	동일한 주로터 및 꼬리로터 블레이드 적용 (군용은 접이식, 민수는 고정식 주로터)
비행제어계통	비행안전과 직결된 S/W는 민수규격 적용
엔진계통	동일한 기본엔진(다른 출력율) 적용
동력전달계통	동일한 기본동력전달계통(다른 출력율) 적용
착륙장치계통	감쇄율 (낙하속도 - 민수: 6.5ft/s, 군용 : 12ft/s)
항공전자계통	비행안전관련 장비는 민수규격 적용
연료계통	동일한 기본연료계통, 군용은 내탄성/자체밀폐 특성 보유
기체구조	동일한 기본 기체구조, 군용은 보강재 적용

출처 : 한국형헬기 개발방안수립, 2006 산자부

비행제어계통, 착륙장치계통의 감쇄율의 차이나 군용 연료계통의 내탄성/자체 밀폐 특성 등과 같은 차이점은 주로 민수헬기와 군용헬기의 상이한 인증규정에 의해 발생한 결과이다.

결론적으로 민군겸용헬기 사례를 조사한 결과 초기설계단계에서부터 민군겸용성을 최대한 적용하여 개발하는 방식으로 기존의 전환개발방식에 비해 효과적임을 알 수 있었다.

바. 신기종 기술협력개발 사례

1984년 독일의 MBB사가 ALH의 설계, 개발, 제작을 지원하기로 인도의 HAL사(Hidustan Aeronautics Ltd)와 계약하였다. 인도정부의 예산 지원 하에 HAL 주도(lead), MBB 기술지원(technicalservice)의 형태로 추진되었다. MBB사는 각 개발단계에서 지도를 위한 팀을 인도에 두고 운영하였다.

지속되는 군 요구사항변경, 개발비용 증가, 예산부족, MBB와의 contractual등에 따른 개발일정의 막대한 지연이 발생하였으나, 군용과 민수 요구사항 모두 만족시키도록 설계되었다. BK-117과 유사한 외형이나 동체 확대 및 꼬리로터 2=>4(무베어링)로 변형되었다. 시제기 단계에서는 TM333-2B(Turbomeca), PT6B-35E(P&W), GEM-43 (R-R) 중에 서 TM333-2B로 엔진을 선정하였고, 양산형에서는 TM333-2B2, MTR-390(MTU) 중에서 TM333-2B2 선정했다. 해군용을 위해 LHTEC CT800 엔진 장착 Ardiden/Shakti(Turbomeca) 엔진 채택 예정이다. EASA 형식인증이 진행 중이며, FAA 형식인증 또한 계획 중 이다. 2002년 IAI사와 ALH를 기본으로 한 Tandem형의 ACH(Advanced Combat Helicopter) 파생형과 ALH에

대하여 개발 및 marketing에 대하여 합의하였다. 이때 IAI는 glass cockpit 개발을 담당하였다.

군용, 민수용 용도는 다음과 같다.

- Army : air assault, logistics support, minelaying, supply, and anti-tank (20mmanti-tank missiles, rockets, land mines, or air-to-air missiles)
- Air Force : search and rescue, medevac, communications, reconnaissance, and supply
- Navy : anti-submarine warfare, search-and-rescue, medevac, and anti-surface vessel missions (folding tail boom and main rotor blades, stub wings, wheeled tricycle landing gear, a flotation system, pressure refueling, a harpoon deck landing system, and dipping sonar. Weapons can include torpedoes, depth charges, or anti-ship missiles)
- 민수 : 다용도

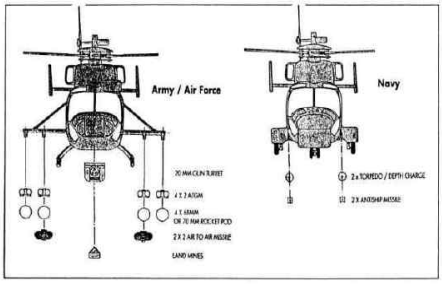
개발 프로그램 일정은 아래와 같다.

<표 56> ALH의 개발 프로그램 일정

주 요 사 항	일 자	비 고
Agreement with MBB	1984. 7	
Design started	1984. 11	
Rolled out	1992. 6.29	
First flight	1992. 8.20	
First flight (military)	1994. 5.28	
First flight (naval)	1995.11.23	
First flight (civil)	2002. 3. 6	
First delivery (Coast Guard)	2002. 3.18	
First civil order (Azal)	2003. 2. 5	
Certification (Civil)	2003. 10	India's Director General of Civil Aviation

ALH의 가격은 $ 7.0M ~ $ 9.3M 정도이고, 군용 인도대수는 총 74+19*대(인도 62+8*대, 미얀마, 이스라엘 1대, 네팔 4대, 볼리비아 2*대, 에쿠아도르 7+2*대, 터키3*대, 수리남 3*대, 모리시어스, 몰다이브 1*대), 민수는 6+15*대(인도 6+13*대, 페루2*대)이다. (*: 주문)



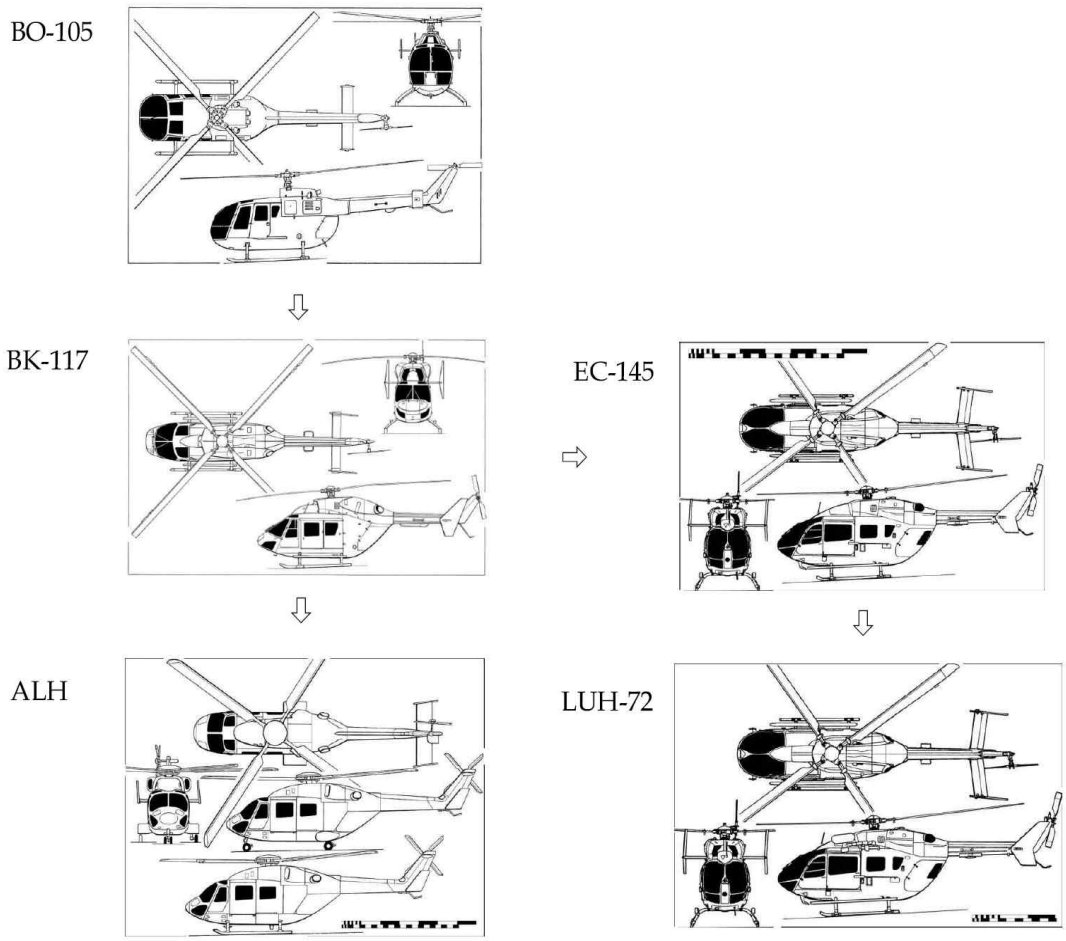


<그림 103> 인도의 ALH 군용 및 민수헬기

<표 57> BK-117 vs. EC-145 vs. ALH 비교

구 분		BO-105	BK-117	EC-145	ALH		
					Army/A.F	Navy	Offshore
시제기비행년도		1967	1979	1999	1994	1995	2002
객실탑승인원		3~4	6~9	6~9	10	10	12~14
주로터		무힌지-4	무힌지-4	무힌지-4	무힌지-4		
꼬리로터		2	2	2	무베어링-4		
주로터직경(ft)		32.3	36.09	36.09	43.3		
꼬리로터직경(ft)		6.2	6.4	6.4	8.3		
객실	길이[조종실배제] - ft(m)	-	9.9 (2.56)	11.2 (3.42)	-	-	-
	길이[조종실포함] - ft(m)	-	-	14.9 (4.55)	-	-	-
	최대폭- ft(m)	4.6 (1.40)	5.2 (1.59)	4.0 (1.22)	6.4 (1.97)		
	최대높이- ft(m)	4.1 (1.25)	4.2 (1.28)	4.6 (1.40)	4.6 (1.42)		
	체적- ft^3(m^3)	169 (4.8)	177 (5.0)	240 (6.80)	259 (7.33)		
착륙장치형식		skid	skid	skid	skid	fixed-3	retractable-3
공허중량(Lb)		2,868	3,846	3,951	5,622	5,919	7,000
연료중량(Lb)		1,005	1,230	1,530	2,370	2,513	2,370
최대이륙중량(Lb)		5,511	7,385	7,903	9,920	12,125	12,235
엔진형식		Rolls-Royce 250-C20B	Honeywell LTS 101-750B-1	Turbomeca Arriel 1C2	Turbomeca TM333-2B2		
최대연속출력(HP)		400x2	592x2	692x2	987x2		
T/M rating (HP)		759	848	848	1,550	1,550	1,550
최대순항속도(kt)		132	135	138	143	135	-
최대항속거리(nm)		310	292	370	378	351	-

ALH 프로그램은 헬기 중진국이 선진국으로부터 Base model 등의 기술협력을 받아 신규헬기의 육/공군용, 해군용, 민수헬기 등의 다양한 파생형을 성공적으로 개발한 매우 드문 사례이다. 비록 잦은 요구사항 변경, 관료들의 타성, 기술협력에 있어서의 불협화음 등으로 인한 개발 지연으로 개발기간 및 비용에 많은 문제점이 있었으나 현재 개발 완료하여 해외 (주로 제3세계)에 수출하고 있다. 여기서 KAH 및 KAH 파생형 민수헬기도 이와 같은 사례와 유사한 개발 방안으로 접근하는 것을 적극 검토할 필요가 있다.



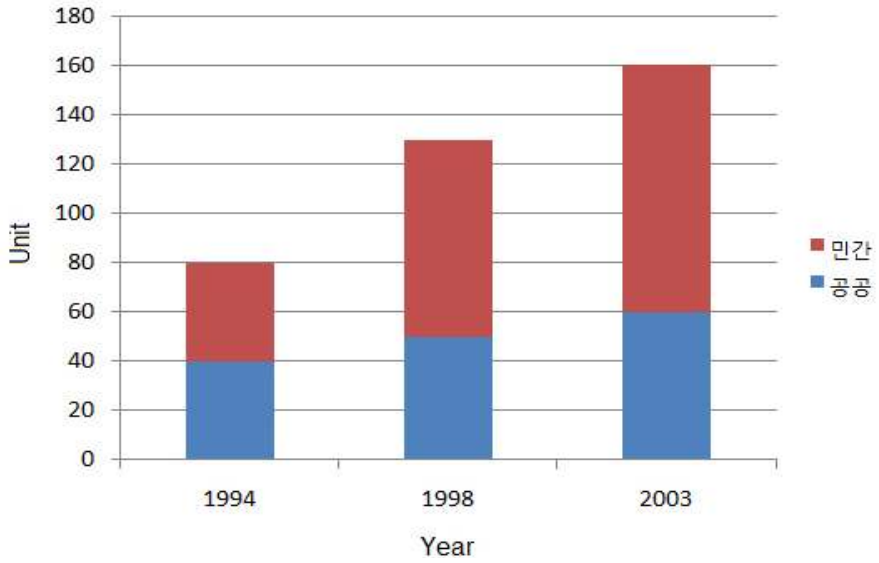
<그림 104> ALH관련 기종 계보

제2절 국내 헬기시장 및 산업 현황

1. 국내 헬기 시장 현황

국내 민수 헬기 현황을 요약하면 지금까지 확보한 항공우주 기술력을 바탕으로 한국형 헬기사업(KHP)이 진행 중에 있다. 현재 민수용 헬기 수요는 1994년 84대에서 2003년 156대로 증가 추세에 있다.

민간부문 연평균 증가율은 4.2%이고, 공공부분 연평균 증가율은 10% 이다. 2010년까지 국내 민수 헬기 수요 규모는 314대로 추정되고, 2020년까지는 505대 시장규모가 형성 될 것으로 보고 있다.



<그림 105> 국내 헬기 수요

<표 58> 헬리콥터중량에 따른 분류 방법 총괄표

구분	2003	2010	2020	2020*	증감		
					b-a	c-a	d-a
단발	43	83	131	184	40	88	141
쌍발	113	231	374	527	118	261	414
합계	156	314	505	711	158	349	555

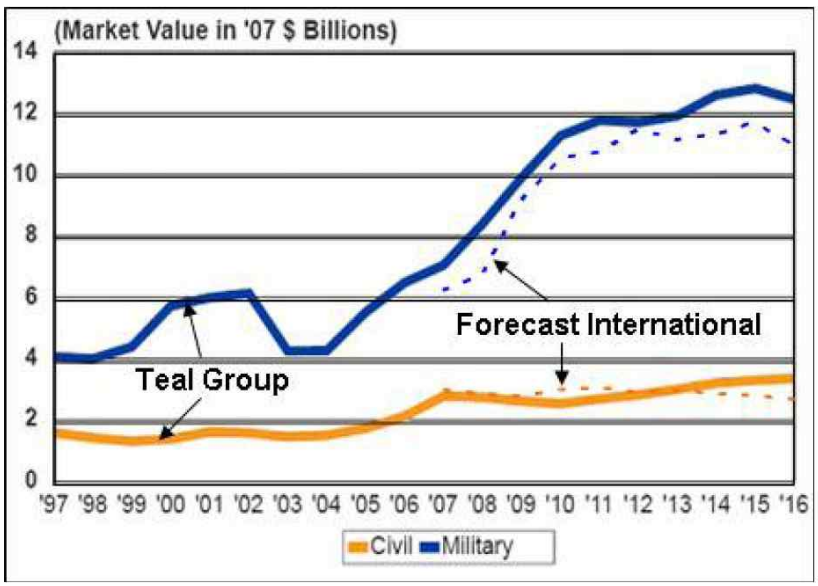
* 는 남북간 경제통합 혹은 통일 가정표 민수용 헬기의 보유 전망

<표 59> 민수 헬기 보유 현황(08년)

군용헬기 보유순위		민수헬기 보유순위	
1	미국(5,326대)	1	미국(12,429대)
2	러시아(2,021대)	2	러시아(2,959대)
3	일본(744대)	3	캐나다(1,800여대)
4	독일(737대)	4	호주(1,200대)
5	우크라이나(734대)	5	영국(1,106대)
6	대한민국(700여대)	35	대한민국(185대)

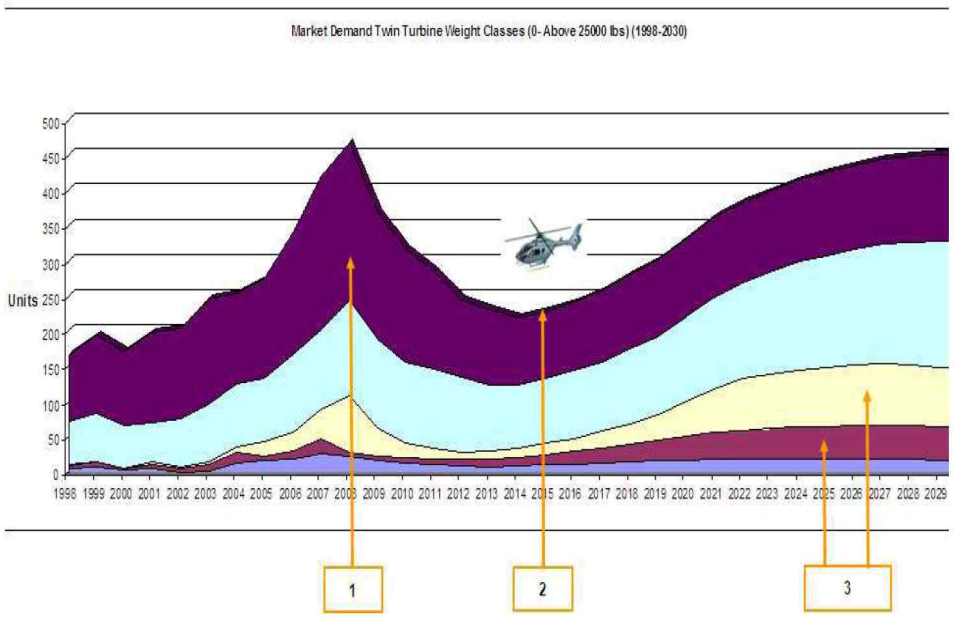
구분	공공				민간			계
	경찰 감시	해양 구조	산불 진화	의무 후송	운송 사업	자가 업무	방송 보도	
	20	14	46	27	59	16	3	
계	107				78			185

군용기 헬기 보유는 미국이 5,326대를 보유하여 단연 1위이며 다음이 2,021대를 보유한 러시아가 2위이며 대한민국도 700여대를 보유하여 세계 6 위를 기록하고 있다. 민수헬기는 12,429대로서 미국이 1 위이며 다음은 2,959대를 보유한 러시아이다. 국토가 넓은 캐나다가 1,800대를, 호주가 1,200대를, 보유하고 있으며 한국은 민수헬기분야는 매우 저조한 185대 보유로 35위를 기록하고 있다. 그 중에서도 공공 분야 107대와 민간 분야 78대로서 민간 분야에서의 보유 대수가 매우 저조하다.



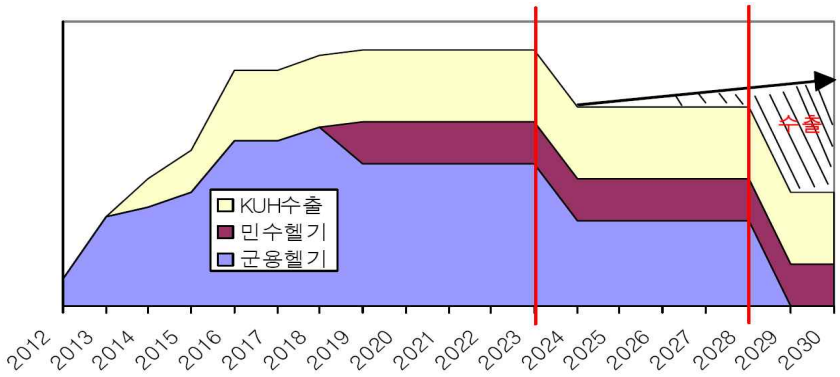
<그림 106> 세계헬기시장 예측

군용기에 비해 상대적으로 민수 헬기 운용이 저조한 상태이며 민수 헬기 중에도 공공헬기가 민간헬기에 비해 운용 대수가 많아 약 6:4의 비율이다. 미국과 일본은 공공헬기 대 민간헬기 비율이 3:7로 민간헬기 비율이 높다. 민수헬기는 국가 경제력 향상에 따라 '20년 500대 수준(통일 가정 시 700대 수준) 으로 급성장 예상되며 2025년경까지는 KUH 양산 및 수출과 KUH 파생 헬기, 공격형 헬기의 생산으로 군용 헬기 수요가 폭발적으로 증가할 것으로 예상된다. 2025년 이후에는 군 수요가 충족됨으로써 헬기 수요가 급격히 감소할 것으로 예상됨에 따라 군용 헬기의 원활한 후속지원을 위해서도 국내 헬기 산업 유지가 필수적이며 이를 위해 새로운 수출시장 개척과 민수헬기 수요 확대가 필요하다.



<그림 107> 쌍발터빈엔진 헬리콥터 시장예측

Frost & Sullivan의 분석에 의하면 전 세계 민수 쌍발터빈엔진 헬리콥터 시장은 점차 확대될 것으로 전망하고 있다. 위에서부터 각각 Light Twin, Medium Light Twin, Medium Twin, Heavy Twin/Multi, Very Heavy Twin/Multi 클래스이다. (1번 박스) 2000년 이후 이어진 세계 경제의 호황에 따라 2008년을 전후로 시장에 신규 진입한 헬리콥터의 수는 최대치를 보이고 있다. (2번 박스) 2008년을 기점으로 시작된 세계 경제위기로 <2009년~2012년> 사이 주문량이 많이 감소할 것으로 예측되며 이에 따라 시장에 신규로 진입하는 헬리콥터의 수 역시 감소할 것으로 전망되고 있다. 신규주문 감소추세와 함께 기존 헬기에 대한 교체 수요도 줄어들 것으로 예측되며, 2015년을 전후로 다시 증가추세가 예상되므로 한국형 민수헬기의 시장진입은 2015년 전후가 적당할 것으로 판단된다.(3번 박스) 2025년을 지나면서 민수 헬리콥터 시장은 성숙기에 접어들 것으로 전망된다. 국내 헬리콥터 수요를 간단히 살펴보면 다음과 같다.

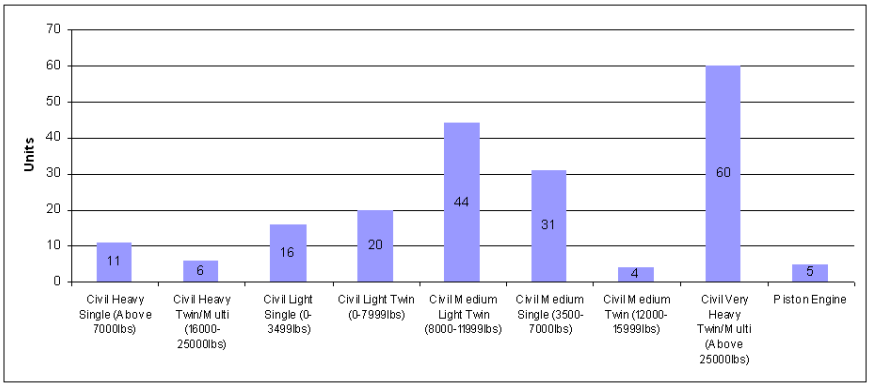


<그림 108> 수출확대의 필요성

군용헬기는 KUH(240대 이상, 수출 300대 이상), KUH 파생형 헬기(의무수송헬기, 상륙기동헬기, 해군작전헬기 등 100대 수준), 공격헬기(200대 이상)로 구성되어 있다. 이를 통해 분석해보면 현재 국내헬기수요는 군 수요에 의존한 한시적 수요가 지배적이기 때문에, 이후 헬기 수요의 급격한 감소 예상된다. 세계시장과 같이, 군용헬기 시장규모가 지배적, 향후 20년간 수요 집중될 것으로 예상된다. 그러므로 헬기산업 유지/발전을 위해서는 수출확대가 필수적이다.

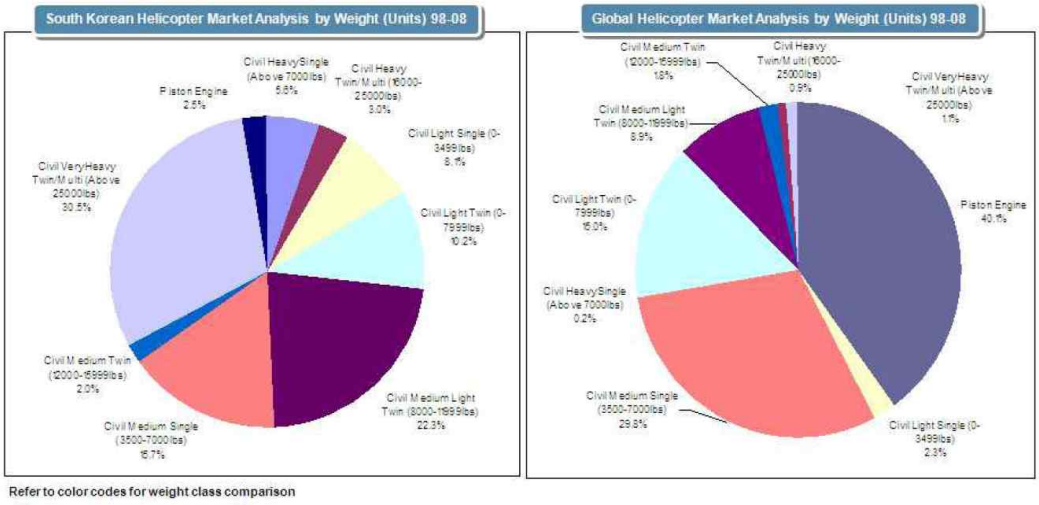
민수헬기 대부분이 연령이 오래되어 교체가 시급하며 공공헬기의 경우 2008년 관계기관 회의에서 국내에서 개발하는 민수헬기 활용을 위해 교체시기를 연기하는 방안도 긍정적으로 검토할 수 있다는 의사를 밝힌 바 있다. 따라서, 민수헬기 개발은 국내 수요 충족을 위해서도 조속히 착수되어야 한다.

국내에서 운용되고 있는 헬기는 중량에 따라 그 기종을 달리하게 된다. Very Heavy Twin/Multi (25,000lbs 이상) 은 KA-32, S-64E, MI-17, Medium Light Twin (8,000-11,999 lbs) 은 Bell 212, Bell 230, Bell 412, MI-2, S-76C, AS 365, AS 565, EC 155B1, Medium Single (3,500-7,000 lbs) AS 350B2, Bell 206L, Bell 206L3, SW-4 등이 각 중량에서 운행되고 있다. 아래 그림은 각 중량별 헬기 분포를 나타낸 그림이다. 국내의 경우 25,000lbs 이상 급의 헬기가 가장 많이 운행되고 있으며, 그다음으로 8,000-11,999 lbs 이 가장 많이 운행되고 있다.



<그림 109> 중량별 국내 민수 헬기 현황

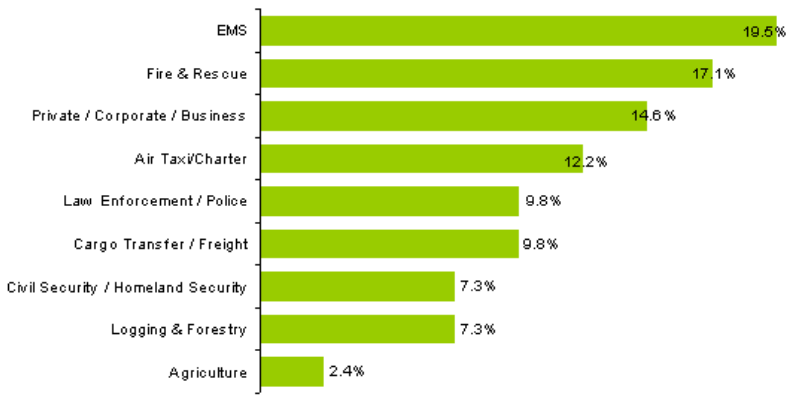
다음의 왼쪽 차트는 <1990년~2008년> 사이의 국내 민수 헬리콥터시장의 경향을, 오른쪽 차트는 <1998년~2008년> 사이의 세계 민수 헬리콥터시장의 경향을 나타낸다.



<그림 110> 국내(1990~2008년) 및 세계(1998~2008년) 민수 헬리콥터시장 경향

두 차트의 비교를 통해 클래스별 구성에 현저한 차이가 있음을 알 수 있다. 국내 시장의 경우, Very Heavy Twin/Multi, Medium Light Twin, Medium Single 등 몇 개 클래스에 의해 전체 시장의 약 90%가 이루어져있는데 비해, 세계시장은 Piston, Medium Single 클래스가 주를 이루며 Very Heavy Twin/Multi 클래스는 0.9%뿐 이다.

운용 목적에 따라서는 EMS, Fire&Rescue, Private/Corporate/Business, Air Taxi/Carter, Law Enforcement/Police, Cargo Transfer/Freight, Civil Security/ Homeland Security, Logging & Foresty, Agriculture 등의 목적에 따라 운행되고 있다.



<그림 111> 운용 목적에 따른 헬기 분포 현황

국내의 경우 응급상황 EMS에서 가장 많이 운용되며, 산불 구조 Fire & Rescue 에서 가장 많은 헬기가 소요되고 있다. 이러한 이유로 국내의 경우 대부분의 민수 헬기가 각 관공소, 병원등지에 분포하고 있다.

가. 국내 헬기 운영 현황

우리나라 항공법 제3조에 의거 등록을 의무화하고 있으며 헬기 등록현황은 아래와 같다.

<표 60> 우리나라 민수용 회전익 항공기 보유 현황

업체명	보유대수	기종	사업구분
(주)삼성전력항공	2	AS-350B2, K-1200	부정기항공운송사업
LG상사	3	KA-32A(3)	부정기항공운송사업 및 사용사업
LG전자	2	S-76C(2)	자가용
SK텔레콤	1	S-76B	자가용
대우조선해양	2	S-76B, S-76C	자가용
대한항공	1	S-76C	부정기항공운송사업
문화방송	1	BELL412EP	자가용
삼성병원	1	EC-155B1	자가용
삼성테크윈	6	AS-365N2(2), BELL412, EC-155B1(3)	부정기항공운송사업
포스코	2	S-76C(2)	자가용
에어팰리스	1	BK117B	항공기사용사업
에이스항공	1	SW-4	항공기사용사업
코리아익스프레스에어	3	ENSTROM480-B(3)	항공기사용사업
창운항공	6	AS-350B2, KA-32A(4), BELL412	부정기항공운송사업 및 항공기사용사업
킴스솔루션	2	KA-32T(2)	항공기사용사업
터보라인(주)	2	R-44II(2)	자가용
통일항공시스템	10	AS350B2, BELL-214ST, S-58JT, S-61N 등	부정기항공운송사업

하나항공	2	AS350-B2, MD500D	항공기사용사업
하늘항공	1	MI-2	부정기항공운송사업
한국방송공사	1	BELL-430	자가용
한벨헬리콥터	1	KA-32A	항공기사용사업
한벨헬리콥터	3	BELL206L-3	부정기항공운송사업
		BELL214B-1	부정기항공운송사업
		BELL214B-1	부정기항공운송사업
한화석유화학	1	S-76C	자가용
한양항공	1	W-3A	부정기항공운송사업
헬리코리아	13	BELL206L-3, H-369D KA32-A 등	부정기항공운송사업
현대자동차	2	BK117B-1	부정기항공운송사업
		S-76C	부정기항공운송사업
홍익항공	11	AS-350B1, H-369D 등	부정기항공운송사업 항공기사용사업
총	83 대		

(자료 : 국토해양부 항공정책실, 항공기 보유 현황)

현재 국내 26개 민간 회전익항공기 사업체에서 부정기항공운송사업 및 사용사업용으로 72대, 자가용으로 11대 총 83대가 국토해양부에 등록되어있다. 제작회사는 프랑스의 유로콥터, 미국의 시콜스키, 벨, 러시아의 karnov, 일본의 kawasaki 등으로 기종도 매우 다양하게 운용되고 있다. 대부분 소규모 사업자로써 5대 이하의 항공기를 운용하고 있으며 가장 많은 회전익 항공기를 보유한 업체는 헬리코리아로 13대를 소유하고 있다.

(1) 산림청 헬기 보유 현황

산림항공관리본부 항공기는 '08년도 현재 총 48대를 보유하고 있으며, 이중 헬기는 46대, 고정익항공기가 2대이다. 헬기는 5기종(S-64E, KA-32T, Bell206L, AS350, ANSAT)을 보유하고 있으며, 고정익은 M20R과 L410UVP의 2기종이다. 기종별 보유대수는 KA-32T가 29대로 가장 많으며, Bell206이 5대, AS350-B2L, ANSAT과 S-64E는 각각 4대씩 보유하고 있다.

보유기종 중 산불진화 주력기종은 KA-32T, S-64E 및 ANSAT이고, 항공방제 주력기종은 Bell206L 및 AS350 기종이다. 그리고 KA-32T 기종은 최근 들어 항공방제 임무에 투입되고 있다.

<표 61> 산림청 헬기 보유 현황

산림청 헬기 보유 현황	
KA-32T	
• 제작사 : 러시아 KUMERTAU • 탑승인원 : 18인 • 엔진 : 2,200×2Hp • 순항속도 : 180km/h • 체공시간 : 3시간 10분 • 인양능력 : 5000kg • 물/약 적재량 : 3,000/2,000ℓ	
AS350-B2	
• 제작사: 프랑스 EUROCOPTER • 탑승인원 : 6인 • 엔진 : 724Hp • 순항속도 : 200km/h • 체공시간 : 3시간 20분 • 인양능력 : 1,150kg • 물/약 적재량 : 800/500ℓ	
Bell 206L-3	
• 제작사 : 미국 BELL • 탑승인원 : 7인 • 엔진 : 650Hp • 순항속도 : 180km/h • 체공시간 : 3시간 20분 • 인양능력 : 821kg • 물/약 적재량 : 600/400ℓ	
ANSAT	
• 제작사 : 러시아 KAZAN • 탑승인원 : 11인 • 엔진 : 630×2(1260)HP • 순항속도 : 210km/h • 체공시간 : 2시간 30분 • 인양능력 : 1,300kg • 물/약 적재량 : 900/800ℓ	

S-64E	
• 제작사 : 미국 ERICKSON • 탑승인원 : 5인 • 엔진 : 4,500×2Hp • 순항속도 : 178km/h • 순항시간 : 2:30 • 인양능력 : 5000kg • 물/약 적재량 : 3,000/2,000ℓ	

(2) 소방방재청 헬기 보유 현황

소방항공기는 '08년도 현재 총 26대가 운용 중이고, 기종별로 AS365N 8대, BK117B 6대, BK117C 1대, KA-32T 4대, BELL206L 2대, BELL430 1대, EC-225 1대, AS350B 1대, W-3A SOKOL 1대 및 BELL230 1대로 총 9기종이다.

<표 62> 소방방재청 헬기 보유 현황

중앙 119/서울소방	
AS365-N2	
• 제작사: 프랑스 EUROCOPTER • 탑승인원 : 14인 • 엔진 : 763SHP×2기 • 순항속도 : 277km/h • 체공시간 : 4시간 20분 • 인양능력 : 1,600kg • 물 적재량 : 910ℓ	
경기소방/강원소방/경북소방/경남소방	
AS365-N3	
• 제작사: 프랑스 EUROCOPTER • 탑승인원 : 14인 • 엔진 : 851SHP×2기 • 순항속도 : 277km/h • 체공시간 : 4시간 20분 • 인양능력 : 1,600kg • 물 적재량 : 910ℓ	

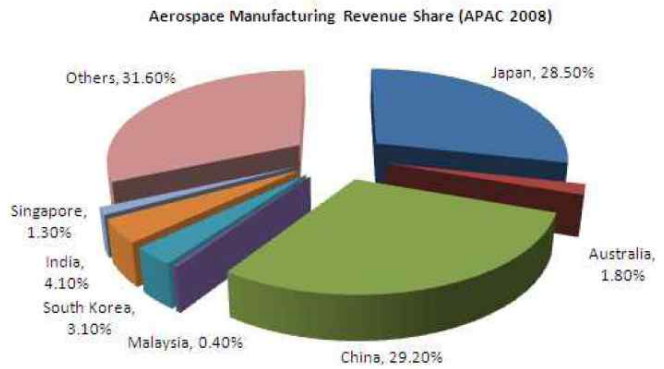
부산소방/광주소방/강원소방/전북소방/전남소방	
BK117B	
• 제작사 : 일본 KAWASAKI • 탑승인원 : 10인 • 엔진 : 550Hp×2기 • 순항속도 : 247km/h • 체공시간 : 3시간 10분 • 인양능력 : 1,200kg • 물 적재량 : 237ℓ	
충북소방	
BK117 C	
• 제작사 : 일본 KAWASAKI • 탑승인원 : 10인 • 엔진 : 740Hp×2기 • 순항속도 : 256km/h • 체공시간 : 3시간 40분 • 인양능력 : 1,200kg • 물 적재량 : 800ℓ	
대구소방/울산소방/경기소방/경북소방	
KA-32T	
• 제작사 : 러시아 KUMERTAU • 탑승인원 : 18인 • 엔진 : 2,200×2Hp • 순항속도 : 204km/h • 체공시간 : 3시간 • 인양능력 : 5000kg • 물 적재량 : 3,000ℓ	
서울소방/경기소방	
BELL206L	

• 제작사 : 미국 BELL • 탑승인원 : 7인 • 엔진 : 650Hp • 순항속도 : 204km/h • 체공시간 : 3시간 20분 • 인양능력 : 907kg • 물 적재량 : 550ℓ	
전남소방	
BELL430	
• 제작사 : 미국 BELL • 탑승인원 : 10인 • 엔진 : 700Hp×2 • 순항속도 : 254km/h • 체공시간 : 3시간 • 인양능력 : 1,270kg • 물 적재량 : 620ℓ	
대구소방	
AS350-B2	
• 제작사: 프랑스 EUROCOPTER • 탑승인원 : 6인 • 엔진 : 732Hp • 순항속도 : 246km/h • 체공시간 : 3시간 20분 • 인양능력 : 1,160kg • 물 적재량 : 800ℓ	
충남소방	
W-3A SOKOL	
• 제작사 : 폴란드 SWIDNICK • 탑승인원 : 14인 • 엔진 : 900Hp×2 • 순항속도 : 204km/h • 체공시간 : 3시간 40분 • 인양능력 : 2,100kg • 물 적재량 : 450ℓ	

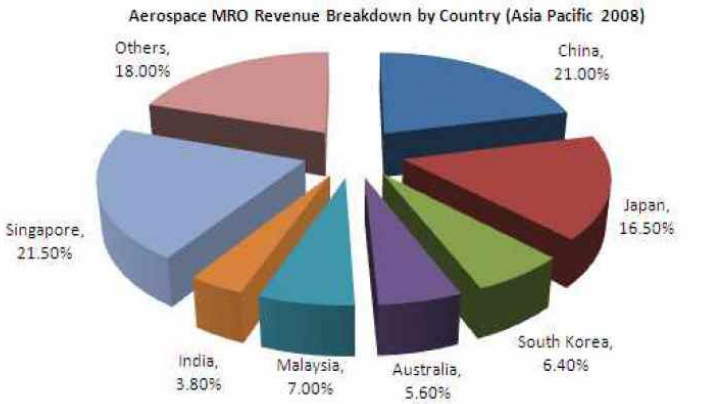
인천소방	
BELL230	
• 제작사 : 미국 BELL • 탑승인원 : 10인 • 엔진 : 700Hp×2 • 순항속도 : 254km/h • 체공시간 : 3시간 • 인양능력 : 1,270kg • 물 적재량 : 620ℓ	

나. 한국의 항공우주 부품산업

다음은 각각 아태지역 내 각국의 항공우주제조업 매출규모 비율 및 MRO서비스 매출규모의 비율이다.



<그림 112> 아태지역 각국의 항공우주제조업 매출규모비율



<그림 113> 아태지역 각국의 MRO서비스 매출규모비율

국내의 MRO서비스와 항공우주제조업의 매출규모는 아태지역 내에서 2008년 기준 각 6.4%, 3.1%만을 차지한다. 그러나 한국형 민수헬기 프로그램이 성공적으로 진행되는 경우 국내 항공우주 부품산업의 성장을 촉진하는 동시에, 세계시장 내에서 한국의 항공우주산업 역량에 대한 인지도가 높아질 것으로 기대되고 있다. 중국의 경우 비용측면에서의 매력도가 높은 것으로, 항공우주분야의 제조업과 관련한 전 과정이 갈수록 더욱 복잡해지는 경향을 보이므로 향후엔 기술역량이 시장질서의 재편에 있어 가장 중요한 사항이 될 것으로 판단된다.

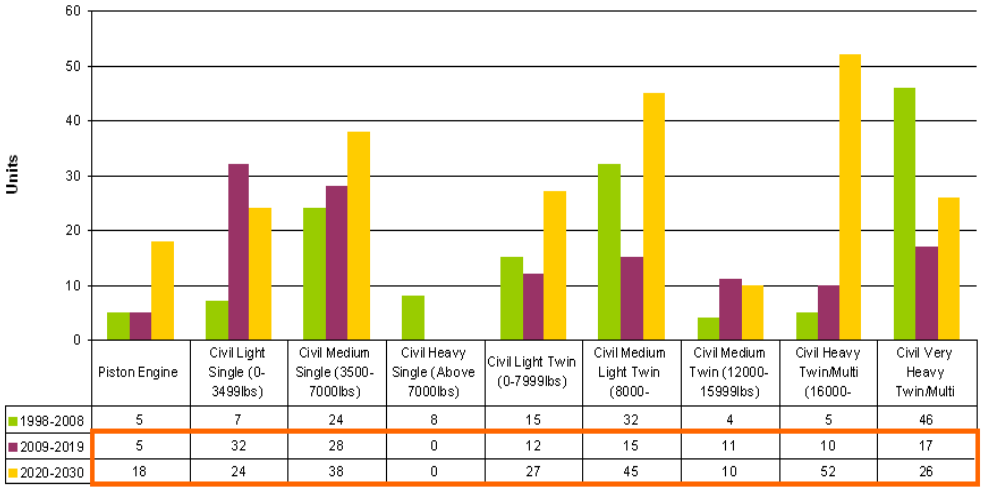
2. 국내 민수 헬기시장 분석

앞서 보인바와 같이 국내시장 헬기의 기령분석과 촉진요소분석을 통해 <2009년~2030년>사이 각 클래스별 전망치 및 수요 이동을 종합하면 다음과 같이 정리할 수 있다.

<표 63> 각 클래스별 국내시장 전망 (2009~2030년)

Period	Piston	Civil Light Single (0-3499lbs)	Civil Medium Single (3500-7000lbs)	Civil Heavy Single (Above 7000lbs)	Civil Light Twin (0-7999lbs)	Civil Medium Light Twin (8000-11999lbs)	Civil Medium Twin (12000-15999lbs)	Civil Heavy Twin (16000-25000lbs)	Civil Very Heavy Twin/Multi (Above 25000lbs)	Total
Replacement (2009-2030) Units	5	16	31	11	20	44	4	5	17 (Comm)	196
New Additions (2009-2030) Units	18	40	35	-11	19	13	10	13	26	174
Net Additions (2009-2030) Units	23	56	66	0	39	57	14	18	43 (Total)	
Additional Single Heavy Class Replacement Market				11		3	7	1		
Additional Very Heavy Twin/Multi Class Replacement Market								43 (Govt.)		
Total Number of Helicopters Forecasted for Sale (2009-2030)	**23**	**56**	**66**	**0**	**39**	**60**	**21**	**62**	**43**	**370**
Revenue Potential (2009-2019) $m	2	32	56	0	54	84	64	322	255	869
Revenue Potential (2020-2030) $m	7	24	76	0	122	315	72	1120	390	2126
Total Revenue Potential Forecasted (2009-2030)	**9**	**56**	**132**	**0**	**176**	**399**	**136**	**1442**	**645**	**2995**

위 표 안의 주황색 화살표는 Heavy Single 클래스 교체수요의 이동흐름을 나타내며, 교체수요비율인 2 : 5 : 1이 사용된다. 연두색 화살표는 Very Heavy Twin/Multi 클래스 교체수요의 이동흐름을 나타내며, <2009년~2030년> 기간 동안 전체 교체수요는 60대로, 그 중 공기업 및 정부 관련기관(산림청, 경찰청 등)에서 운용중인 43대는 정부의 충분한 지원 아래 Heavy Twin 클래스로 대체될 수 있다는 의미이다. Very Heavy Twin/Multi의 나머지 교체수요 17대(전체 60대 중 43대를 제외한 수치)에 신규수요 26대가 추가되어 <2009년~2030년>사이 예측되는 총 판매량은 43대이다. 위의 표를 Unit과 Revenue를 기준으로 그래프로 나타내면 다음과 같다.

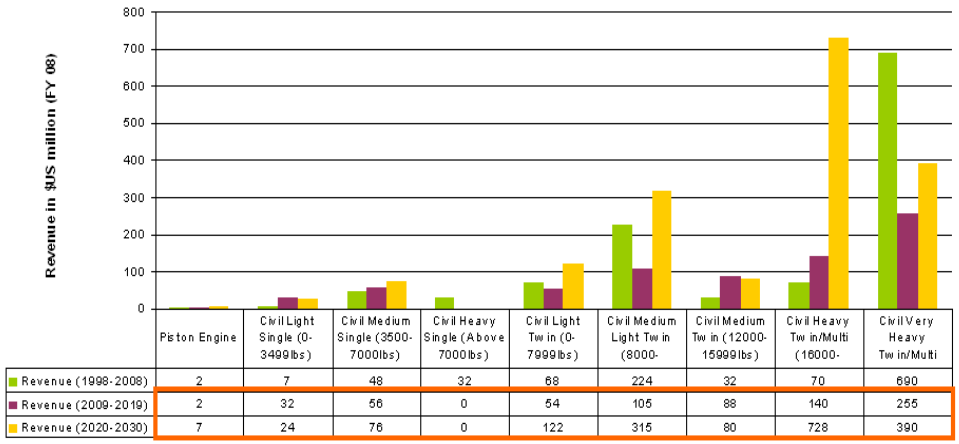


	Piston Engine	Civil Light Single (0-3499lbs)	Civil Medium Single (3500-7000lbs)	Civil Heavy Single (Above 7000lbs)	Civil Light Twin (0-7999lbs)	Civil Medium Light Twin (8000-	Civil Medium Twin (12000-15999lbs)	Civil Heavy Twin/Multi (16000-	Civil Very Heavy Twin/Multi
1998-2008	5	7	24	8	15	32	4	5	46
2009-2019	5	32	28	0	12	15	11	10	17
2020-2030	18	24	38	0	27	45	10	52	26

<그림 114> 민수헬기 국내 시장 전망 - 대수기준

위의 그래프는 <2009년~2019년>과 <2020년~2030년>으로 각각 나눈 판매 예측량이다. 예를 들어, Heavy Twin/Multi 클래스의 경우 국내시장에서 <2009년~2019년>사이 에 10대, <2020년~2030년>사이에 52대에 대한 구매가 일어날 것으로 전망된다. 가장 성장이 주목되는 영역은 Civil Heavy Twin/Multi 급으로 2020-2030년에는 현재의 10배 이상의 증가를 기대하고 있다. 이외에도 Civl Medium Single 급과 Civil Medium Light Twin 급이 성장세가 두드러질 것으로 예상된다. 하지만 Civil Light Single 급의 경우 감소할 것으로 전망된다.

대수기준이 아닌 금액 기준의 경우도 Civil Heavy Twin/Multi 급의 금액 증가가 가장 두드러진다. 나머지 중량이 적게 나가는 급의 경우 대수에 비하여 금액의 증가가 두드러지지는 않았다. 국내 시장의 경우 과거 10년은 Very Heavy, Medium Light, Heavy 순이었으나, 향후 20년은 Heavy, Very Heavy, Medium Light 순으로 Heavy 시장 증가가 가장 기대되고 있다.



	Piston Engine	Civil Light Single (0-3499lbs)	Civil Medium Single (3500-7000lbs)	Civil Heavy Single (Above 7000lbs)	Civil Light Twin (0-7999lbs)	Civil Medium Light Twin (8000-	Civil Medium Twin (12000-15999lbs)	Civil Heavy Twin/Multi (16000-	Civil Very Heavy Twin/Multi
Revenue (1998-2008)	2	7	48	32	68	224	32	70	690
Revenue (2009-2019)	2	32	56	0	54	105	88	140	255
Revenue (2020-2030)	7	24	76	0	122	315	80	728	390

<그림 115> 민수헬기 국내 시장 전망 - 금액기준

<2009년~2030년>사이의 클래스별 판매 예측량 및 이에 대한 매출규모에 따라 국내 민수 헬리콥터시장을 내림차순으로 정리하면 다음과 같다. 앞의 분석결과와 같이 Heavy Twin급의 시장크기가 가장 크고, Very Heavy Twin, Medium Light Twin, Light Twin, Medium Twin 순으로 크기가 감소한다. 특히 매출액의 차이를 살펴보면 3위에 해당하는 Medium Light Twin급과 4위 Light Twin급의 매출액이 크게 차이를 보이고 있다. 종합적으로 향후 Twin엔진을 가진 중형급 이상의 헬리콥터가 주류를 이룰 것으로 판단된다.

Period	Piston	Civil Light Single (0-3499lbs)	Civil Medium Single (3500-7000lbs)	Civil Heavy Single (Above 7000lbs)	Civil Light Twin (0-7999lbs)	Civil Medium Light Twin (8000-11999lbs)	Civil Medium Twin (12000-15999lbs)	Civil Heavy Twin (16000-25000lbs)	Civil Very Heavy Twin/Multi (Above 25000lbs)	Total
Total Number of Helicopters Forecasted for Sale (2009-2030)	23	56	66	0	39	60	21	62	43	370
Total Revenue Potential Forecasted (2009-2030)	$US 9m	$US 56m	$US 128m	$US 0	$US 176m	$US 420m	$US 168m	$US 868m	$US 645m	$US 2474m



<그림 116> 국내시장 종합결과 및 매출액 기준 시장규모가 큰 순서 (2009~2030년)

국내 민수 헬리콥터시장 내 터빈엔진 헬리콥터의 수요를 자세히 살펴보면 다음과 같다.

Period NET ADDITIONS	Civil Light Twin (0-7999lbs)	Civil Medium Light Twin (8000-11999lbs)	Civil Medium Twin (12000-15999lbs)	Civil Heavy Twin/Multi (16000-25000lbs)	Civil Very Heavy Twin/Multi (Above 25000lbs)
1998-2008 (NET)	15	32	4	5	46
2009-2019 (NET)	12	15	11	10	17
2020-2030 (NET)	27	45	10	52	26

Period	Civil Light Twin (0-7999lbs)	Civil Medium Light Twin (8000-11999lbs)	Civil Medium Twin (12000-15999lbs)	Civil Heavy Twin (16000-25000lbs)	Civil Very Heavy Twin/Multi (Above 25000lbs)
Replacement (2009-2030) Units	20	44	4	5	17
New Additions (2009-2030) Units	19	13+3=16	10+7=17	13+1+43=57	26

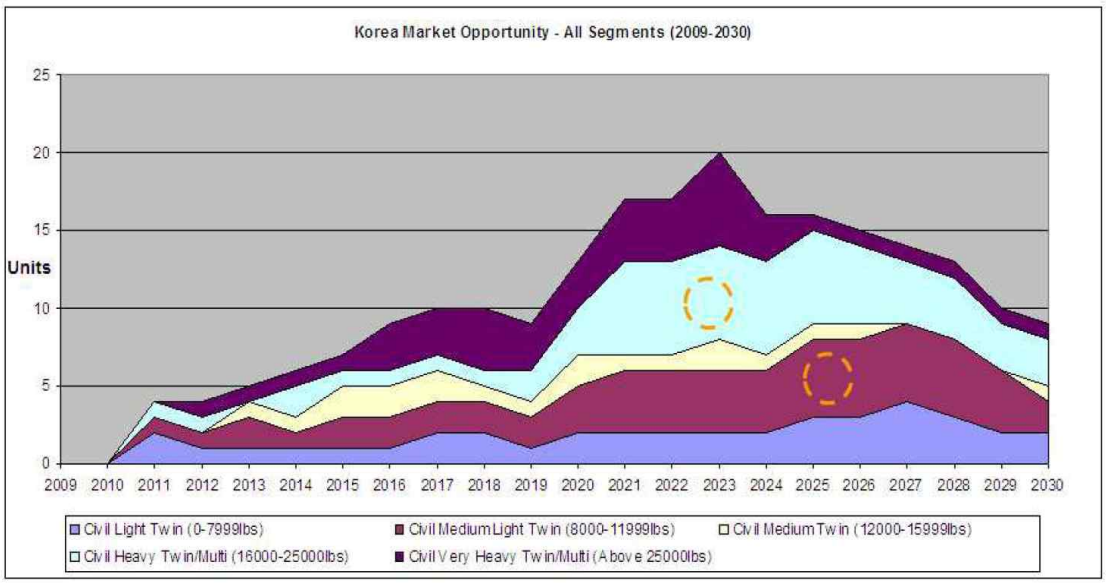
	09	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
Light Twin (0-7999lbs)	0	0	2	1	1	1	1	1	2	2	1	2	2	2	2	2	3	3	4	3	2	2
Medium Light Twin (8000-11999lbs)	0	0	1	1	2	1	2	2	2	2	2	3	4	4	4	4	5	5	5	5	4	2
Medium Twin (12000-15999lbs)	0	0	0	0	1	1	2	2	2	1	1	2	1	1	2	1	1	1	0	0	0	1
Heavy Twin/Multi (16000-25000lbs)	0	0	1	1	0	2	1	1	1	1	2	3	6	6	6	6	6	5	4	4	3	3
Very Heavy Twin/Multi (Above 25000lbs)	0	0	0	1	1	1	1	3	3	4	3	3	4	4	6	3	1	1	1	1	1	1

<그림 117> 국내 터빈엔진 헬리콥터시장 연도별 수요 (2009~2030년)

왼쪽 위의 표는 <1998년~2008년>, <2009년~2019년>, <2020년~2030년> 각 기간 동안의 전체수요를 클래스별로 나타내었고, 오른쪽 위의 표는 <2009년~2030년> 사이 전체수요를 교체수요와 신규수요로 표현하였다. 아래 부분의 표는 <2009년~2030년> 동안의 전체수요를 년 단위로 나타낸 것이다.

파란색 박스는 <2009년~2030년>사이 교체수요와 신규수요를 나타낸다. 예를 들어 Medium Light Twin 클래스의 경우 <2009년~2030년>사이 전체 수요는 총 60대로, 각 파란색 박스는 해당 클래스의 전체수요를 나타내므로 박스 안의 수치를 더하면 각 60대이다. 주황색 박스와 연두색 박스는 각각 <2009년~2019년>, <2020년~2030년> 동안의 전체 수요이다. 전체적으로 향후 헬리콥터의 수요는 점차 증가할 것으로 예측되고 있고, 그중 Heavy Twin/Multi급과 Medium Light Twin급의 수요가 가장 클 것으로 판단된다.

다음은 국내 민수 터빈엔진 헬리콥터시장의 <2009년~2030년> 동안의 전체 수요를 연 단위로 나타낸 그래프이다. 향후 20년 동안 Medium Light Twin 클래스와 Heavy Twin 클래스 시장이 가장 커질 것이라는 것을 볼 수 있다.



<그림 118> 국내 터빈엔진 헬리콥터시장의 전체 수요경향 (2009~2030년)

3. 국내 헬기 개발 역량분석

가. 헬기산업 업체현황

국내 항공부품소재업체는 한국항공우주산업진흥협회에 등록된 회원사 기준으로 체계업체를 제외한 항공기 부품, 소재업체는 '10년 현재 39개가 존재한다. 이중

KHP 71개 구성품 개발에 참여하는 1차 협력업체는 총18개사이다. KHP 구성품 개발 2차 협력업체로는 약 80여개 업체가 참여하였다.

국내 항공부품소재업체 규모(17개 국내업체 대상 조사)를 살펴보면, 항공관련 매출규모에서 70% 정도가 1,000억원 미만, 47%는 50억원 미만으로 나타났다. 1인당 매출액은 64% 정도가 2억원 미만, 29%는 1억원 미만이었고, 전체 평균 1인당 매출액은 3억원 정도로 산업평균 1인당 매출액 3.7억에 약간 못미치나, 상위 5개 대기업으로 인한 착시효과로 보인다.

* 매출규모 및 1인당 매출액 상위 5개사는 모두 대기업



<그림 119> 2008년 국내항공업체 매출액 및 1인당매출액 규모

국내 항공부품소재업체를 간략히 평가해보면 다음과 같다.

낮은 전업율의 대기업에서는 주력제품은 아니나 충분한 성장잠재력 보유하고 있다. 주력부분과 헬기/부품 부분간의 기술파급 효과로 기술 다변화가 가능하다.

높은 전업율의 중소기업의 경우는 전문기업으로 발전을 유도할 필요가 있고, 선택과 집중을 통해 핵심역량을 전문화할 필요가 있다.

그러므로 헬기 체계와 부품의 동반성장을 위한 전략이 필요하다. 성장의 내실은 체계산업과 부품산업의 동반 성장이 관건이다.

나. KHP 개발 현황

KHP개발 사업은 군이 운용중인 UH-1H와 500MD 기본형의 대체 후속기종을 경제적 비용으로 적기에 국내개발하고, 핵심부품 국산화 및 기술축적으로 국내 헬기 개발역량을 확보하기 위한 사업이다. 〔사업기간 : '06.6~'12.6 / 총사업비 : 1조 2,960억원〕

체계종합은 KAI와 EC(Eurocopter)가 담당하며, 구성품은 KAI, ADD, KARI가 국내 외 협력업체와 개발 중 이다. 97개 구성품 중 71개 품목은 개발, 26개 품목은 구매품으로 자세한 것은 아래 표에 정리하였다.

<표 64> KHP 각 기관별 개발/구매 대상 (총 97개 품목)

구 분	한국항공(주) (KAI)	국방과학연구소 (ADD)	한국항공우주연구원 (KARI)
계	기본헬기 51개	군전용장비 23개	민군겸용부품 23개
개발대상 (71개)	동체, 비행조종계통, 동력전달계통 등 (39개)	VHF-FM무전기, 임무탑재장비 등 (14개)	로터블레이드, 엔진 등 (18개)
구매대상 (26개)	아날로그 계기, 압력조절밸브 등 (12개)	U/VHF-AM 무전기, 피아식별장비 등 (9개)	압축기, 입자분리기 등 (5개)

국내업체 100여개 (1차협력업체 18개사), 해외업체 50여개, 대학 18개, 연구소 10개 등 총 180여개 기관 또는 업체가 개발 사업에 참여하고 있다. 우리 기업들은 KHP 사업을 통하여 처음으로 상세설계, 설계해석, 시험평가 등 헬 기개발의 전 과정을 경험 중이다. 개발과정에서 해외업체로부터 로터, 동력전달장치 등 핵심기술을 최대한 확보(293 종 기술이전)하고 있다

한국형헬기는 순항속도, 항속시간 등 군의 요구수준을 충족되도록 설계되며, 구성품은 세계 최고의 성능(world-best point)을 지향하면서 기술개발 추진 중이다.

국산화율 목표 : 개발단계 62.5%, 양산단계 50.3%



<그림 120> KHP 헬기 및 구성품 특징 및 장점

KHP의 예상성과로 KHP 사업 전.후 선진국 대비 기술수준 약 20%정도 증대될 전망이다. ('05년 59% → '12년 79%) 〔국방기술품질원, KHP사업 기술수준제고효과 조사분석, '08.8~12〕

그리고 고급 헬기개발 인력확보(약 2,500명)하고, 핵심설비와 장비를 확보(시제작 장비 80종, 시험장비 160종 등), KAI-EC(佛), 삼성테크윈-GE(美), 한화-GKN(英) 등 국제적 협력네트워크 기반구축도 신규사업 확대를 촉진하는 주요 성과를 달성할 것으로 예측된다.

다. 대학/대학원 현황

국내 항공관련 학과 또는 학부를 보유한 대학은 18개로 조사되었다. 4년제 대학으로 대학원을 함께 운영 중인 대학교는 14개이고, 이중 공군사관학교는 4년제이나 군인을 양성하는 특수 목적 대학교이다. 2년제 대학은 3개이다.

학사과정 입학정원은 2009년 기준 2,162명에 이른다. 한서대학교, 항공대학교, 한국폴리텍 항공대학, 공군사관학교의 정원이 1,366명으로 전체 인원의 63.2%을 차지하고 있다. 일부 대학교는 학부제를 운영하는 이유로 항공전공 만이 아닌 기계전공 분야 정원도 포함된 수치이다. 공군사관학교를 제외한 17개 대학의 교수는 267명이다.

<표 65> 항공관련 대학 및 학사과정 입학정원과 교수 현황

구분	학교명	학사 입학정원(명)	교수(명)
4년제	건국대학교	56	10
	경상대학교	44	7
	부산대학교	50	8
	서울대학교	63	14
	세종대학교	57	8
	순천대학교	82	11
	울산대학교	23	6
	인하대학교	88	8
	전북대학교	48	6
	조선대학교	23	5
	충남대학교	59	7
	한국과학기술원(KAIST)	23	15
	한서대학교	140	16
	한국항공대학교	752	99
2년제	인하공업전문대학	120	16
	충청대학	60	5
	한국폴리텍 항공대학	264	26
사관학교	공군사관학교	210	정보 없음
합 계		2,162	267

(근거: 한국항공우주산업진흥협회 조사, 2010.2)

대학원을 운용중인 14개 학교의 2009년 현재 대학원생 현황은 다음과 같다.

<표 66> 대학원 석/박사 현황

학교명	석사(명)	박사(명)
건국대학교	27	4
경상대학교	21	9
부산대학교	13	5
서울대학교	80	29
세종대학교	16	2
순천대학교	12	1
울산대학교	12	0
인하대학교	27	3
전북대학교	7	0
조선대학교	7	3
충남대학교	30	7
한국과학기술원(KAIST)	58	105
한서대학교	2	0
한국항공대학교	195	49
합 계	507	217

(근거: 한국항공우주산업진흥협회 조사, 2010.2)

항공 관련 대학에서는 헬기를 포함하는 회전익기 전문 인력만을 양성하지는 않으며 일반적인 항공공학 커리큘럼을 운영하고 있다. 구조, 공력, 제어, 연소 등 항공기 개발에 필요한 필수 과목들은 회전익기 개발에도 공통적으로 적용되기 때문이다. 사업이 진행되면서, 여러 대학에 연구개발 과제가 위탁되어 있는 상태이다. 이에 따라 회전 익기 관련 연구가 현재 활발히 진행되고 있다. 지식경제부의 지원을 받은 위탁과제 현황은 다음과 같다.

- 한국항공우주연구원이 발주한 위탁과제를 수행하는 대학교는 총 16개이며, 항공 관련 대학원을 운영 중인 대학 14개 중 12개의 대학이 참여함.
- 한국항공우주연구원이 개발주관인 구성품의 국내협력업체가 발주한 위탁과제를 수행하는 대학교는 총 13개이며, 항공 관련 대학원을 운영 중인 대학 14개 중 8개의 대학이 참여함.
- 한국항공우주산업(주)이 발주한 위탁과제를 수행하는 대학교는 1개이며, 항공 관련 대학원을 운영 중인 대학 14개 중 1개의 대학이 참여함.
- 한국항공우주산업(주)이 개발주관인 구성품의 국내협력업체가 발주한 위탁과제를 수행하는 대학교는 총 5개이며, 항공 관련 대학원을 운영 중인 대학 14개 중 4개의 대학이 참여함.

※ 방위사업청의 지원으로 국방과학연구소와 한국항공우주산업(주)이 발주한 위탁과제 역시 여러 대학교에서 수행중임.

<표 67> 지식경제부 지원의 KHP 위탁과제현황 ('06년~'10년)

개발주관기관	관련 구성품	위탁기관(위탁과제 수)	과제수
한국항공우주연구원	로터	건국대(4), 부산대(2), 서울대(2), 인하대(1), KAIST(5), 항공대(1), 한국MSC S/W(1)	16
	엔진	부산대(1), 서울대(1), 세종대(1), 조선대(1), 포항공대(1), 한기대(2), 항공대(2)	9
	보조동력장치	군산대(1), 전북대(1), 충남대(1), 항공대(1)	4
	착륙장치	기계연구원(1), 울산대(1), KAIST(1), 항공대(1)	4
	Air Data시스템	경상대(1)	1
	소계	대학(16), 연구기관(1), 기업(1)	34
한국항공우주산업(주)	비행시험 모의장비 (비행훈련 장비)	KARI(1), 세종대(1)	2
	소계	대학(1), 연구기관(1)	2

<표 68> 지식경제부 지원의 국내협력업체가 발주한 KHP 위탁과제현황 ('06년~'10년)

개발주관기관	관련 구성품	위탁기관(위탁과제 수)	과제수
한국항공우주	로터	한양대(1), 항공대(2), 유니슨(1)	4
	엔진	경상대(1), 고려대(1), 서울대(1), 인하대(1)	4
	보조동력장치	서울대(1), 항공대(1)	2
	착륙장치	서강대(1), 서울산업대(1)	2
	연료탱크	인하대(1), 청운대(1), 항공대(1)	3
	연료펌프	건국대(1), 생산기술연구원(1)	2
	연료량측정장치	세종대(1)	1
	유압펌프	부산대(1)	1
	축압기	건국대(1), 충남대(1)	2
	Air Data 시스템	충남대(1)	1

	소계	대학(13), 연구기관(1), 기업(1)	22
한국항공우주산업(주)	주로터제동장치	인하대(1), 기계연구원(1)	2
	기계식링키지	세종대(1), 호서대(1)	2
	유압식구동기	건국대(1), 서울대(1)	2
	소계	대학(5), 연구기관(1)	6

라. 무인 회전익기 분야 역량

현재 국내 무인 회전익기 시장은 규모가 미비한 상황이다. 그중 민수용으로는 농업용 무인헬기 시장이 가장 크다. '10년 현재 농업용 무인헬기는 병해충 방제용으로 주로 활용되며 전국에서 86대가 운용되고 있다. 최근 경상남도농업기술원에서는 볍씨를 코팅하여 무인헬기를 통해 직파하는 기술을 개발해 종래 병해충 방제용으로만 활용되던 무인헬기의 용도 확장 계기를 마련하였다. 그 밖에는 대학에서 대회 참가용이나 실험용으로 제작하는 소형 무인헬기와 레저용 무인헬기 시장이 소규모로 형성되어 있는 상황이다.

군용 무인헬기는 양산으로 진행된 사업이 아직 없다. 그러나 화생방탐지용 무인기와 같은 프로젝트가 산발적으로 수행되고는 있다. 최근 해병대는 무인회전익기 기획과제를 발주하였고, 해군에서도 미국의 Fire급의 무인 헬기에 관심을 표명하고 있다. 이에 비해 고정익 무인기는 일부 양산 전력이 있거나 진행 중이다.

민수헬기시장에서 가장 큰 수요가 있는 농업용 무인헬기의 경우 대당 2억원 정도에 판매되나, 판매업체 입장에서는 A/S와 안전사고에 따른 책임 문제 때문에 사업확장에 어려움을 겪고 있다. 따라서 민수시장이 어느 규모 이상으로 성장하기 전까지는 군 수요에 기대를 걸고 있는 상황이다.

업체의 무인헬기 기술 및 사업현황을 살펴보겠다. 무인헬기를 개발하는 국내 업체로는 원신스카이텍, 성우엔지니어링, 유콘시스템 등이 있으며 외국의 무인헬기를 수입하여 판매하는 업체도 다수 있다. 원신스카이텍, 성우엔지니어링, 유콘시스템의 주요 무인 회전익기 제품은 농업용 무인헬기이다.

<표 69> 각 업체별 농업용 무인헬기 모델

회사	농업용 무인헬기 모델
원신스카이텍	X-Copter (최대이륙중량 120kg)
성우엔지니어링	Remo-H C100 (최대이륙중량 100kg)*
유콘시스템	

* C100은 성우엔지니어링과 유콘시스템이 공동개발하여 현재 성우엔지니어링이 판매처임. 유콘시스템 은 군용 버전인 M100을 개발중에 있음.

국내 업체들은 최대이륙중량 100kg 내외의 소형 무인헬기 개발 경험 보유하고 있고, 그중 2004년부터 무인헬기를 개발해온 유콘시스템은 최대이륙중량 10kg(2005년), 20kg(2006년), 80~100kg(2010년)의 무인헬기를 단계적으로 개발해 왔다. 송전선 가설 및 감시, 항공촬영 등 다양한 용도로 민수용 무인헬기의 활용 모색 중 이며 화생방탐지, 정찰 등 군용 무인헬기 시장 진입도 추진 중 이다.

대학교의 무인헬기 기술 현황은 충돌회피, 집단비행과 같은 무인헬기 운용에 필수적인 기술 개발에 주력하여 관련학회 등에 매년 활발하게 논문을 발표하고 있는 상황이다. 동시에, 매년 개최되는 로봇항공기경연대회 참여를 통해 탑재체, 운용시스템을 포함하는 무인헬기 시스템을 개발하여 이론이 아닌 실제 업무에 적용가능한 기술을 축적중이다. 최대이륙중량 10~20kg의 소형 헬기를 개발한 바 있다.



<그림 121> 대학에서 개발한 무인헬기 (좌: 충남대학교의 CNUHELI, 우: KAIST의 HEXUS-R1)

국내 연구소의 무인헬기 사업은 대부분 한국항공우주연구원이 개발사업을 주관하고 있다.

- 스마트무인기사업(2002년 ~ 2012년)

스마트무인기는 헬기는 아니나 틸트로터기로 회전익기에 해당된다. 현재 비행시험중으로 개발에 성공하면 세계 2번째 틸트로터기 개발국이 된다. 스마트무인기는 최대이륙하중이 950kg을 목표로 개발 중이며, 국내 개발되는 무인 회전익기 중에는 가장 큰 기종이다.



<그림 122> 스마트무인기

- 소형 덕티드 프롭 UAV (2007년 ~ 2009년)

스마트무인기 기술을 활용한 틸트로터기로서 덕티드 팬 스타일의 소형 무인기 개발을 목표로 한다. 세 가지 종류의 비행체를 개발 중이며, 전체 길이는 스마트무인기의 20%, 로터 반경은 14% 수준으로 설계하였다. 총 무게는 5kg 정도로 소형 비행체이다.



<그림 123> 소형 덕티드 프롭 UAV

- 회전익 UAV 성능향상 사업 (2002년 ~ 2006년)

로터시스템과 동체 형상 변경을 통한 회전익 UAV 성능개량 핵심 기술 개발을 목표로 한다. YAMAHA R-MAX 무인헬기의 2개 블레이드, 리지드 허브 시스템을 4개의 블레이드와 무힌지 허브로 변경하였다. 지상시험과 비행시험을 통해 약 8%의 성능 향상 획득하였다.



<그림 124> 회전익 UAV 성능향상 사업

- 자동비행 소형 무인헬기 (2003년 ~ 2006년)

자동비행 소형 무인헬기와 센서 기술을 개발하기 위한 사업이다. 헬기의 모델링/시뮬레이션, 모델 기반 설계, 경량의 센서, 지상통제시스템과 자동착륙제어기 등을 개발하였다.



<그림 125> 자동비행 소형 무인헬기

마. 국내 역량 정리

현재 국내 기술은 100kg 내외 소형 무인헬기 개발 능력 보유하고 있다. 국내 시장은 미비하지만 농업용 무인헬기 수요가 존재한다. 무인헬기 기술은 대학교, 연구소를 중심으로 활발히 진행 중이고, 특히 틸트로터기를 세계 2번째로 개발 도전 중이다. 역량 증진을 위해서는 국내 민수 및 군용 무인헬기 시장의 성장 필요하다.

4. 국내 헬기 개발 현황

가. 국내 헬기 개발 연혁

한국은 1960~70년대만 하더라도 경정비와 일부 부품을 생산하는 수준이었다. 1976년부터 대한항공이 500MD를 대규모로 생산하면서 헬기산업 생산기반체제를

갖추기 시작했다. 1990년대에 들어서는 삼성항공과 대한항공이 BO-105와 UH-60을 각각 생산하면서 국내 헬기 생산기반체계가 안정되고 기술도 어느 정도 확보하게 되었다. 삼성항공이 SB 427 헬기를 Bell과 공동개발 및 면허생산하고 이어서 SB 427을 계기비행이 가능한 SB 429 로 개조하면서 한국은 헬기 개발능력 기반을 구축하게 되었다. 삼성항공은 한국 항공우주산업(KAI)으로 통합되었다.

한국은 노후화된 500MD와 UH-1H를 대체하기 위해 한국형헬기(KHP)사업을 추진하면서 헬기 개발능력을 갖추게 되었다. 2001년부터 다목적헬기(KMH)사업을 한국형헬기(KHP)사업으로 사업명칭과 개발방법을 바꿔가면서 추진해왔다. 그 결과 2009년에는 한국형기동헬기(KUH) 수리온 시제품을 성공적으로 생산하면서 한국의 헬기 개발사의 한 획을 그었다. 헬기를 독자적으로 개발할 수 있는 단계에 진입한 것이다. KHP사업이 계기가 되어 한국의 발전된 전자와 IT, 기계 및 금속재료 등의 분야의 축적된 기술이 합쳐지면서 헬기 개발 능력이 더욱 향상된 것으로 판단된다.

국내 헬기시장의 수요를 추정해보면 군용은 노후 기종의 교체에 이어 국방개혁 2020에 따라 지속적인 소요가 발생할 것으로 전망된다. 당장 앞으로 약 10년 이내에 수요가 집중적으로 발생할 것으로 예상된다. 500MD와 AH-1 등 공격헬기와 UH-1H 등 기동헬기 등이 노후화되고 있기 때문이다. 특히 500MD가 도태되기 시작하는 2014년부터는 연간 80대 이상 헬기가 필요하며 경제 가치로는 연 2조원의 내수시장이 형성될 것으로 전망되고 있다. 육군의 기동 및 공격헬기 외에도 해병대의 상륙기동헬기와 의무헬기 등 다양한 소요가 이어질 것으로 보인다. 군의 헬기 수요는 여기에서 끝나지 않고 무인헬기, 틸트 로터형 헬기 등 새로운 개념의 헬기 수요가 뒤이어 발생할 전망이다. 민수용으로도 앞으로 수요가 계속 창출될 전망이다.

한국의 헬기기술 향상의 계기가 된 한국형 헬기사업(KHP) 살펴보자. KHP는 당초 2001년 KMH 사업으로 착수되었지만 본격적인 개발은 2006년 4월 방위 사업추진위원회의 의결을 거치고 같은 해 6월에 계약을 체결하면서부터다. 한국항공우주산업(KAI)은 수리온 개발에 모두 6년가량 걸릴 것으로 전망하고 있다. 국방부와 지식경제부가 국책사업으로 추진한 KHP사업으로 수리온을 개발하는 과정에는 국내 많은 항공부품업체들이 참여했다. 한국항공우주산업과 항공우주연구원, 국방과학연구소 등 3개의 주관업체를 포함해 180여개의 국내외 업체와 연구기관들이 협력해 사업을 진행했다. 국방부 획득개발심의회를 통해 선정된 18개 국내 협력업체를 비롯해 80여개의 2차 협력업체, 포항공대와 서울대 등 18개, 전자통신연구소 등 10개 국내 연구소가 개발에 참여해 국내 산업 및 연구기관의 헬기기술 습득에 크게 기여했다. 그 결과 약 12조원의 산업파급효과가 있었던 것으로 평가되었으며, 수리온 개발 및 양산에 따라 약 6 만명의 일자리 창출이 가능한 것으로 추산되었다. 이에 비해 국방기술품질원은 30년간 20 만명의 고용효과가 있고 한국의 이공계 육성에 기여한 것으로 평가했다.

국방기술품질원에 따르면 수리온 개발에 착수하기 전인 2006년 한국의 헬기 기술 수준은 세계 최고 수준에 비해 전체적으로 59%였으나 2012년 개발을 마칠 때는

79%로 향상될 것으로 분석되었다[1]. 좀 더 세부적으로 보면 분야별로는 설계 및 해석 기술은 56%에서 77%로, 제작 및 조립기술은 66%에서 84%로, 시험평가기술은 61%에서 83%로 개선될 것으로 분석되었다. 또 국방기술품질원은 미 국방부가 정의한 기술성숙도를 1~9단계로 구분해 판단하는 기술준비수준(TRL)으로 분석결과 KUH가 개발 완료되는 2012년에는 국내 TRL 수준이 현재 6단계에서 8단계로 상승할 것으로 예상하였다. 여기서 8단계란 체계를 완성하고 기술을 시험할 수 있는 단계로 정의된다. 그러나 평가결과 소음해석기술과 체계생존성 분석 및 적용기술 등 9가지 기술은 2012년이 되어도 세계 최고 수준에 비해 60% 미만인 취약 분야로 지적되었다. 이에 대한 기술 확보가 필요하다는 의미다. 대신 보조동력장치와 항공기 구성품에 대한 응력해석기술, 연료펌프 등 8개 분야는 한국이 선진국에 대해서도 비교 우위에 있는 것으로 나타났다. 이에 따라 총 97개의 주요 구성품 가운데 71개에 대한 국산화가 추진 중이며 전체 비용으로는 62.5%의 국산화를 목표로 하고 있다고 KAI측이 집계했다. 또 KAI는 양산단계에서는 비행조종 패널 등 80여개의 품목에 대해 추가로 국산화할 계획이라고 밝혔다. 그 결과 국제표준 민수규격(FAR 29)에 정의된 모두 2,460개의 요구사항 가운데 96%인 2,363개를 충족시켜 세계 민수시장에 진입할 수 있는 조건을 갖춘 것으로 평가되었다.

수리온의 개발로 한국은 헬기를 개발할 수 있는 인프라를 구축한 것으로 평가 되고 있다. KAI측에 따르면 컴퓨터를 통한 체계 및 형상설계, 기체 및 구조설계, 계통 및 항공 전자설계 능력을 갖추었다. 또 통합데이터베이스를 활용한 동시공학 설계 시스템을 확보했고 개발과 생산을 연동한 기술자료 관리시스템도 구축했다.

개발생산 연동체계는 부품관리에서부터 도면과 규격 및 기술 자료를 관리하고, 표준부품 관리, 3차원 모델 관리, 사무자동화 및 생산관리 등 방대한 내용을 포함하고 있다. 또 작업현장에서는 80여종의 시 제작 장비를 확보했고 지상시험장비 60여종도 확보해 동시에 8개 시험을 수행할 수 있는 능력을 갖추었다. 통합비행센터와 임무통제실 등 비행시험장비 100여종도 이번 개발을 통해 확보했다. 수리온 개발에서 가장 중요한 성과 가운데 하나는 2500여명의 전문 인력을 양성한 것이다. 참여 기관과 업체도 KAI와 국방과학연구소, 항공우주연구원등 국내 100개 이상 기관과 기업이다.

수리온의 개발로 한국은 수리온의 기술 대부분을 한국형 공격헬기 개발에 적용할 수 있을 것으로 판단되고 있다. KHP 사업단의 분석에 따르면 수리온 개발 과정에서 확보한 로터블레이드, 항전임무 개발기술 등 대부분 기술을 공격헬기에 적용할 수 있는 것으로 보고 있다. 수리온을 개발하기 위해 적용된 부품이 공격헬기의 개발 조건에 따라 63~90% 정도 재활용할 수 있다는 것이다. 또 공격헬기에 추가되는 무장과 관련된 기술은 국내의 각종 유도탄사업과 탐지 및 추적사업을 비롯해 T/A-50 기술을 통해 확보한 기술을 활용하면 국내 개발이 가능 할 것으로 보고 있다. 이와 함께 KHP 사업단은 수리온은 앞으로 1,000여대로 예상되는 세계의 동급 헬기 수요 가운데 300여대를 수주할 수 있을 것으로 내다보고 있다. 이를 위해 사업단은 유로콥터의 전 세계 마케팅 네트워크를 활용할 계획이다. 이와 관련 KAI는

유로콥터와 공동 마케팅을 위한 양해각서(MOU)를 지난 2007년 체결했으며 2010년 초 합작회사를 설립하기로 하였다.

나. 국내 헬기 개발 기술 현황

우리나라는 군용 700여대, 민수 180여대 헬기(2008년 기준)를 운용하고 있으며 군용에 비해 상대적으로 민수 헬기 운용이 저조한 편이다. 군용 헬기의 경우 KUH 양산 및 수출과 공격형 헬기 등의 생산으로 2025년까지 수요가 많을 것으로 예상되나, 그 이후에는 군용헬기 획득사업의 완료에 따라 급격한 내수 감소가 예상된다.

민수 헬기의 경우 국가 경제력 향상에 따라 공공헬기 및 민간헬기가 15년 내에 300대 수준으로 예상되고 있으며 헬기 개발과 수출을 위해서는 국제적인 수준의 국내 인증이 필요하다.

국내 민간항공기 인증은 항공법에 의거하여 이루어지며, 군 및 경찰용을 제외하고는 국내운영을 위해 국내인증이 필요하다. 국내 회전익기 인증 기준은 미국 FAR의 기준을 그대로 도입하여 KAS(Korean Airworthiness Standards)를 제정하였으나, 이를 실제 헬기개발에 적용하기 위해서는 각 세부기준에 대한 기술적인 해석, 적합성 입증 및 평가 기술, 해설문서의 개발 등과 같은 인증역량의 확충이 필요하다.

민수 헬기 수출시 국내 인증을 바탕으로 한 수입국가의 인증이 필요하며 특히 FAA의 인증은 세계 최대시장인 미국에 수출하고 세계적인 인정을 받기 위해 필수적이다. 미국과의 BASA는 국가간의 기본적인 행정협정인 Executive Agreement(EA)와 실무부처인 감항당국 간의 이행절차인 Implementation Procedures(IP)로 구성되는데 특히 항공기 인증에 관한 IP를 Implementation Procedures for Airworthiness(IPA)라고 한다. 우리나라는 2008년 2월 19일에 미국과 BASA를 체결하였으며 현재 IPA는 TSO품(기술표준품)에 국한되어 있다. 현재 미국과의 BASA는 체결되어 있지만 우리나라에서 인증한 항공기 제품에 대해 미국 FAA의 인증을 취득할 수 있는 항공기 제품의 범위는 TSO품까지 이며 항공기에 대해 인증을 받으려면 IPA를 항공기까지 확대해야 한다.

국내 헬기 기술력은 조립생산(500MD), 기술도입생산(UH-60, BO-105) 및 몇 차례의 개량사업을 통해 확보되어 왔으며 한국항공우주연구원(항우연)에서는 Super Lynx 의 절충교역을 통해 Westland사로부터 기술이전 받은 바 있다. 또한 힌지없는 허브시스템 등 일부 첨단기술의 선행연구 수행한 바 있다.

<표 70> 국내에서 수행된 주요 헬기 관련 사업

사 업 명	사업기간	주관기관
· 해상작전 헬리콥터(Super Lynx) 절충교역 기술이전 프로그램	98 ~ '00	한국항공 우주연구원
· 헬리콥터용 힌지없는 허브시스템	00 ~ '03	

핵심기술 선행연구		
· BELL 212/412 동체 제작사업	87 ~ '96	한국항공 우주산업 (주)
· 다목적 무인헬기(ARCH-50) 개발사업	92 ~ '97	
· BK-117 헬리콥터 사업	92 ~ '95	
· SB-427 국제공동개발	96 ~ '99	
· KLH(BO-105)조립 사업	98 ~ '99	
· LYNX로터 성능개량 사업	00 ~ '04	
· FLIR 장착 개발 사업	00 ~ '03	
· 민수용 쌍발경헬기 429 개발사업	04 ~ '07	
· 한국형헬기 개발사업(KHP)	06 ~ '12	
· 500MD 헬리콥터 제작사업	76 - '88	(주)대한항공
· UH-60P 헬리콥터 제작사업	90 - '99	

현재는 KHP개발을 통해, 기존의 기술도입 생산 위주의 부품조달 방식에서 탈피하여 핵심구성품의 연구개발 국산화 및 기술 확보가 진행 중에 있다. KHP 개발사업은 지식경제부와 방위사업청이 국책사업으로 공동추진되고 있다.

지식경제부는 민·군 겸용 핵심 부품 개발, 방위사업청은 체계종합 및 군용 핵심 부품 개발을 담당하고 있으며, 개발기간은 2006.6~2012.6 (73개월) 동안 수행되고 있으며, 개발예산은 약 1조 3천억원이며 3개 개발주관기관에서 참여 중에 있다.

<표 71> 한국형 헬기 개발을 위한 기관별 담당 업무

구 분	한국항공우주산업	국방과학연구소	한국항공우주연구원
계	기본헬기 51개	임무장비 26개	기본헬기 23개
개발대상 구성품 (71개)	동체, 비행조종계통, 동력전달계통 등 (38개)	VHF-FM무전기, 임무탑재장비통합, 생존장비통합 등 (15개)	로터블레이드, 로터허브/조종, 엔진 등 (18개)
구매대상 구성품 (29개)	아날로그계기, 압력조절밸브 등 (13개)	U/VHF-AM무전기, 피아식별장비 등 (11개)	압축기, 입자분리기 등 (5개)

2008년 국방기술품질원이 연구한 결과에 따르면(KHP사업 기술수준 제고효과 조사분석연구, 국방기술품질원, 2008.12), KHP 이전인 2005년 대비 이후인 2012년의 우리나라 헬기 관련 기술은 세계 수준과 비교 시 59%에서 79%로 20% 정도 증가할 것으로 예측된다. 분야별로는 설계/해석 기술은 56%에서 77%, 제작/조립 기술은 66%에서 84%, 시험평가 기술은 61%에서 83% 증가될 것으로 기대되며, 현재 취약기술과 경쟁 우위기술은 다음과 같다.

<표 72> 취약 기술

구분	세부 기술
체계종합	· 소음해석 기술 · 체계생존성 분석/적용 기술
로터계통	· 제빙계통 설계/해석 기술 · 동시공학기법의 최적화 설계/해석 기술 · 댐퍼/탄성체 베어링/히팅 매트 제작 기술
엔진계통	· 엔진제어기 설계/해석 기술
상태 감시 장치	· 알고리즘 설계 기술 · 데이터 획득 기술 · 데이터 해석/상태진단 기술

<표 73> 경쟁 우위 기술

구분	세부 기술
보조동력장치	· APU 부품 제작 및 조립 기술
MFD/CDU	· MFD/CDU 기술
항공기 구성품	· 응력해석 기술
RWR	· 신호분석 알고리즘 기술
Electrical Master Box	· Electrical Master Box 설계 기술
연료펌프	· BLDC Motor Driven 연료펌프 개발 기술
구동기	· 유압식 구동기(Actuator) 개발 기술
안테나	· 소형화/저전력화 MS 안테나 설계 기술

KHP에도 불구하고, 일부 핵심기술은 추가적인 기술개발이 필요한 상황이며 차기 사업을 위해서는 선행개발/확보가 필요한 기술이 있으며 헬기 관련 시험평가 설비는 대부분 확보된 상황이나 비행시험설비 등 일부 설비는 보완, 신규 확보가 필요하다.

현재 국내의 헬기 체계업체는 KAI 로 전문화 계열화는 곧 폐지 예정 있다. 헬기 면허 생산의 경험을 갖춘 대한항공과 같은 업체도 체계 분야에 진출 가능 하다. 현제 헬기 체계업체인 KAI는 5대 메이저 업체와 시장점유율과 기술력 관점에서 비교하면 아직 많이 미흡한 수준에 있다. '08-'12년간 누적매출 규모 면에서 Sikorsky사의 3%정도 수준이나, KHP 양산이 본격화되는 '13~'17년간 누적매출 규모면에서는 14%수준으로 높아질 전망 이다.

다. 국내 관련 업체 기술 현황

국내 부품 분야는 한국항공우주산업진흥협회에 등록된 회원사 기준으로 체계업체를 제외한 항공기 부품, 소재업체는 '08년 현재 39개이다. KHP개발사업의 70개 구성품 개발에 참여하는 1차 협력업체는 총18개사이며 2차 협력업체는 총47개 업체가 참여 중에 있다.

국내 엔진 및 APU 전문업체인 삼성테크윈의 경우 세계시장 점유율 1%(가스터빈 엔진), 0.6%(APU) 수준임. 주요매출은 엔진정비, 조립, 부품 등에서 최근 3년간 점진적으로 증가하고 있으며, 내수뿐 만 아니라 수출도 전체 매출의 31%수준 차지하고 있다. 이외에 LIG넥스원, 한화 등 부품업체는 활발한 사업확장을 계획하고 있으며, 일부업체는 수백억원 수준의 매출규모를 가지나 대부분의 업체는 수십억원 수준 매출규모이다.

5. 국내 헬기 정책 현황

국내 항공 산업 진흥 및 발전 정책에 의하여 차세대 성장 산업으로 항공우주산업을 선정하였다. 현재까지 자동차, 반도체, 조선 등의 주력 산업에서 항공우주산업 발전계획을 수립 하였다. 현재 까지 고정익 관련 항공기 발전과 병행하여 KUH 연구개발, 민수 헬기 및 공격헬기(KAH) 국내 연구 개발 가능성 연구 등이 진행 되고 있다.

일본과 독일 등의 선진국과 대비하여 GDP대비 총 연구개발예산 부문의 재원 비중 은 크게 떨어지지 않으나 아직까지는 선진국에 비해 연구개발 예산에 대한 절대 금액이 뒤쳐지는 실정이다.

국토해양부 건설교통 R&D사업 중 신규 항공교통분야의 업무 추진전략 마련이 필요한 시점이다. 국토해양부에서 2006년 5월 건설교통 R&D 혁신로드맵 확정에 따라 항공교통분야 R&D 개편 및 신규 사업 창출을 위한 구체적 추진계획 수립이 필요하다. 또한 항공우주산업은 "미래사회 삶의 질 향상을 위한 Value Creator-10" 사업의 하나로 선정됨에 따라 구체적 추진전략 마련이 필요하다. 항공분야는 건설 및 철도 등 타 분야에 비해 신규 R&D 사업으로서 조속한 신규전략 수립이 필요한 분야이다.

본 기획연구에서는 국토해양부 건설교통 R&D 혁신로드맵 확정('06.05)에 따른 "항공선진화사업" 중 "헬기급 BASA 시범사업"과 "헬기 인증기술개발" 사업의 개발대상 헬기를 대상으로 한다. 과제 추진 필요성은 다음과 같다. 국민적 Mobility 요구의 증대와 지방자치제의 정착에 따라 항공교통의 지선망 확충이 곧 당면과제로 부상할 것이며, 이러한 신규 수요에 대응하는 항공기 및 헬기는 운용의 경제성이 보장되는 헬기급이 될 것이다. 헬기 개발 사업은 항공기의 인증 및 운항 관리시스템의 구축과 수요를 충족시켜줄 지방공항 시설확충 및 지선망 항공노선의 구축 등

이 동시에 병행 추진되어야만 진정한 효과를 볼 수 있으며, 헬기 개발사업은 그 구심체 역할을 담당하여야 할 것이다. 국산 개발 헬기의 운항안전성 확보 및 해외수출을 위해서는 선진국과 동등한 수준의 헬기 인증기술 확보가 필수적이다. 정부예산의 효율적 사용과 사업추진 시 범부처 협력이 필요한 헬기의 인증기술 확보에 앞서, 국내외 시장 및 수요 조사, 대상기종 및 적용기술 등에 대한 기술적/경제적 타당성 분석, 세부 사업추진계획에 대한 사전 검토 등이 필요하다.

가. 정부 지원정책 현황

항공산업은 기계, 전자, 소재 등 다양한 분야의 첨단기술이 집약된 종합시스템 산업으로 타 산업분야으로의 기술파급효과 및 고부가가치성이 매우 높은 국가 전략산업으로서의 특성을 가지고 있다. 특히, 항공산업은 국가안보와 직결되는 산업으로 대규모 투자가 필요하고, 초기 수익성이 불확실하기 때문에 정부주도 육성이 불가피한 산업분야이며, 세계 각국도 항공우주산업을 국가주도의 전략산업으로 육성하고 있다.

이러한 특성을 바탕으로 정부는 "항공우주산업개발 기본계획"을 바탕으로 2015년까지 세계 항공선진 G8 국가로의 진입을 목표로 하는 2015 산업발전비전과 전략을 제시하고 있다. 현재까지 추진된 국가 항공기개발은 현재 추진 중인 "한국형 헬기개발사업" 등 자주국방의 필요성에 의한 군용 항공기개발에 치중되었으며, 민항기분야 개발은 90년대 추진되었던 "중형항공기 개발사업" 및 일부 소형항공기 및 헬기 개발사업이 추진되었다.

"중형항공기 개발사업"은 중국과의 사업 주도권 문제로 인한 협상 결렬과 국내경제 IMF 경제 체제에 따라 중도에 사업을 종료하였다. 일부 소형 항공기 개발은 복합재 구조 및 전진익/선미익 등의 첨단기술의 적용을 위한 기술 확보 개념으로 추진 하였다. 군용 항공기개발에 비해 민수용 항공기 및 헬기 개발은 상대적으로 적은 투자가 이루어졌으며, 이로 인해 성과측면에서도 비교 어려움이 있다. 특히 국내 인증분야는 국제수준의 항공기 인증 경험과 기술, 제도적 인프라의 구축이 미비한 상태로서, 국내 항공기 인증 경험 부족으로 인한 항공산업 육성에도 많은 어려움이 있다. 1990년대 초반에 대한항공 주도로 개발한 5인승 경항공기 창공-91이 국내형식증명을 획득하였다. 현재 국내 인증기술기준인 KAS 제정 이전의 미약한 수준의 형식증명이다. 창공-91 이후 국내 형식증명을 획득한 민수 완제기는 전무하다. 2004년부터 항공기 부품 단계의 TSO 품목의 BASA 체결을 위한 사업이 진행 중에 있다. 현재까지 항공산업은 핵심기술확보 및 수출산업화를 위한 산자부 및 과기부의 지원을 통해 추진되었으나, 2006년 국토해양부의 건설교통 R&D 혁신로드맵 확정('06.05)으로 항공교통분야 R&D 개편에 따라 항공안전기술 및 완제기 분야의 국가 인증체계 인프라 구축을 위한 연구개발 추진계획이 수립되었다.

제3장 헬기 인증인프라

제1절 항공선진국의 항공기 인증 체계

1. 국제민간항공기구(ICAO) 인증 규정

전 세계적인 항공기 감항성 규정은 UN 산하의 ICAO (The International Civil Aviation Organization)가 회원국 간의 협조를 통한 항공안전, 항공보안 및 지속적인 민간항공의 발전시키기 위한 목적의 일환으로 제정한 국제 협약에 근거로 하고 있다. 협약의 18개 기술 부속서(technical Annexes)는 세부적인 국제 표준 및 추천사항 (SARP: Standards and Recommended Practices)을 명시하여 세부 이행에 대한 사항을 규정하고 있다. 부속서 8 (ANNEX 8)은 항공기의 운행 적합성을 규정하는 최소한의 감항성 기준을 설정하여 항공기의 설계, 제작 및 운용까지 이들 감항성 기준을 만족할 것을 요구하고 있으며 이를 위해 감항성 인증서(Certificate of Airworthiness)를 발행하여 관리하도록 규정하고 있다.

ICAO 규정은 개별 국가들이 정하는 규정이나 법률 등을 모두 포함하지 않기 때문에 개별 국가는 자국에 필요한 법령의 제정이나 상대국 법령의 수용여부 등에 대해 세부적인 이행방향을 ICAO 규정을 만족하는 범위 내에서 자국에 적합한 개별규정을 정할 수 있다. 따라서, 개별국가는 필요한 경우 상대국과 상호협약(BA: Bilateral Agreement)을 통해 이행방안을 간소화할 수 있는 방안을 모색하여야 한다. 부속서 8 (ANNEX 8)은 시카고 협약 제37조에 따라 ICAO가 정한 Airworthiness of aircraft관련 국제 표준 및 추천사항 (SARP: Standards and Recommended Practices)을 제정한 것으로 아래와 같이 7개의 PART로 구성되어 있다.

PART I. DEFINITIONS
PART II. PROCEDURES FOR CERTIFICATION AND CONTINUING AIRWORTHINESS
- Chapter 1. Type Certification
- Chapter 2. Production
- Chapter 3. Certificate of Airworthiness
- Chapter 4. Continuing Airworthiness of Aircraft

PART III. LARGE AEROPLANES
PART IV. HELICOPTERS
PART V. SMALL AEROPLANES
PART VI. ENGINES
PART VII. PROPELLERS

위의 대부분의 표준 및 추천사항은 최소한의 요구조건을 명시한 것으로 PART II

는 형식인증(Type Certification), 생산인증(Production Certificate), 감항성 인증(Airworthiness Certificate) 및 계속 감항성 인증(Continuing Airworthiness Certificate)을 PART III~PART VII 까지는 개별 항공기, 엔진 및 프로펠러의 설계 요구조건을 담고 있다.

개별 국가들은 ICAO가 정한 위의 최소한의 요구조건을 충족시키면서 자국의 여건을 고려한 세부적인 규정을 정하여 수행해야하며 형식인증(Type Certification), 생산인증(Production Certificate), 감항성 인증(Airworthiness Certificate) 및 계속 감항성 인증(Continuing Airworthiness Certificate) 등에 필요한 제반 행정조치를 취해야 한다. 일부 국가에서는 설계승인을 설계조직에 대한 인증으로 형식인증을 간소화하거나 생산인증을 생산조직을 인증함으로써 생산인증을 간소화하기도 한다. 전술한 바와 같이 ICAO의 개별 회원국은 자국에 적합한 개별규정을 정할 수 있고 필요한 경우 상대국과 상호협약(BA: Bilateral Agreement)을 통해 이행방안을 간소화할 수 있는 방안을 모색해야 하기 때문에 위의 ICAO 요구조건이 상대국에서 어떤 세부규정으로 이행되는지를 면밀히 검토해야 한다. 이러한 이유로 헬기 선진국의 항공기 인증 체계의 면밀한 검토를 수행하고 이에 따른 헬기 인증인프라를 구축할 수 있는 효과적인 전략을 수립해야 한다.

2. 미국 FAA 인증 체계

가. FAA 인증 체계 일반 사항

미국은 연방법 14장(Title 14 of the Code of Federal Regulations-CFR)으로 항공법을 정하고 있으며 감항증명 발행과 관련된 주요 내용은 다음과 같다.

- ○ 감항증명을 받기 위해서는 사전에 FAA의 형식인증을 받아야하고 이를 위해서는 연방법 14장의 CFR §§ 21.21 or 21.29 규정에 따라 FAA의 형식인증을 받아야함
- ○ FAA는 미국과 상호협약(BA: Bilateral Agreement)이 미체결된 국가에서 생산된 제품에 대해서는 감항증명을 발행하거나 감항성을 승인하지 않음
- ○ FAA는 항공기라 하더라도 감항증명을 발행하기 전에 FAA가 정한 형식인증 요구조건을 만족하면서 안전운항이 가능한지 여부를 판단하여야 하며 이러한 판단의 일환으로 전체적으로 혹은 부분적으로 BA체결국의 감항당국이 발행하는 수출 감항증명을 활용할 수도 있음
- ○ 연방법 14장의 CFR §§ 21.21 or 21.29 규정을 만족시키기 위해서는 감항성, aircraft noise, fuel venting, and exhaust emission관련 요구조건을 만족시킴을 보일 수 있는 type design(형상을 정의할 수 있는 도면, 규격서 등), 실험보고

서 및 해석결과 등을 제공하여야 하며 FAA Type Certification Data Sheets를 통해 항공기의 승인된 설계형식을 기록함

○ 항공기 및 부품에 대한 감항성 기준을 다음에서 규정함

14 CFR Parts 23 and 25 : airworthiness standards for airplanes.

14 CFR Parts 27 and 29 : airworthiness standards for rotorcraft.

14 CFR Parts 33 and 35 : airworthiness standards for the engines

우리나라는 미국과 항공기 수준에서 BA 미체결국이기 때문에 국내에서 생산된 항공기가 수출을 위한 FAA의 감항증명을 받을 수 없다. 항공 선진국에서 제작된 항공기를 우리나라로 수입하는 것은 제작국 정부가 발행하는 수출 감항증명을 발행하여 수입하려는 항공기의 감항성을 승인하고 이를 우리나라 정부가 인정하기 때문에 가능하다. 따라서 항공 선진국 입장에서는 항공법을 통하여 항공안전을 확보하려는 측면도 있으나 자국의 항공산업을 보호할 수 있는 수단도 제공한다.

반면 자국 내에서 운용되는 항공기에 대한 감항성을 수출국의 수출 감항증명으로 인정하는 관례는 수입국이 항공기에 대한 감항성 인증 능력이 없는 데 기인한 바가 크며 자국민의 생명과 재산을 항공기 사고로부터 보호해야하는 정부의 책임을 선진국 인증 시스템에 의존하기 때문에 주권행사를 수출국 정부에 이양한다는 측면도 있다.

나. 항공기 감항 인증 관련 상호협약(BA: Bilateral Agreement)

미국은 국외에서 생산된 항공기 및 부품에 대한 인증 방안을 “AC21-23B, Airworthiness Certification of Civil Aircraft, Engines, Propellers, and Related Products Imported into the United States” 에 명시하고 있다. 상호협약에는 아래의 2가지 종류가 있으며 상대국의 인증기능을 수행할 수 있는 능력의 보유여부, 항공법 및 관련 규정에 제정에 대한 검토 등에 대한 확인을 거쳐 필요한 협약을 체결한다.

○ BAA (BilateralAirworthinessAgreements)

○ BASA with IPA (Bilateral Aviation Safety Agreements with Implementation Procedures Agreements)

IPA는 BASA-IPA하에서 FAA를 대리하여 상대국 감항당국에 이양하는 인증 기능의 세부 이행에 대한 사항을 명시한 것으로 수출품에 따라 개별 IPA를 체결하여야 항가. 내용은 다음 사항을 포함한다.

○ design approval

○ production activities

○ export airworthiness approvals
○ post-design approval activities
○ technical assistance between authorities

BAA와 BASA-IPA의 체결범위에 있어서의 다른 점은 다음과 같이 요약된다.

<표 74> BAA와 BASA-IPA의 체결범위의 차이

Scope of Agreement Coverage		BAA	BASA
(1) Airworthiness approvals of civil aeronautical products		O	O
(2) Environmental approval and environmental testing - noise characteristics, fuel venting, and exhaust emissions	facility	X	O
(3) Approval and monitoring of maintenance facilities and alteration or modification facilities	Applicant's facility	X	O
(4) Approval and monitoring of maintenance personnel	Routine approval & monitoring	X	O
(5) Approval and monitoring of crews		X	O
(6) Approval and monitoring of flight operations		X	O
(7) Flight simulator qualification evaluations	qualification	X	O
(8) Approval and monitoring of aviation training establishments.	Training	X	O
(Remarks) BAA : Bilateral Airworthiness Agreement SIP : BAA Schedule of Implementation Procedures for airworthiness approvals BASA: Bilateral Aviation Safety Agreement IPA : BASA Implementation Procedures for Airworthiness			

다. BASA-IPA 협약절차

(1) BASA-IPA 체결의 필요성

■ **AC 21-23B: AIRWORTHINESS CERTIFICATION OF CIVIL AIRCRAFT, ENGINES, PROPELLERS, AND RELATED PRODUCTS IMPORTED TO THE UNITED STATES**

6. GENERAL

a. The FAA does not issue standard airworthiness certificates, nor grant airworthiness approvals, for aeronautical products manufactured in a country with which the U.S. does not have a BAA or a BASA with IPA for the kinds of products concerned. The FAA must issue a type certificate prior to the issuance of an FAA standard airworthiness certificate.

(2) FAA와의 BASA-IPA 체결 절차

Step 1. BASA-IPA 체결을 시작하기 위한 외교문서의 교환
Step 2. FAA가 미 정부 관련기관으로부터 기술확인을 위한 승인획득
Step 3. 양국간 상호 이해를 위한 회의 (familization meeting)
Step 4. 소요 비용부담 협상 및 합의
Step 5. 기술확인 (Technical Asessment)
Step 6. BASA 이행협약 협상(Negotiation of the Executive Agreement)
Step 7. IPA 협약내용 협상
Step 8. BASA-IPA 체결

(3) 각 단계별 세부 수행내용

▷ Step 1. BASA-IPA 체결을 시작하기 위한 외교문서의 교환

✓ 미국으로 수출하려는 항공기 및 부품을 생산하는 산업체를 보유한 나라에 한하여 BASA-IPA를 체결함이 원칙으로 함

✓ 외교부가 미정부(국무부: Department of State)에 BASA-IPA 체결의 필요성을 설명하고 의향서를 외교문서로 전달

✓ FAA는 외교문서를 검토한 후 BASA-IPA추진 여부 및 방안에 대한 의견 개진

▷ Step 2. FAA가 미 정부 관련기관으로부터 기술확인을 위한 승인획득

✓ FAA는 기술확인(Technical Assessment)를 수행하기 전 정부내 관련기관(Interagency Group for International Aviation)의 승인을 얻어야함

✓ 정부 관련 기관에는 Departments of Treasury, Commerce, State, Defense, the U.S. Trade Representative; the National Transportation Safety Board, and the Federal Communications Commission 등이 포함됨
✓ 정부 관련기관은 BASA-IPA 신청국에 대한 미정부의 외교정책과의 부합성을 검토하여 승인여부를 결정함

▷ Step 3. 양국간 상호 이해를 위한 회의 (familization meeting)
✓ FAA는 BASA-IPA 신청국을 방문하여 신청국의 항공기 인증시스템 현황을 파악함
✓ FAA는 (1) 신청국이 개발하려는 항공기 및 부품이 미국으로 수출하기 위해 BASA-IPA가 필요한지 여부와 (2) 독립적인 감항당국이 조직되어 신청국의 항공기 인증기준, 표준, 시행규칙 및 절차 (national aircraft certification standards, practices, and procedures)에 적합한지를 평가할 수 있는지를 판단함
✓ BASA-IPA체결을 위해서는 신청국이 ICAO가 정한 기준을 만족하는지를 나타내는 FAA의 IASAP (the FAA's International Aviation Safety Assessment Program) 기준의 1등급 자격 (Category 1 rating)을 유지하고 있어야함

▷ Step 4. 소요 비용부담 협상 및 합의 (Reimbursable Agreement Negotiation)
✓ 1997년 이후의 신규 BASA-IPA 체결 소요 비용은 신청국 부담원칙임
✓ 소요비용은 기술확인을 위해 FAA가 투입하는 시간(인건비, 경비 등)과 여행비용 등을 포함
✓ FAA가 준비한 합의서에 신청국이 서명을 함으로써 체결됨

▷ Step 5. 기술확인 (Technical Assessment)
✓ 기술확인의 주요 내용은 신청국이 인증 기능을 수행할 수 있는 기술수준 및 제도를 갖추고 있는지를 평가하는 것임
✓ 기술확인의 소요기간은 신청국의 인증 시스템이 미국과 유사성에 따라 통상 3년~7년이 소요됨
✓ FAA는 기술확인의 주요 사항은 다음과 같음

- Review, understand, and evaluate the Civil Aviation Authority's regulatory system to include its enabling legislation; the system for type, production, and airworthiness certification; and continued airworthiness;
- Review and evaluate the Civil Aviation Authority's adherence to their written rules and procedures;
- Evaluate the Civil Aviation Authority's understanding and

application of United States certification standards; and

- Provide technical training to the Civil Aviation Authority, if appropriate.

✓ BASA-IPA의 체결범위에 따라 shadow certification을 수행함

- FAA personnel will conduct a detailed review of the type design for the civil aeronautic product and review design descriptions and certification plans.

- FAA will also observe the Civil Aviation Authority in their certification of a specific product to the United States aircraft standards and practices.

- Review and evaluate the Civil Aviation Authority's adherence to their written rules and procedures;

- 세부 요구조건은 AC 21-23B로 규정하고 있음

▷ Step 6. BASA 이행협약서 협상(Negotiation of the Executive Agreement)

✓ FAA는 기술확인 후 BASA 이행협약을 위한 외교협상을 국무부에 추천

✓ 국무부은 FAA의 기술지원을 받아 외무부와 함께 BASA이행협약서 (Executive Agreement) 최종문안을 신청국과 협상

✓ BASA 이행협약서 가 기 체결된 국가에 대해서는 이 과정을 생략하고 Step 7 의 IPA 협상 단계로 진입

▷ Step 7. IPA 내용 협상

✓ BASA 이행협약서에 대한 협상과 동시에 FAA와 CAA(Civil Aviation Authority- 신청국 감항당국)는 IPA 협상문안작성과 협상을 수행

✓ IPA의 범위는 신청국의 생산품목과 감항당국의 인증 능력에 대한 평가결과에 따라 달라짐

▷ Step 8. BASA-IPA 체결

✓ 양 국가간의 BASA 이행협약은 IPA 서명 전에 이루어져야 함

✓ BASA-IPA 체결 후 양국간의 인증 활동은 이를 토대로 이루어짐

✓ Shadow certification project 가 성공적으로 수행된 경우 IPA서명 후 FAA는 설계승인서를 발행함

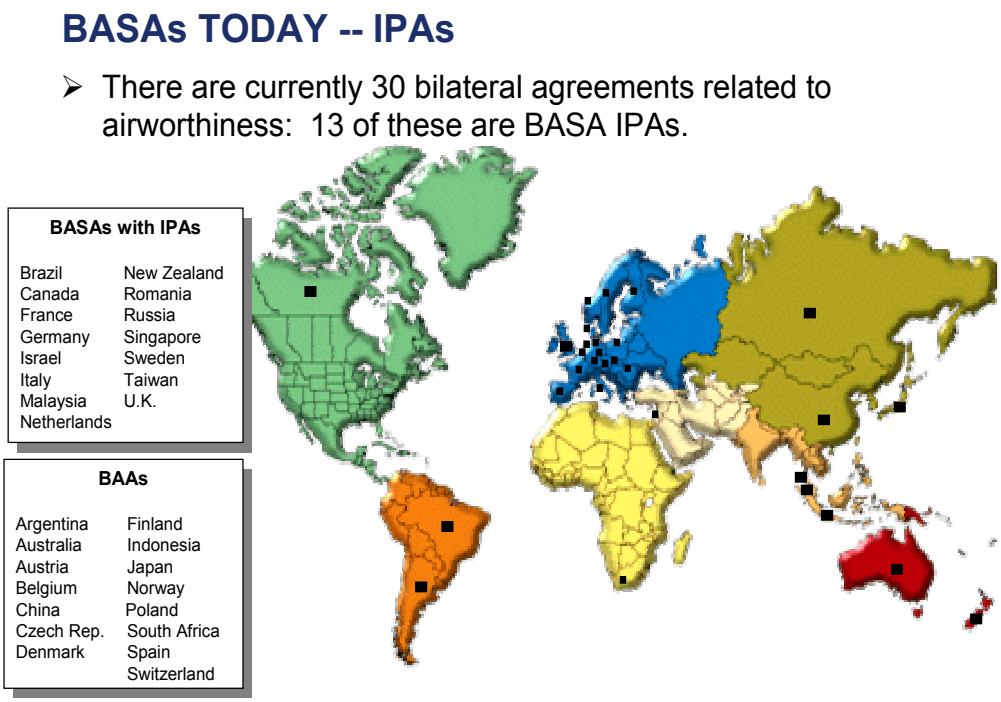
✓ 추후 신청국의 IPA를 다른 품목으로 확대할 것을 요청하는 경우 신규의 IPA협상과 필요한 shadow certification을 수행해야함

미국과 BASA-IPA 체결에 필요한 인증 인프라는 FAA의 기술확인 (Technical Asessment) 내용이 포함하는 세부 기술확인 요소로 정의할 수 있으며 헬기

BASA-IPA 추진을 위해서는 헬기 Shadow certification project 수행을 통한 신규의 IPA협상과 FAA의 설계승인(design approval)서 획득이 필요하다.

■ **미국 수출이 필요한 항공기 및 항공기 부품 제작 업체의 능력**
■ **독립성을 갖춘 감항당국의 항공기 인증 능력**
■ **FAA의 IASAP (the FAA's International Aviation Safety Assessment Program) 기준의 1등급 자격 (Category 1 rating)을 유지할 수 있는 항공안전 시스템 구축**

(4) 미국의 BASA-IPA체결현황 (2005)



<그림 126> 미국의 BASA-IPA체결현황 (2005)

라. BASA-IPA 기술확인 (Technical Assessment) 절차 및 내용

(1) 기술평가(Technical Assessment) 절차

Familization

✓ BASA-IPA 신청국의 기술수준 예비분석과 항공기 인증시스템에 대한 이해
✓ FAA가 BASA-IPA 체결 대상품목에 대해 airworthiness standards, practices, and procedures 분야에 있어 기술지원이나 교육이 필요한 항공기 인증분야의 식별

Review

- ✓ BASA-IPA 신청국의 인증시스템에 대한 상세분석
- ✓ 미국과 차이가 나는 인증시스템의 식별
- ✓ 신청국이 제안한 shadow certification product의 기술데이터(engineering data) 분석

Shadow Certification

- ✓ BASA-IPA 신청국의 shadow certification project 수행 참여
- ✓ 신청국 감항당국의 FAA 요구조건의 이해정도와 이행능력 평가하여 BASA 체결 후 FAA를 대신하여 항공기 인증을 수행할 수 있는 능력 판단
- ✓ FAA의 시험평가 검토, 인증데이터 검토 및 인증신청 업체와의 회의 참관
- ✓ FAA의 Shadoe 인증기 설계결과의 FAA 요구조건 충족여부 결정

IPA Negotiation

- ✓ 기술확인(Technical Assessment)의 성공적인 수행 후 FAA와 신청국 감항당국간 IPA 문안 협상
- ✓ BASA IPA는 다음 사항에 대한 항공기 감항성 관련 상호 수용절차를 포함
  - ☞ design approvals
  - ☞ production and surveillance oversight
  - ☞ continued airworthiness activities
  - ☞ design change approvals
  - ☞ export airworthiness approvals
- ✓ IPA에 포함되는 절차는 기술확인 결과로부터 포함범위에 대한 협상이 이루어지며 추후 이행협약(Executive Agreement)이나 여타의 IPA와 관계없이 개정 및 폐기가 가능함

(2) FAA 기술확인(Technical Assessment)의 주요내용

<표 75> FAA 기술확인(Technical Assessment)의 주요내용

Area	Technical Assessment in detail
(a) National Legislation	reviews the scope and provisions of the partner country's aviation regulations vis a vis the country's legislation.
(b) Mission/ Mission Priorities	reviews the mission and scope of the counterpart authority's work program.
(c) Organization	examines the organizational structure, its delegations of authority, the location of its offices and

	its staffing, and its plans and mechanisms for on going improvement.
(d) Personnel	examines the roles, responsibility, and authority of the CAA's personnel and the delegation of these roles and responsibilities to others. The FAA also examines the personnel's experience and training (including technical and on-the-job training).
(e) Approval Documents	examines the CAA's approval documents, including design approvals, production quality assurance system approvals, airworthiness certifications, continued airworthiness documents, and delegation of responsibility documents.
(f) Standards/Policies	reviews procedural and regulation / rule making processes of the authority. It examines current policies, operating orders, and guidance material and reviews certification procedures. The FAA also reviews the authority's design standards and production and airworthiness regulations.
(g)Design, Production and Airworthiness Certification Processes	reviews in detail the CAA's design, production, and airworthiness certification processes.
(h) Certificate Management Activities:	examines the CAA's monitoring activities for certificate holders, its continued airworthiness programs, and how the authority revises and amends approvals.
(i) Enforcement	reviews the CAA's enforcement activities, including its ability to revoke or suspend certificates, its authority to assess monetary damages, its system for determining administrative penalties, and its prohibitions on falsification of data.
(j) Communications	reviews the CAA's internal coordination process, how the CAA coordinates with other organizations, and the means by which it communicates with manufacturers, operators, and other certificate holders.
(k) Environment	reviews the relationship between the CAA and other organizations, including the partner country's aviation industry.
(Remark) CAA : Civil Airworthiness Authority of a contracting party	

(3) 헬기 인증기술 분야 확보여부

<표 76> 헬기 인증기술 분야 확보여부

Area	확보여부 (주1)	Remark
(a) National Legislation	◎	고정익기/헬기 구분없이 적용 가능
(b) Mission/Mission Priorities	◎	고정익기/헬기 구분없이 적용 가능
(c) Organization	△	헬기 관련 조직, 권한위임 등의 추가구성 및 제정 필요
(d) Personnel	△	헬기 고유 기술분야에 대한 유경험 인력확보 및 교육/훈련관련
(e) Approval Documents	○	헬기 관련 승인문서의 보완
(f) Standards/Policies:	△	헬기 관련 표준 및 정책 제정/보완
(g) Design, Production and Airworthiness Certification Processes	△	헬기 관련 인증 프로세스 확보
(h) Certificate Management Activities	◎	고정익기/헬기 구분 없이 적용 가능
(i) Enforcement	◎	고정익기/헬기 구분 없이 적용 가능
(j) Communications	◎	고정익기/헬기 구분 없이 적용 가능
(k) Environment	◎	고정익기/헬기 구분 없이 적용 가능
(주1) 소형항공기 BASA-IPA 체결 후 확보여부 범례 ◎ : 확보, △: 헬기 관련 분야 추가 확보 필요 ○: 대부분 확보		

➢ Procedurals for Technical Assessment

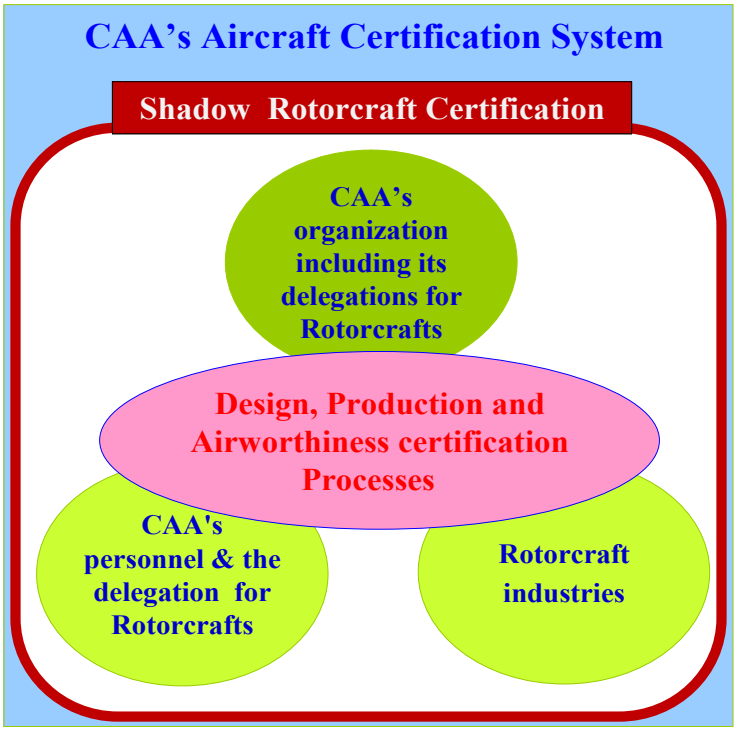


<그림 127> FAA의 BASA-IPA 체결을 위한 절차

헬기인증 인프라 구축을 위해서는 FAA의 기술확인 (Technical Assessment) 내용을 Shadow Certification project의 수행과정에서 입증이 필요하다. 소형항공기 BASA-IPA 체결을 전제로 확보될 것으로 예상하는 항공기 인증인프라 중 헬기 및 소형기에 공히 적용이 가능한 분야를 고려할 경우 다음과 같은 기술 확인 분야에 대한 인증인프라의 추가적인 확보가 필요하다.

- ✓ Organization
- ✓ Personnel
- ✓ Design, Production and Airworthiness Certification Processes
- ✓ Rotorcraft Industries

➢ **Rotorcraft Certification Infra-Structure**



<그림 128> 헬기 인증 인프라 구축의 핵심내용

마. FAA 항공기 형식증명(Type Certification) 절차

(1) 인증 프로젝트 관리 일반사항에 대한 문서화

헬기인증 인프라의 핵심내용 중 인증조직, 인력 및 인증과정에서의 감항당국의 역할을 이해하는 것은 인증 인프라의 세부내용을 파악하여 합리적인 인프라 구축방안을 제시하는 데 매우 중요하다. 감항당국이나 인증신청인이 인증절차를 정확히 이해하는 것은 The FAA and Industry Guide to Product Certification (CPI Guide)에 명시된 다음과 같은 목적을 위해 필요하다.

- ○ 시의 적절하고 효율적인 설계승인 및 생산승인
- ○ 인증관련 업무에 있어 모든 관계자들의 역할, 책임과 권한 명시
- ○ 인증기준, 항공안전 관련 주요 사항 및 사업 측면의 요구사항 들에 대한 시의 적절한 식별과 해결
- ○ 항공안전의 측면에서 통제와 감독을 통한 최적의 권한 위임

이를 바탕으로 항공기 및 항공용 부품의 인증에 대해 감항당국과 인증신청인 사이에 인증업무를 효율적으로 수행할 수 있는 장치를 마련할 수 있으며 다음의 사항을 포함한다.

○ 인증절차와 인증업무의 계획
○ 인증업무의 종합관리
○ 인증관련 업무의 문서화
○ 감항당국과 인증신청인 사이의 업무관계 명시

감항당국이 인증신청인과 인증과정에서 관련 업무를 원활하게 수행하기 위해 다음과 같은 계획을 수립하고 활용함. 감항당국과 신청인은 이들 사항의 세부적인 내용에 대해 인증 프로젝트가 수행되기 이전에 양자간에 합의를 하고 인증과정에 적용한다.

○ Partnership for Safety Plan (PSP)
▷ 인증 프로젝트의 계획과 관리를 위한 일반원칙과 기법 명시
▷ 권한 위임의 일반적인 방법, 합치성 검사(conformity inspections), 연락방법, 현안 해소 및 프로젝트 성과 평가방법 등을 포함함
▷ 인증 프로젝트 단계별 제출문건(deliverables)과 action items 등을 명시
▷ PSP의 주요 내용에 대한 예는 다음과 같음

PURPOSE
EFFECTIVITY
PARTNERSHIP FOR SAFETY
1. General
2. Corporate Planning
3. Communication and Coordination
4. Delegation
5. Production Quality System Evaluation
6. Transition Plan
CONTINUOUS IMPROVEMENT
1. Issues Resolution Process
2. Performance measures
a. General
b. Operating Norms
c. Phase Evaluation Checklist
SIGNATORIES

○ Project Specific Certification Plan (PSCP)
▷ 개별 인증 프로젝트에 대한 인증일정, 성과계측 및 프로젝트에 대한 정보 등 PSP를 개별 인증 프로젝트에 적용에 필요한 일반적인 방법을 명시

▷ PSCP는 인증신청인이 개발하려는 항공기가 제반 규정을 충족시킴을 입증하기 위해 마련한 인증계획서(Certification Plan)를 근거로 마련됨.

▷ FAA는 인증계획서를 기반으로 ACO (Aircraft Certification Office)의 상위 관리계획인 CPP (Certification Project Plan)를 수립하고 이를 기반으로 PSCP의 내용을 협의함

PSCP = certification plan + CPP+ details (recommended in The FAA and Industry Guide to Product Certification)

▷ PSCP의 주요 내용에 대한 예는 다음과 같음

PURPOSE
EFFECTIVITY
PRODUCT APPROVAL
1. Project Description
2. Project Schedule
3. TSO and JTSO Application and Means of Compliance
a. TSO Application
b. TSO Table and Minimum Operational Performance Standards
4. Communication and Responsibilities
a. Communication
b. Roles and Responsibilities
5. Delegation
6. Testing Plan
a. General
b. Flight Test
c. Configuration Control
7. Compliance Documentation
PRODUCTION APPROVAL
POST APPROVAL REQUIREMENTS - COMPLIANCE SUMMARY
DOCUMENT
PROJECT ISSUES PLANNING
CONTINUOUS IMPROVEMENT
1. General
2. Phase Evaluation Checklist
SIGNATORIES

○ Phase Evaluation Checklists

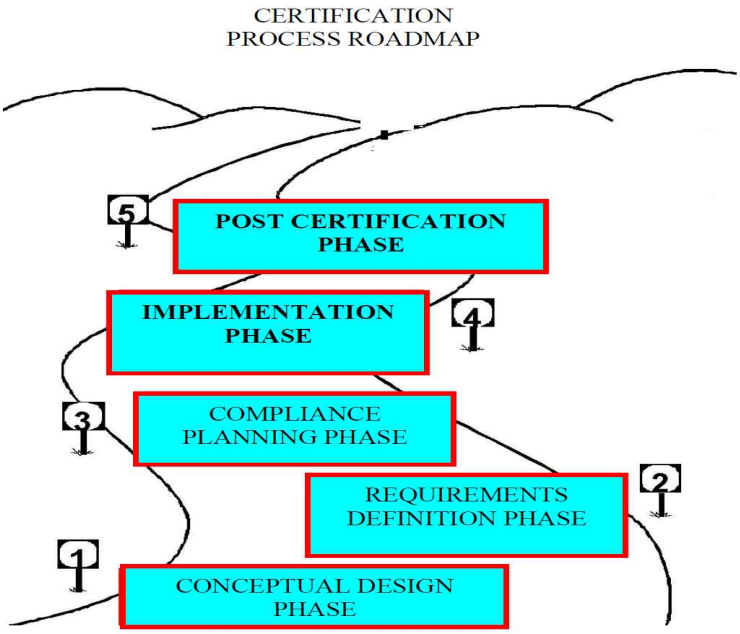
▷ 인증단계별 프로젝트 관리의 툴로 활용됨

▷ 감항당국과 신청인 PM(Project Manager)가 공동으로 작성하며 PSCP의 일정에 따른 인증단계별 인증업무의 종결여부의 점검사항을 포함함

(2) 인증과정의 단계별 구분 및 인증참여 인력의 주요 역할

인증단계는 5단계로 구분되며 단계별 다음의 세부사항을 포함함

○ 각 인증단계에 대한 정의
○ 각 인증단계의 인증업무 및 필요한 정보
○ 각 인증단계의 제출물
○ 각 인증단계의 수행완료 조건
○ 인증 참여 인력의 역할 (Key Players's Role)



<그림 129> 인증단계의 로드맵

Phase I - Conceptual Design

This Phase is initiated when the Applicant begins design concept for a product that may lead to a viable certification project. The intent is to ensure early, value added, joint involvement with an expectation to surface critical areas and the related regulatory issues, and begin formulating a preliminary Project Specific Certification Plan (PSCP). This is an opportunity to apply the PSP principles to develop a mutual understanding of potential new projects.

Phase II - Requirement Definition

Efforts in this Phase clarify the product definition and the associated risks, and conclude with a mutual commitment to move forward with product certification. Specific regulatory requirements and methods of compliance or critical issues are formulated. A more formal PSCP is developed.

Phase III - Compliance Planning

During this Phase a PSCP is completed. The plan is a tool to which the responsible parties commit and use to manage the product certification project.

Phase IV - Implementation

During this Phase the Applicant and FAA work closely in managing, refining, and achieving their agreed PSCP to ensure that all agreed upon product specific certification requirements are met.

Phase V - Post Certification

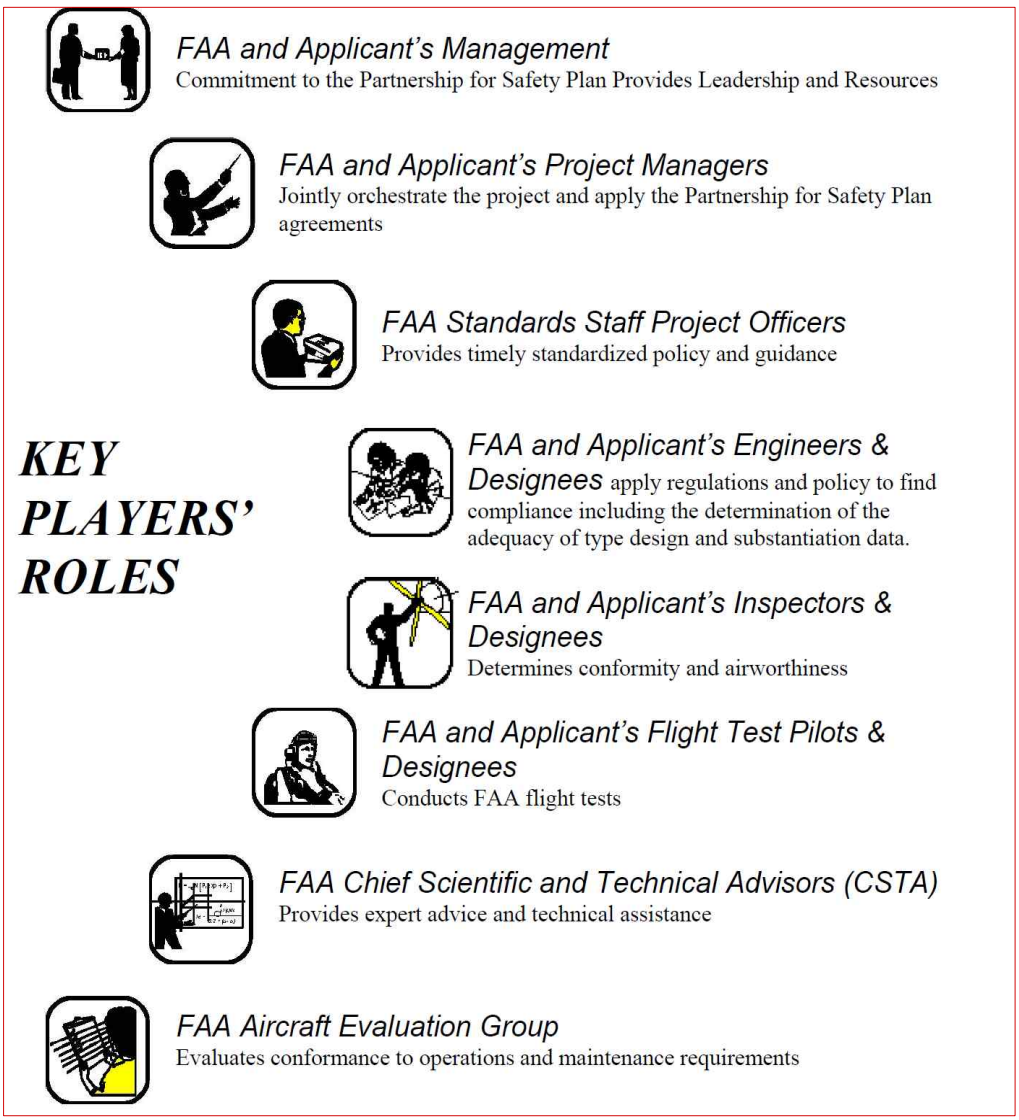
During this Phase close-out activities provide the foundation for continued airworthiness activities and certificate management for the remainder of the product's life cycle.

인증단계별 주요 인증업무, 요구되는 정보, 제출문건 및 각 단계의 완료조건 등은 부록에 세부내용을 명시하고 있다. 인증 참여인력의 주요 역할은 다음과 같음(세부내용: 부록)

<표 77> 인증 참여인력의 주요 역할

구 분	역 할
FAA and Applicant's Management	Makes commitment to the PSP and provides leadership and resources.
FAA and Applicant's Project Managers	Jointly orchestrates the PSCP and apply the PSP agreements.
FAA Standards Staff Project Officer	Provides timely standardized policy and guidance.
FAA Engineers and Designees	Apply regulations and policy to find compliance including the determination of the adequacy of type design and substantiation data.

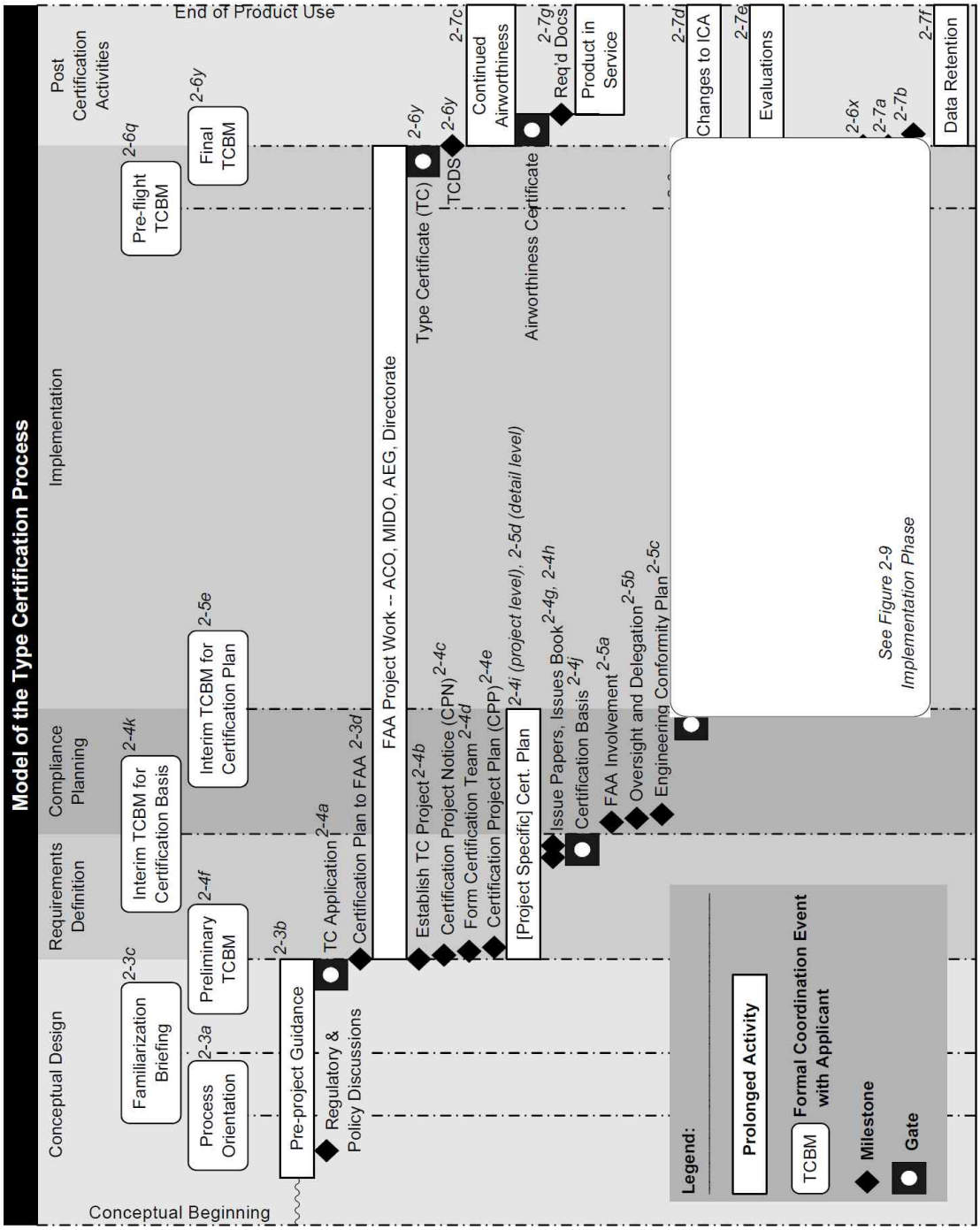
FAA Inspectors and Designees	Determine conformity and Airworthiness.
FAA Flight Test Pilots and Designees	Conduct FAA flight tests.
FAA Chief Scientific and Technical Advisor (CSTA)	Provides expert advice and technical assistance.
FAA Aircraft Evaluation Group (AEG)	Evaluates conformance to operations and maintenance requirements.



<그림 130> Key Player's Roles

(3) 형식인증 세부절차 및 주요 업무

FIGURE 2-1. TYPICAL TYPE CERTIFICATION PROCESS



<그림 131> Typical type certification process

Phase I - Conceptual Design

- Process Orientation
- Pre-Project Guidance
- Familiarization Briefing
- Certification Plan

Phase II - Requirement Definition

- Application for TC, Amended TC, and PC
- Establishment of TC Project
- Certification Project Notification (CPN)
- Form the Certification Team (and TCB)
- Develop Certification Project Plan (CPP)
- The Preliminary TCB Meeting
- Issue Paper
- Issues Book
- The Project Specific Certification Plan (PSCP)
- Certification Basis
- Interim TCB Meeting for Certification Basis

Phase III - Compliance Planning

- FAA involvement
- Oversight and Delegation
- Conformity for Engineering Purposes
- Completed [Project Specific] Certification Plan
- Interim TCB Meeting for [Project Specific] Certification Plan Agreement

Phase IV - Implementation

Compliance Data Generation Activities

- Conformity Inspections
- Applicant Test Plan and FAA Approval
- Before Witnessing Engineering and Flight Tests
- Engineering Certification Tests
- Engineering Compliance by Inspection
- Analysis.
- Experimental Airworthiness Certificate
- Applicant''s Flight Tests

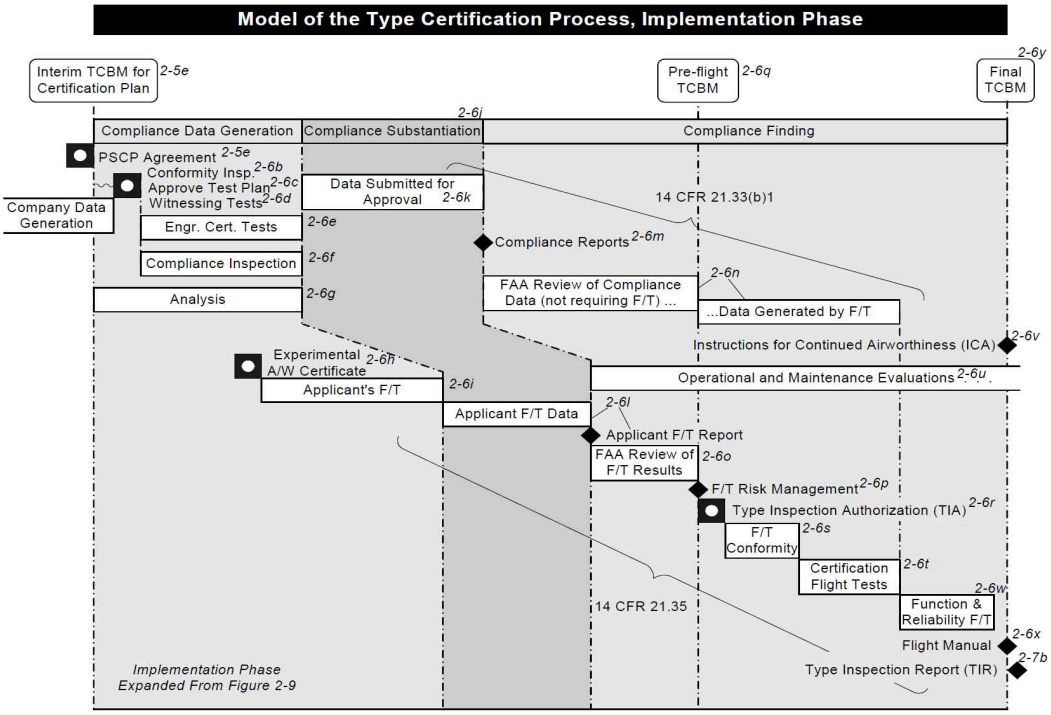
Compliance Substantiation Activities

- Compliance Substantiation-General
- Data Submitted for Approval
- Applicant Flight Test Data and Report
- Compliance Reports

Compliance Finding Activities

- FAA Review of Compliance Data
- Review of Applicant''s Flight Test Results
- Flight Test Risk Management Process
- Pre-Flight TCB Meeting
- Type Inspection Authorization (TIA)
- Flight Test Conformity Inspection
- Certification Flight Tests
- Operational and Maintenance Evaluations
- Instructions for Continued Airworthiness (ICA)
- Function and Reliability (F&R) Flight Testing
- Aircraft Flight Manual
- Final TCB Meeting, Issuance of Type Certificate & Data Sheet

FIGURE 2-9. TYPICAL TYPE CERTIFICATION PROCESS, IMPLEMENTATION PHASE



<그림 132> Typical type certification process implementation phase

Phase V - Post Certification

- Certification Summary Report
- Type Inspection Report (TIR)
- Continued Airworthiness
- Changes to Instructions for Continued Airworthiness (ICA)
- Post-Certification Evaluations
- Data Retention
- Required Documents

바. FAA의 위임(delegation)제도

(1) FAA의 위임(delegation)제도 일반사항

앞절의 형식인증 절차의 세부이행계획인 PSCP (Porject Specific Certification Plan)는 FAA의 인증권한에 대한 위임 사항을 포함하고 있다. FAA는 인증프로젝트와 항공기의 안전에 중대한 영향을 주는 결정이나 활동에 대해서는 FAA 인원이

직접 참여함을 원칙으로 FAA 인원의 직접 참여의 효과가 없는 경우에는 위임자(DER: Deligated Engineering Representatives)를 지정하여 최대한 권한을 위임하는 것을 원칙으로하고 있다. FAA는 권한 위임에 따른 위험성 관리를 위해 경험이 풍부한 FAA PM(Project Managers)들을 프로젝트 팀원으로 참여시켜 비행안전에 중대한 사항들을 식별하고 대처토록 함으로써 관리감독에 소홀함이 없도록 한다. FAA는 권한 위임의 범위는 다음과 같은 인증신청인의 능력도 고려하여 설정한다.

○ 인증신청인의 경험
○ 인증신청인의 인증관련 내부 절차
○ 인증신청인이 추천한 위임자에 대한 검토

이외 이전의 프로젝트 경험으로부터 FAA가 DER의 성과에 불만족스러운 경우나, 프로젝트의 감독과 DER 감독 및 FAA 요원의 경험축적을 위한 목적으로도 FAA 요원을 프로젝트에 직접 참여하게 한다. FAA는 효율적인 인증인력의 운영을 위하여 다음 기술 분야에 대한 위임제도(delegation)를 운영한다.

▷ Engineer
▷ Inspector
▷ Flight Test Pilot

(2) FAA의 위임계획 수립 및 감독

FAA DER managers는 FAA 요원의 직접참여 여부를 결정함에 있어 다음의 사항을 검토한다.

(i) FAA ACO (Aircraft Certification Office)의 검토가 불필요한 항목
(ii) FAA ACO (Aircraft Certification Office)의 검토가 효과적인 항목
- 프로젝트 및 DER의 감독
- DER 운용에 문제가 있는 경우
(iii) FAA ACO (Aircraft Certification Office)의 검토가 필수적인 항목
- 인증데이터의 승인과 같은 핵심 분야
- FAA 요원이 참여하지 않을 경우 중대한 위험이 초래되는 분야
- FAA PM이 FAA 인력의 직접관리를 통해 프로젝트 관리가 용이한 분야

위임계획은 PSCP에 포함되는 내용으로 각 DER에 대해 다음의 사항을 정의한다.

○ 위임자 성명
○ 위임자가 담당하는 감항기준 및 입증방법 (method of compliance)
○ 위임자의 참여일정 및 참여장소
○ FAA 요원의 참여내용 (성명, 입증방법, 일정 및 장소)

FAA와 신청인간의 합의를 통하여 구체화되며 아래 위임 계획의 예에서와 같이 인증항목의 중요도에 따라 FAA인원의 직접참여 분야 및 DER의 업무범위 등을 명시한다.

<표 78> 위임 계획의 예

Regulation		MOC	Criticality				DER Name/number	Projected Date of finding	Test Location
Section	Amdt.		(scale 1-5)	DER Approve	DER Recommend	FAA Approve			
25.301(a)	23	Analysis using computer loads model B700	2	x			Fred Evans DERY123456NM	2/22/02	N/A
25.789(a)	46	Inspection of aircraft installation	3	x			Mary Anderson DERY123457NM	5/22/02	N/A
25.1309(a)	41	Review of hazard functional hazard analysis	4		x		Jess Meyer DERY123458NM	3/22/02	N/A
25.1329(a)	46	Flight Test	5			x	N/A	9/22/02	Yuma

(3) FAA의 위임(delegation)제도 세부사항

(가) 관련문서

▷ FAA Order 8110.37D Designated Engineering Representative (DER) Handbook

▷ FAA Order 8110.8C Designee Management Handbook

(나) FAA Order 8110.37D의 주요 내용

▷ DER 제도 운용의 주요 절차

▷ DER 제도 운용 관련 권한사항

▷ DER 운용분야 (부록: DER 기능 분야 및 분야별 위임범위)

(가) Structural Engineering

(나) Powerplant Engineering

(다) Systems and Equipment Engineering

(라) Radio Engineering

(마) Engine Engineering

(바) Propeller Engineering

(사) Flight Analyst

(아) Flight Test Pilot

(자) Acoustical Engineering

▷ DER의 세부 업무와 책임범위

▷ DER 제도 운용 관련 관리체계 및 관리절차

▷ DER의 인증관련 세부 활동내용

- ✓ Type Certification Projects
- ✓ Acoustical DER
- ✓ Test Plans
- ✓ Test Witnessing
- ✓ Flight Test Pilot DER
- ✓ Changes In Type Design
- ✓ Material Review Board Actions
- ✓ Approval of an Alternative Method of Compliance to an Airworthiness Directive
- ✓ Approval of Service Documents
- ✓ DER International Operating Procedures
- ✓ PMA (Parts Manufacturer Approval) Identicality Procedures
- ✓ Repairs and Alterations
- ✓ Flammability Testing of Interior Materials
- ✓ Technical Standard Order Authorization (TSOA) Procedures

(다) FAA Order 8110.8C 주요 내용

▷ AIR(Aircraft Certification Service) ROLES AND RESPONSIBILITIES

▷ AIR DESIGNEE AUTHORITY AND RESPONSIBILITIES

▷ AIR APPLICATION PROCESS

▷ AIR DESIGNEE APPOINTMENT PROCESS

▷ AIR APPEAL PROCESS

▷ AIR DESIGNEE ORIENTATION

▷ DESIGNEE TRAINING

▷ AIR DESIGNEE OVERSIGHT

▷ AIR DESIGNEE RENEWAL

▷ TERMINATION OF DESIGNATIONS

▷ DESIGNEE FILES

▷ AFS DAR AND ODAR PROCEDURES

(Note)

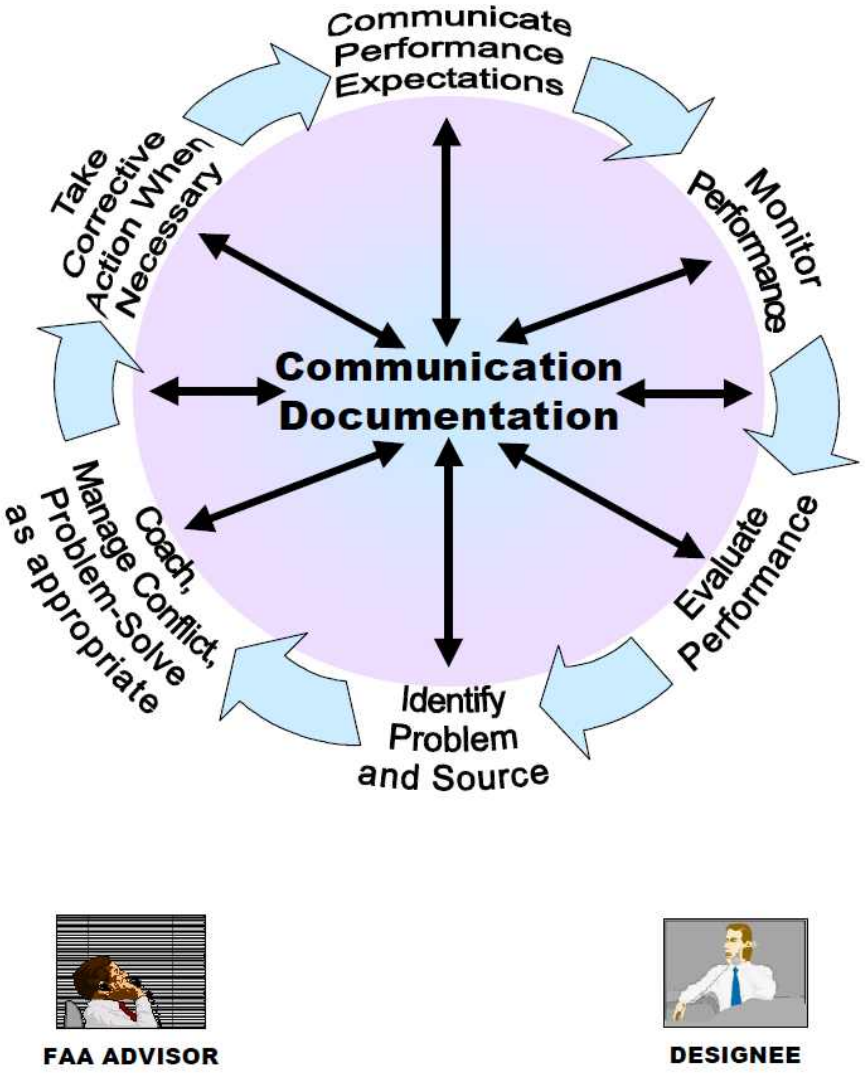
AFS : Flight Standards Service

DAR : Designated Airworthiness Representative

ODAR : Organizational Designated Airworthiness Representative

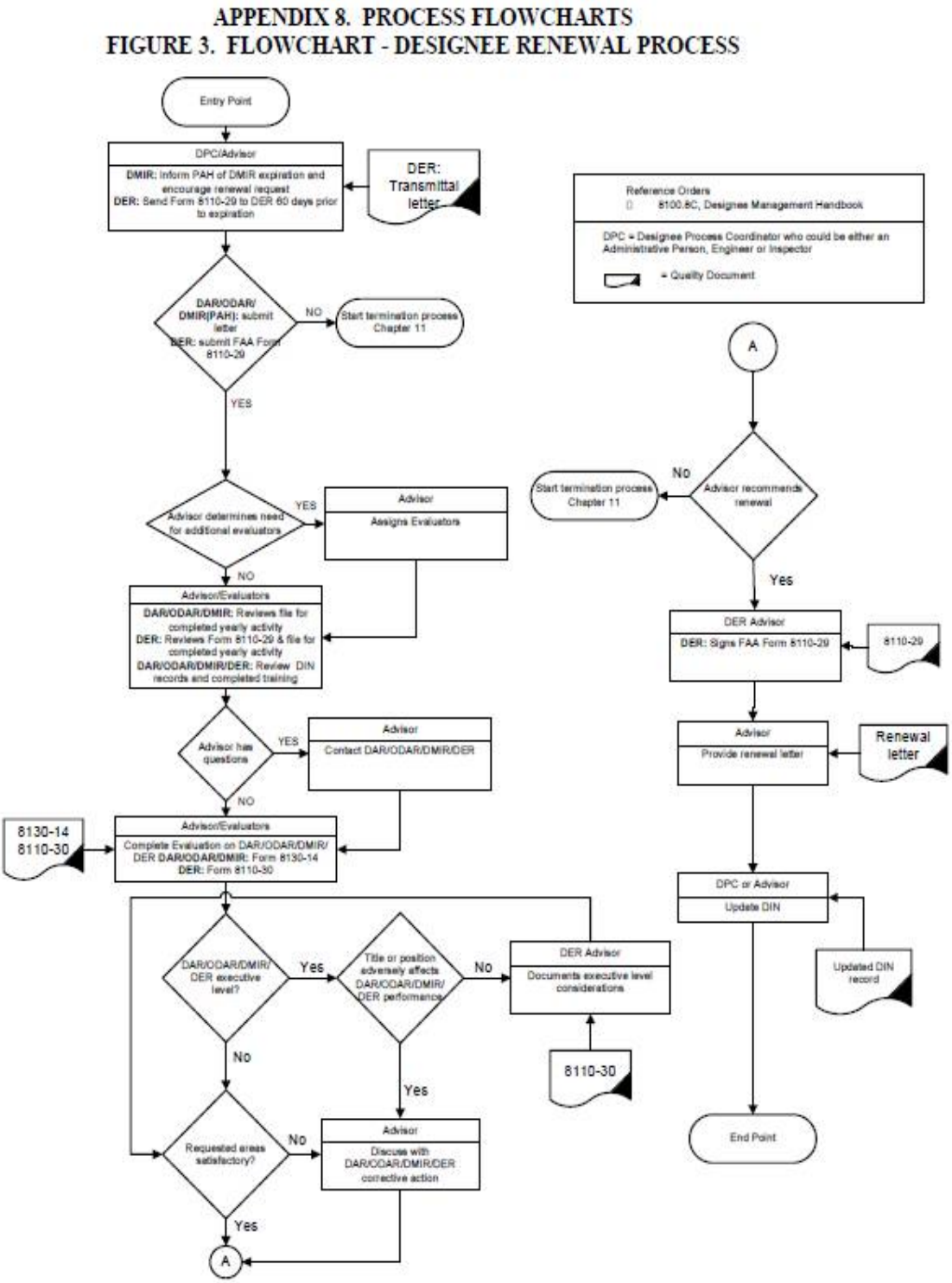
(라) Designee 관리/감독절차

APPENDIX 8. PROCESS FLOWCHARTS
FIGURE 2. GRAPHIC - DESIGNEE OVERSIGHT PROCESS



<그림 133> Graphic designee oversight process

(마) Designee 갱신 절차



<그림 134> Flowchart - Designee renewal process

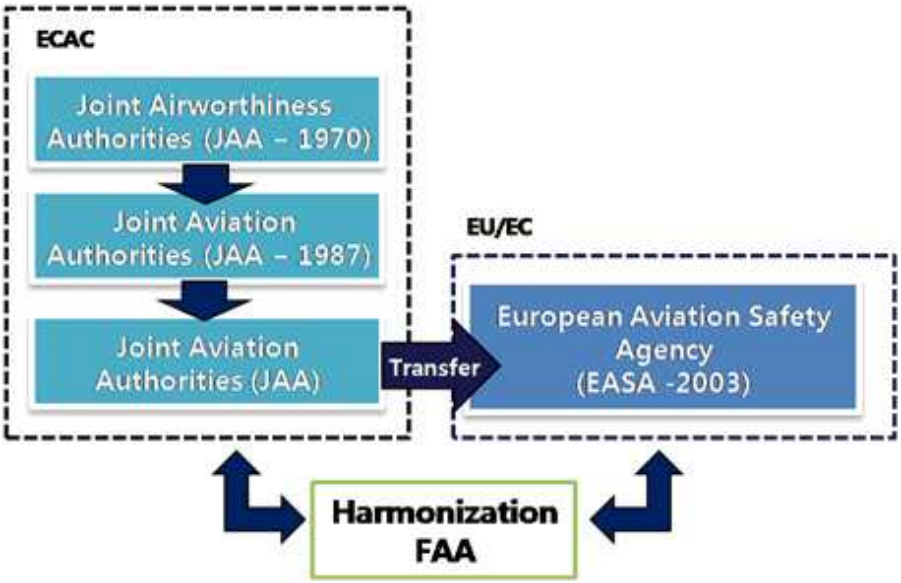
3. 유럽 EASA 인증 체계

가. EASA 인증체계

(1) 유럽항공안전기구(European Aviation Safety Agency)

(가) 설립 목적

유럽항공안전기구(이하 EASA)는 유럽연합 내의 민간 항공 안전 수준을 높이기 위해 2003년 9월 28일 설립 되었다.



<그림 135> EASA 설립 과정

(나) 임무

EASA는 항공기 생산품 ,설계, 생산과 운영유지 조직에 대하여 감항 및 환경보호와 관련한 인증(Certification)을 수행한다.

(다) 인증범위

EASA에서는 크게 생산품에 대한 인증과 조직에 대한 인증 두 가지로 구분하여 인증을 발행하고 있다. 설계와 생산, 유지, 교육과 관련한 기관에 대한 인증을 발행하고 있는 것이 특징적이다.

① 생산품에 대한 인증

- Type Certification(형식증명)
- Supplement Type Certification(STC:부가형식증명)
- ETSO-Authorisation, Modification/Repairs, Corrective Actions(Airworthiness Directives)

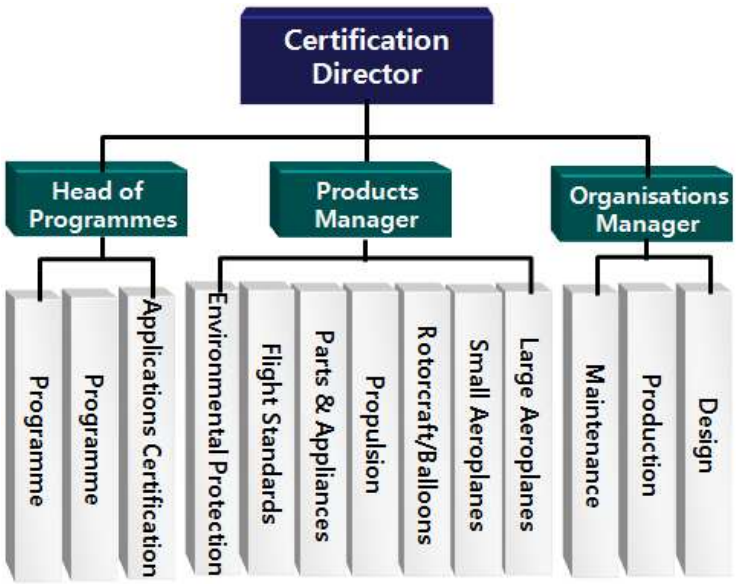
② 조직에 대한 인증

- Design Organisations(EU and Foreign : EU국과 외국의 설계 조직에 대한 인증)
- Non EU Production Organisations(EU이외 국가의 생산 조직에 대한 인증)
- Non EU Maintenance/Training Organisations(EU이외 국가의 운영유지 및 교육기관에 대한 인증)

(2) EASA의 인증 조직과 절차, 기준

(가) 인증 조직

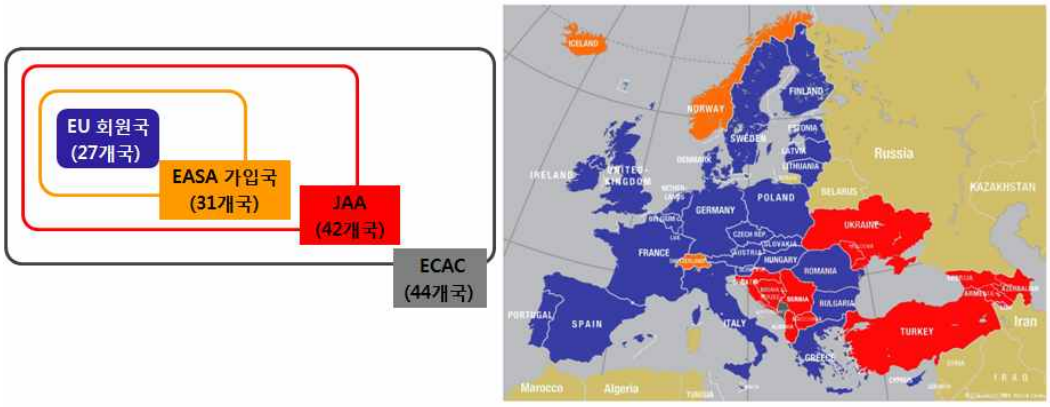
EASA의 인증조직은 인증총책임자 아래에 프로그램 관련 조직, 생산품 관련 조직, 기관관리조직 세 부문으로 나누어 구성되어 있다. 인증기관에 대하여 별도로 관리하고 있는 것이 특징적이다. 기관에 대한 인증 절차를 마련해 놓는 것은, 업체 또는 기관이 인증 과정을 보다 효율적으로 수행할 수 있다는 것에 초점이 있다. 생산품에 대한 인증과 함께 업체 또는 기관에 대한 인증을 발행함으로써, 매번 인증을 받는 것이 아니라 한번의 인증으로 생산품을 생산할 수 있는 인증을 획득할 수 있다는 장점이 있다.



<그림 136> EASA의 인증 조직

(나) EASA 가입국 현황

프랑스, 독일, 영국, 오스트리아 등 27개국의 유럽연합 회원국과 EEA (European Economic Area) 소속인 노르웨이, 아이슬란드, 리히텐슈타인 및 스위스 등 총 31개국이회원국으로 가입하고 있다. 현재, JAA는 조직적으로는 존재하나 인증업무에 관한 기능은 EASA에 이관한 상태이며, 과거 42개 회원국 중 EASA에 가입하지 않은 회원국의 운항, 면허 및 법규제정 등에 관해 EASA와 동등한 항공안전성을 확보할 수 있도록 조정업무와 이들 국가에 대한 교육훈련을 맡고 있다.

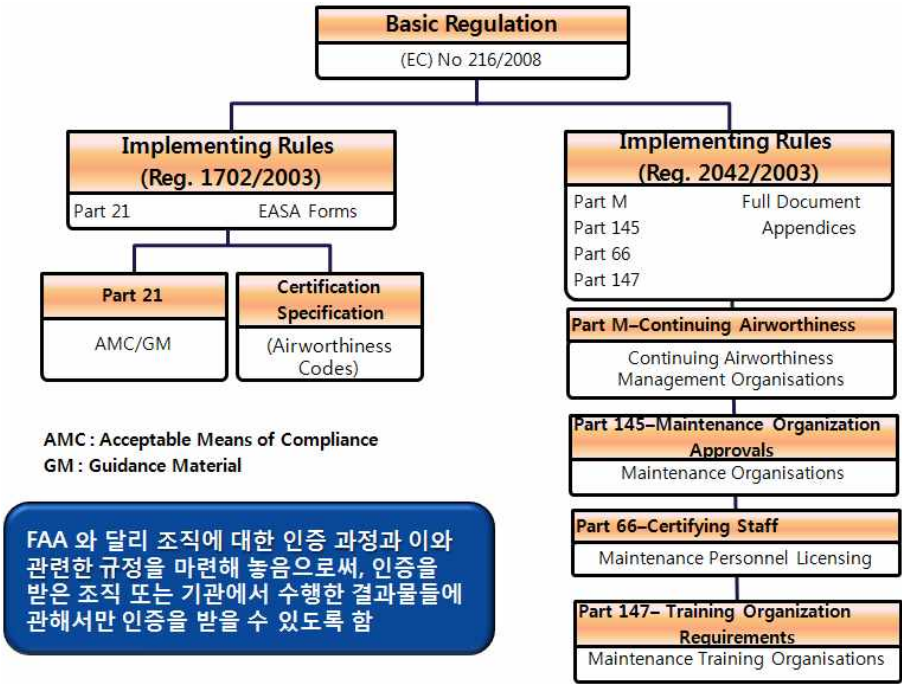


<그림 137> EASA 가입국

(다) 항공기 인증규정 구조

기본적인 규정을 마련해놓고, 각각의 세부규정과 개정된 규정을 세분화하여 분류하고 있다. 특히 설계 조직과 생산 조직, 유지 조직, 교육 조직에 대한 인증 과정과 이와 관련한 규정을 마련해 놓음으로써, 인증을 받은 조직 또는 기관에서 수행한 결과물들에 관해서만 인증을 받을 수 있도록 하였다.

이는 어떤 회사나 기관, 조직이든지 인증기관으로 선정될 수 있는 자격은 있으나, 모두가 인증을 받을 수 있는 것이 아님을 의미한다. 예를 들어 Design Organization Approval의 경우, 국가별로 분류하여 회사마다 해당 생산품에 대한 설계 조직 인증 승인에 대한 번호를 부여하여 관리하고 있으며, 이와 관련한 규정을 마련해 놓고 있다.



<그림 138> EASA 인증규정 구조

(라) EASA 와 KAS ,FAA 인증 규정 비교

<표 79> 인증규정 비교표

분야	(KCASA-KAS)	FAA-FAR	EASA-CS
정의및약어	Part1	Part1,3	CS-Definitions
활공기및동력활공기	Part22	AC21.17-2A	CS-22
보통,실용,곡기,커뮤터류	Part23	Part23	CS-23
수송급감항유지및안전향상		Part26	
대형비행기	Part25	Part25	CS-25
소형회전익항공기	Part27	Part27	CS-27
대형회전익항공기	Part29	Part29	CS-29
비행선	Part30	FAA-P-8110-2	
유인자유기구		Part31	
엔진	Part33	Part33	CS-E
항공기엔진배출및연료분사	Part34	Part34	CS-34
프로펠러	Part35	Part35	CS-P
항공기소음	Part36	Part36	CS-36
경량비행기		AC21.17-3	CS-VLA
경량회전익항공기			CS-VLR
보조동력장치		*TSO에포함	CS-APU
기술표준품	KTSO	FAA-TSO	CE-ETSO

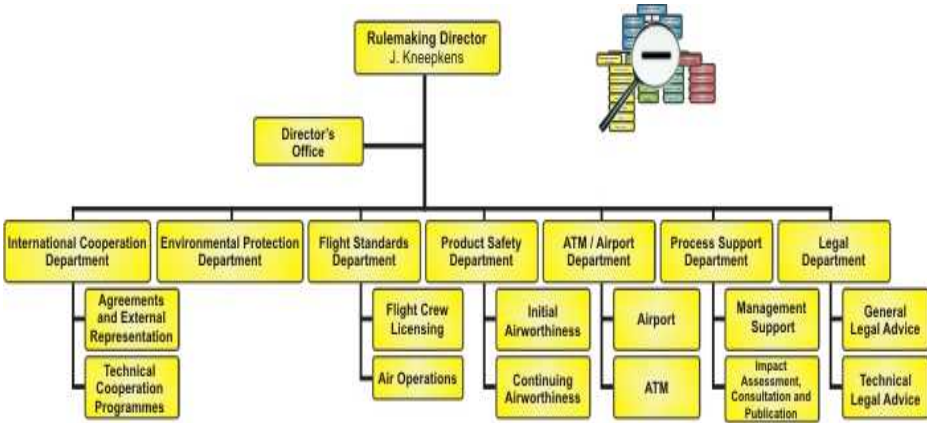
(출처: 항공기 인증기반 구축현황 및 EASA 인증제도 소개 ,항우연)

나. EASA 인증규정 제/개정 절차

(1) 인증규정 제/개정 위원회 및 절차

(가) 인증규정 제/개정 절차(Rulemaking Process)

인증규정 제/개정위원회(Rulemaking Directorate)는 모든 EU 의회 및 집행부의 민간 항공안전과 환경의 적합성에 관련된 규정을 제정한다. 유럽위원회에 의견을 제출하고 위원회 업무분야에 대한 어떠한 기술적인 질문에도 대응해야한다. 또한 관련된 국제협력을 담당하고 있다. 제정위원회의 전문가들은 모든 관련이해 관계자들과 직접 접촉을 하고, 유럽연합국가내의 산업과 행정력의 지식을 사용할 수 있다.



<그림 139> 인증규정 제정위원회 조직도

(나) 인증규정 제/개정위원회의 단계별 활동 및 소요시간

인증규정 제/개정위원회는 매년 계획을 수립하여(1단계: Determination and approval of the Rulemaking Programme) 제/개정 사항을 발의(2단계: Initiation of the rule by defining the Terms Of Reference(TOR)), 초안을 작성(3단계: The drafting of the rule)하여, 전문가 자문(4단계: Consultation)과, 언급사항 검토(5단계: Review of Comments)를 거친다. 마지막으로 NPA(Notice of Proposed Amendment)를 발행하여 공고 후 3개월간의 의견 수렴 후 채택(6단계: Adoption and Publication)한다.



<그림 140> 인증규정 제/개정위원회의 단계별 활동 및 소요시간

(다) 인증규정 제/개정위원회의 업무단위

① 환경보호(Environment Protection)
② 운항기준(Flight Standards)
③ 제품안전(Product Safety)
④ 국제협력(International Cooperation)
⑤ 항공교통관리/공항(ATM: Air Traffic Management)/Airport)

⑥ 프로세스지원(Process Support)
⑦ 법률학과(Legal Department)

(2) 환경관련 이슈(Environment Issues)

① 환경보호(Environment Protection): 환경보호는 민간운항의 영역에 있어 유럽 시민을 보호하기 위한 보다 높은 목표인 규칙과 규정의 일반적 구조와 분리하여 생각할 수 없다. 항공기 수준의 제품을 유지정비하고 설계하는 일에 있어 환경위해 요소를 줄이는데 목적을 두고 있다.

환경보호를 위한 부서에서는 다음의 3가지 주요업무를 시행하고 있다.

- 환경 기본 요구사항, 시행규칙, 인증항목과 소재사용에 지침등을 개발 및 유지의 업무로서 CS-36(소음)과 SC-34(배출가스)의 인증규정 항목을 관리하는 것이다.
- 환경관련 인증에 대한 국제협력을 설정한다.
- 유럽위원회에 기술을 제공한다.

② 환경관련 규정제정을 위한 활동(Rulemaking-Environmental Activities)

환경위해 요소별 현상 및 규제 목표는 다음과 같다.

- 소음(Noise): 공항소음은 40여년전에 비해 20dB 저감되었지만 전체 민원의 2/3를 차지할 만큼 중요한 요소이다.
- 공기청정도(Local Air Quality): 질소화합물 저감이 가장 중요한 목표이며 지난 10년간 41% 저감되었다.
- 기후변화(Climate Change): 교토의정서에 따라, 온실가스 배출 규제에 적극 동참해야 한다.
- 배출가스 거래 계획(Emission Trading Scheme): 항공기에서 배출되는 가스는 주로 이산화탄소(CO2)와 질소산화물(NOx)이며, 배출가스량은 90년도에 비해 87% 증가하여 지구상의 전체 배출량의 3%로 정유나 제철산업을 초과하는 지구의 주 오염원이 되었다. 이에 따라 유럽연합(EU)은 2011년부터 유럽연합 소속 항공기, 2012년부터 유럽연합 지역 내 운항항공기에 배출가스거래 제도를 도입할 예정이다.
- 기술지원: ICAO 내에 "Committee on Aviation and Environmental Protection(CAEP)"라는 기구를 두고 필요한 기술지원을 제공한다.

③ 환경관련 인증을 위한 활동(Certification-Environmental Activities)

인증규정 제정위원회는 CS34, CS36으로 대표되는 환경관련 인증규정을 제/개정하는 업무를 수행한다. 다음은 인증규정 항목을 담은 규정목록이다.

- EC No 1592/2002 Essential Requirements for Environmental Protection
- EC No 1702/2003 Airwothiness and Environmental Certification of aircraft
- 환경보호를 위한 인증위원회의 한 분야로서 기본 규정의 15 항목으로 구성되며 주요 업무는 다음과 같다.
  ▷ 제품을 구성하는 부품과 기구가 당국에서 규정하는 환경보호 관련 인증규정의 요구사항을 만족하도록 한다.
  ▷ 소음에 대한 형식증명데이터시트(TCDS: Type-Certificate data sheet)를 발행한다. 여기에는 환경보호 관련요구사항에 따른 규정과 인증항목이 갱신되고 유지되는지 검토하고, 당국 내외에서 발생하는 환경보호에 관련된 전문가의 자문과 기술지원의 근거도 준비한다.
- Type Certificate data sheet for Noise(TCDSN)는 주 제품에 대한 환경보호의 한 분야로서 TCDSN는 항공기가 EASA가 승인한 소음관련 인증규정 요소의 만족여부를 나타내는 기술문서이다.

(3) 국제협력(Rulemaking - International Cooperation)

국제협력은 국제표준의 개발 국제협정 혹은 합의(International Agreement or Arrangement)의 결과가 유럽연합의 규칙이 되도록 하는 활동이다. 여기에는 다음의 3가지 유형의 협력체제가 있다.

- 다자간 협력(Multilateral Cooperation) : 국제기구(ICAO)와의 조화, 유럽표준 개선 등을 통한 역내 국가간 협정(참고: Asia Pacific Airlines, Mediterranean Aviations 등)
- 상호간 협력(Bilateral Cooperation) : 양국간 상호 협력체제로서 업무합의(Working Arrangement)라는 이름을 사용한다. 여기에는 브라질, 캐나다, 중국, 이스라엘, 일본, 뉴질랜드, 러시아, 베트남, 사우디아라비아, 싱가폴, 아랍에밀레이트, 미국 그리고 비 유럽연합 15개국 등이 협력을 체결하고 있다. 각국의 형편에 따라 제각기 다른 수준의 협정을 체결한다.
- 기술적 협력(Technical Cooperation) : 저개발 국가의 항공안전기술 수준 개선을 위한 EASA의 기술지원을 통해 중복되는 검사, 시험, 시연, 평가, 승인등의 업무를 간소화 또는 최소화 하기 위함이 목적이다.
- FAA-EASA 조화(FAA-EASA Harmonizaton) : 1989년부터 년2회 정기적인 회의를 통해 유럽연합과 미국간의 정기적인 회의를 통해 정보교류 및 기술기준의 차이점을 일치 시키는 활동이다. 관련 규정내용, 입증방법(MOC: Means Of Compliance), 권고사항(Advisory Circular) 그리고 기술표준품(TSO: Technical Standard Order)이 포함된다.

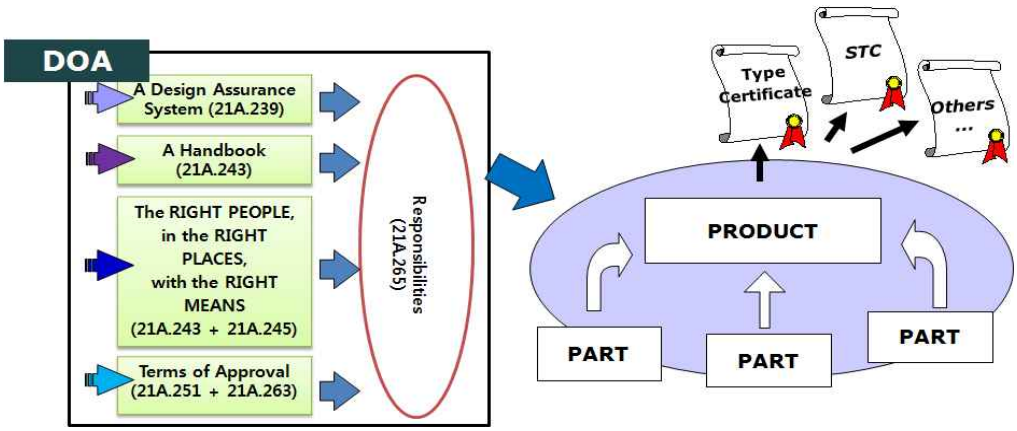
다. EASA 인증 업무 및 절차

(1) DOA (Design Organization Approval)

EASA 형식증명(TC)을 받기 위해서는 신청자는 필히 설계조직승인(DOA; Design Organization Approval)을 받아야 한다.

실제 인증과정에서 EASA는 적합성입증 과정에서 DOA의 책임아래에 전반적 인증을 수행하도록 하고 있으며, 항공기등의 안전성확보를 위해 필요하거나 신기술 적용 등의 분야에 한정하여 인증기준(CS)에 대한 적합성을 직접 판단한다.

이러한 DOA 절차는 그림과 같이 EASA Part 21에 적합한지에 대해 평가를 받도록 되어 있다.



<그림 141> DOA 절차

(출처:Reconciling Organizational Privileges and Aviation Authority Responsibilities, 2008)

이러한 DOA는 미국 FAA CDO(Certified Design Organization)와 캐나다 TCCA ADO(Accredited Design Organization) 와 같이 설계 조직이 모든 준수 결정사항에 대해 책임을 지며, 프로세스 관리 및 시스템 관리에 초점을 둔다.

또한 관리 당국은 프로젝트 및 시스템 관리를 수행하며 Routine projects의 경우 당국의 참여가 적고 제작업체가 적절한 수준에서 감독을 수행할 수 있다.

그러나 아래 표와 같이 DAO는 미국 FAA CDO(Certified Design Organization)와 캐나다 TCCA ADO(Accredited Design Organization)에 비해 차이가 있다.

<표 80> DOA/ADO/CDO 비교

Item	EASA	TCCA	FAA
Acts as agent for other applicants	Yes	Yes	No
Contains provisions to include production	No	No	Yes
Applicant must be an organization	Yes	No	Yes
Declarations of compliance must be accepted by the authority	No	Yes	No
Must be located in country/union	No	Yes	Yes

(출처:Reconciling Organizational Privileges and Aviation Authority Responsibilities, 2008)

(가) DOA Procedure

(근거: Part21A.239(a) / Subpart J - Design Organization Approval)

설계보증 시스템(Design assurance system)은 조직의 구성, 책임, 절차 그리고 자원등 설계조직이 기능을 제대로 할 수 있도록 만든 체계이다.

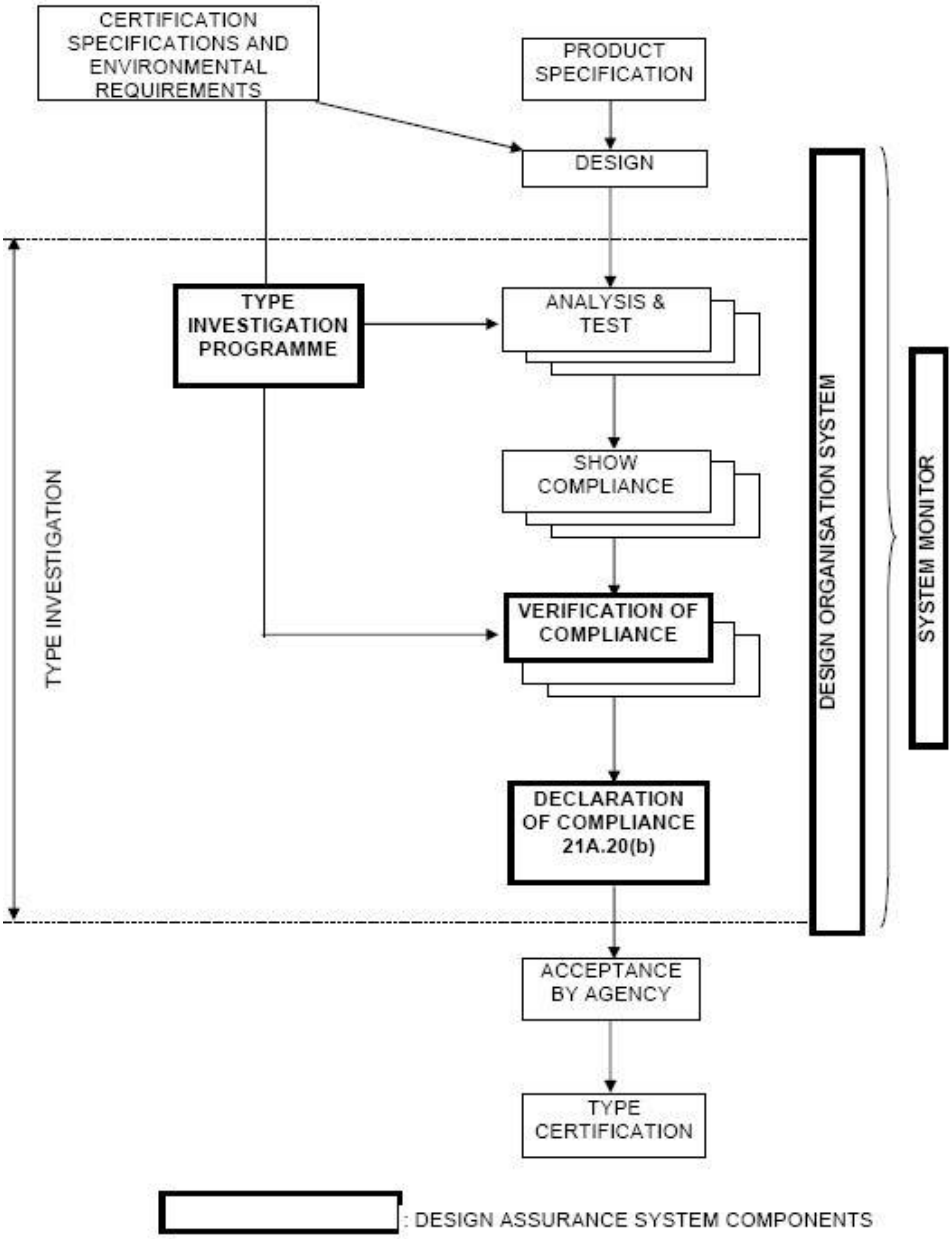
설계보증이란 조직의 능력이 온전히 발휘되기 위한 체계적인 활동으로서 아래와 같은 임무를 수행한다.

- 제품이나 부품을 관계된 인증규정(CS)이나 환경보호 요구사항에 부합하도록 설계한다.
- 관련규정 및 환경보호 요구사항에 적합한지 입증하고 보여야 한다.
- 인증 당국자에게 이런 적합성을 시연해 보여야 한다.

① Design Assurance

인증규정(CS)와 환경보호 요구사항(Environmental protection Requirements)의 분석에서 시작하여 형식증명서가 발행되는 순간까지의 모든 인증 프로세스는 다음과 같은 의미를 가지며, 아래 그림과 같은 요소로 구성되고, 절차로 실행된다.

- 설계와 연관된 형식조사, 설계보증 프로세스의 구성요소를 식별한다. 효율적인 설계보증 체계는 설계하고자 하는 부품이 목표로 하는 기능을 발휘할 수 있도록 지속적인 평가를 하고, 적용되는 인증규정과 환경보호 요구사항을 준수하는지 점검해야 한다.
- 다음과 같은 두 가지 측면에서 고려되어야 한다.
  - ▷ 설계의 초기단계부터 얼마나 인증에 필요한 활동을 체계적으로 하도록 계획되어야 한다.
  - ▷ 인증 활동은 정기적으로 평가되어야 하고, 필요시 수정되어야 한다.
- 계획된 체계적인 활동(Planned and Systematic Actions)이란?
  - ▷ 제품의 형식조사(Type Investigation)와 계획된 체계적인 활동은 수행할 업무와 절차가 아래와 같은 활동을 명확히 하기 위함이다.
  - ▷ 제품 설계활동이 21A.243조항의 근거에 의해 어떻게 이루어지는지 명시하기 위해
  - ▷ 핸드북의 모든 지침을 보증하기 위해
  - ▷ 형식조사를 수행하기 위해
  - ▷ 각 조항에 표시된 문서에 따라 적합성을 입증하는 기술자를 명시하기 위해
  - ▷ 인증 책임자의 소속을 명시하기 위해
  - ▷ 부가형식증명인 경우에는 원천 형식증명권자의 승인을 받기위해
  - ▷ 설계조직과 관련된 생산조직의 완전한 연락체계를 위해
  - ▷ 시제품과 시편을 충분히 확보하기 위해



<그림 142> 설계와 설계보증 그리고 형식조사의 관계도(Part21A.239(a))

② Design Assurance System

○ 사소한 제품의 정비나 형식설계의 변경을 감독하기 위한 설계 보증시스템 (근거: Part21A.239(a))

▷ 설계 조정능력(Control the Design)

▷ 적용할 인증규정과 환경보호 요구사항을 입증하는 능력

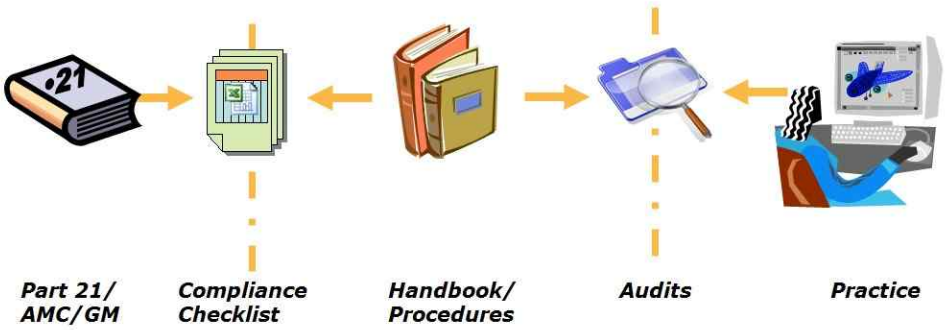
▷ 입증방법을 식별하고 보일 수 있는 능력

▷ 인증당국과 연락

▷ 설계조직에 대한 지속적인 평가

▷ 하청 계약자 조정

○ 독립적인 감독을 수행한다.
○ 독립적으로 기능을 점검하고 적합성을 확인한다.
○ DOA 승인을 위한 평가 절차
▷ EASA는 Part 21의 모든 요구사항에 대한 적합성을 검증한다.
▷ 승인 시스템을 견지한다.



<그림 143> DOA 승인을 위한 평가 절차

(2) EASA 형식증명 절차

(가) EASA TC Procedure

EASA의 형식증명 절차(Type Certification Procedure)는 다음과 같이 4가지 단계로 구분한다. (근거: EASA Certification Directorate Exposition Part 2, Subpart 1)

제1단계: 기술 확인 및 적용할 인증기준 설정

("Technical familiarization and Establishment of the Type Certification Basis")

○ Technical familiarization
▷ EASA 인증 팀에게 해당 제품의 설계에 대한 충분한 이해를 위해 형식증명 신청자로부터 기술내용에 대한 브리핑 실시한다. (적용 신기술 및 특이사항 포함)
▷ 설계에 대한 기술적 정보에는 인증규정(CS)이 적용되지 않을 경우에는 특수조건으로 설정한다.
○ Airworthiness code 등과 같은 형식 증명의 기준을 설정한다
▷ EASA PCM(Project Certification Manager)은 적용가능한 인증규정(CS Code)을 설정한다. (가능하다면, 환경보호 요구사항 포함)
▷ 적절한 특수조건 명시, 이 때에 신청자는 나중에 적용될 개정조항을 선택할 수 도 있다.
▷ EASA CM(Certification Manager)의 책임 하에 중요하다고 간주되는 사항에 대해서는 Part 2, Subpart 7의 절차에 따라 특수조항을 신설 한다.

▷ EASA CM(Certification Manager)는 PCM의 최초 적용될 기준과 초안의 변경사항에 대하여 승인한다.

▷ 최초 적용되는 형식증명 기준은 신기술의 적용, 설계변경, 불안정 요소가 있을 경우 인증절차에 따라 변경할 수 있다.

○ 형식인증 기준의 기록

▷ EASA 형식증명 기준은 PCM에 의해 CRI(Certification Review Item) 문서로 기록된다.

▷ 어떠한 편차, 특수조항 혹은 사용될 대체 가능한 적합성 입증방법과 동등한 안전 식별(Equivalent Safety Finding)에 대해서 상세히 기록한다.

▷ 상세한 CRI 절차는 Appendix 1에 따른다.

○ 게시(Notifying)

▷ PCM은 Basic Regulation 35번 조항에 따라, 신청자의 의견개진(Appeal)의 가능성을 알려 주어야 한다.

제2단계: 인증 프로그램에 대한 협정

("Agreement of the Certification Program")

○ 인증업무에 착수하는 이 단계는 적합성 입증방법에 의해 (Means of Compliance) 인증계획(Certification Plan)을 작성한다.

○ 인증규정서 설정, test witnessing , time schedule 과 같은 Certification Test program 을 설정한다.

▷ 적절한 적합성 입증 방법을 보이기 위해서는 각 주제별로 가능한 방법과 일정에 대하여 기술된 문서가 요구된다.

▷ 인증 팀이 개입을 정할 때에는, 신청자는 Part21A.263(b)의 의거 DOA의 권특권을 행사한다.

▷ 특히, 인증 팀에 의해 추가 검증 없이 승인된 모든 인증문서는 개입의 정도와 일정에 따라 신청자가 동의할 수 있다,

▷ PCM은 서면으로 합의된 인증 프로그램에 의견을 낼 수 있다.

제3단계: 적합성 판결

("Compliance determination")

인증기준에 대한 적합성을 제시하는 일은 신청자의 책임이며, 다음과 같이 활동함

○ Define EASA type design

○ 설비의 동등성을 증명할 절차를 만듦

○ 인증시험에 대한 일치성의 문건을 만듦

○ 인증규정과의 적합성 확인
○ 설계 및 시험자료의 작성, 제출
○ 제출 자료의 평가, 승인
* 적합성 시연의 채택은 전적으로 인증 팀의 권한이다.

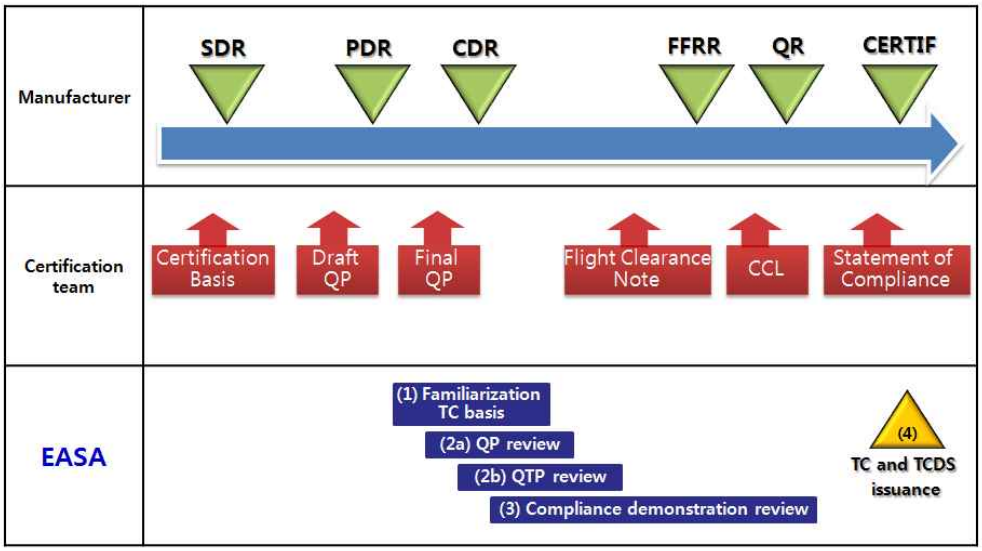
제4단계: 최종 보고 및 형식인증 발행

("Final report and Issue of a Type Certificate")

○ 적합성 진술 (Statement of Compliance)
  ▷ 인증 프로그램의 완성하기 위해 신청자는 형식인증 기준으로 형식설계를 신고한다.(Part 21.A20(b) 참조)
  ▷ 팀 구성원은 각 분야별로 신청자가 기술한 입증 내용의 만족 사항을 PCM에게 제출한다.
  ▷ EASA 인증 팀에 의해 만들어진 모든 필요한 만족도 진술서를 채택할 때에는 PCM은 EASA CM에게 진술서를 제출한다.
○ 최종 보고(Final Report)
  ▷ 팀의 일원으로서 PCM은 다음과 같은 보고서를 만든다.
    ✓ 형식설계
    ✓ 주요 조사내용
    ✓ 상세한 조사결과
    ✓ 첨부2는 최종 보고서에 표현되어야 할 내용과 절차를 담고 있다.
  ▷ PCM은 최종 보고서를 EASA CM에게 넘긴다.
○ 형식증명 발행
  ▷ 최종 보고후 EASA CM은 내부 메모로써 기술조사 절차의 성공적인 종결을 위해서 MAC 에게 보고한다.
  ▷ 그 이후 MAC는 EASA 양식으로 EASA CM이 결재한 TC를 준비한다.
  ▷ 그리고 행정상, 재무업무가 모두 완결되었음 확인한다.
○ EASA 에 의한 최종 형식 증명 보고서 (type design, significant subjects investigated, process followed, conclusion)
○ Issuance of Type Certificate(TC) and Type Certificate Data Sheet (TCDS)

(3) 형식증명 단계별 제작자와 인증 팀의 역할

항공기 설계 시 각 단계에 대한 EASA 의 인증 업무 절차는 다음 그림과 같다.



<그림 144> EASA Certification Process and Major Review

(4) Non-EU 제품에 대한 규정

○ 일반사항

신청자의 사업목적을 위한 형식증명은 회원국의 영역을 밖이며, 상호협정(Bilateral agreement)이나 업무약정(Working arrangements)에 의해 발효된다.

○ Type Certification under a formal agreement with the State of Design

▷ EU 회원국과 비회원국간의 공식적인 약정이 체결되었을 경우 (Regulation(EC) 1592/2002 에 따라) 이 약정은 상기 인증 절차에 의해 보완 및 수정이 되어야 한다.

▷ 이 경우 EASA 인증은 유효하고, 수입된 제품은 EU 회원국에서 설계되고 제작된 제품과 비교하여 동등 수준의 안전성이 증명되어야 한다.

▷ Note: 유럽연합에서 자신의 약정을 결론내리지 않는 기간 동안은 Non EU 형식증명이 유효하다. 이는 미국 FAA의 TVP/PTVP 를 포함한다.

○ Type Certification under a Working arrangement with the State of Design

▷ EU 회원국과 업무약정이 채결된 이 경우에는 Basic Regulation 18번 조항에 의하여, 위에 언급된 형식인증 절차를 따른다.

▷ 하지만, 업무약정에 근거하여 PCM은 EASA 인증기준 4.4.2에 의해 동등한 수준의 외국 인증 시스템을 사용할 수 있다.

▷ Note: 기존 업무약정은 계속 사용된다.

(4) 기타 활동(Interface with Other activities)에 대한 규정

○ 일반사항: 기타 활동이란?

▷ 항공기/엔진/프로펠러 상호작용(Aircraft/Engine/Propeller interactions)

▷ 부속품 승인(Equipment approval)
▷ 설계조직 승인(Design Organization approval)
▷ 생산조직 승인(Production Organization approval)
▷ 유지정비 상호작용(Maintenance interactions)
▷ 운항 상호작용(Operation interactions)

○ Aircraft / Engine / Propeller interactions
▷ 항공기급 형식증명 신청자는 상기 형식증명 절차에 따라 엔진/프로펠라의 설치에 대한 책임과 함께 별도의 엔진/프로펠라의 형식증명 절차에 따라 적합성을 입증해야 한다.
▷ EASA 항공기 인증 팀은 연관된 부품간의 잠재적인 연관성을 인식하고 관련된 인증규정을 인식하고 있어야 한다.

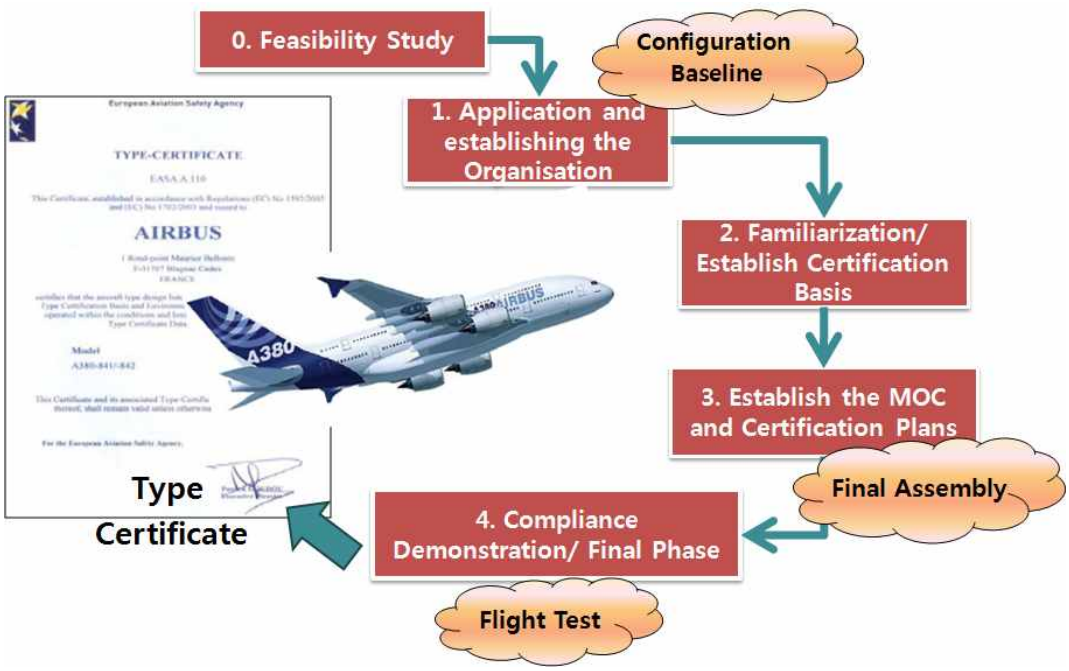
○ Equipment Approval
▷ 제품의 일부가 아닌 부속품의 승인에 대한 제작자 책임하에 ETSO를 획득하여야 한다.
▷ ETSO Authorization 이란 EASA에 의해 성능항목별 동등성을 만족함을 증명한 것을 의미한다.
▷ 형식증명 신청자는 자신의 제품에 사용된 모든 부속품 승인에 대한 모든 연관된 적합성 입증의 책임이 있다.
▷ 부속품 승인은 적절한 절차에 따라 별도의 프로세스로 진행된다.

○ Design and Production Organization Approval
▷ PCM은 신청자의 조직승인이 지속적으로 유효하도록 TC 팀에 의해 발견된 지적사항을 교환하기 위해서 DOA/POA 팀 리더와 의사소통을 유지한다.

○ Maintenance interactions
▷ 신청자는 Part21A.61의 지속적 감항성 지침에 따라 사용설명서를 준비한다.
▷ 사용설명서는 보통 CMRs(Certification Maintenance Requirements)이 담고 있는 감항한계를 포함한다.
▷ 감항한계(Airworthiness limitation)와 CMRs 는 인증 팀에 의하여 형식인증 기준으로 적합함을 확인한다.
▷ 비행기준 관리자는 MRB (Maintenance Review Board), 운항 그리고 면허 상태 등을 확인하여야 한다.
▷ MRB 프로세스는 별도의 비행기준 유니트에 의해 시행된다.

○ Operation interactions
▷ 신청자는 OEB(Operation Evaluation Board) 설정을 요구한다면, EASA CM은 EASA 비행기준 관리자에게 알린다.
▷ EASA CM은 인증 팀으로부터 적절한 OEB를 시행한다.
▷ OEB 프로세스는 별도의 비행기준 유니트에 의해 시행된다.

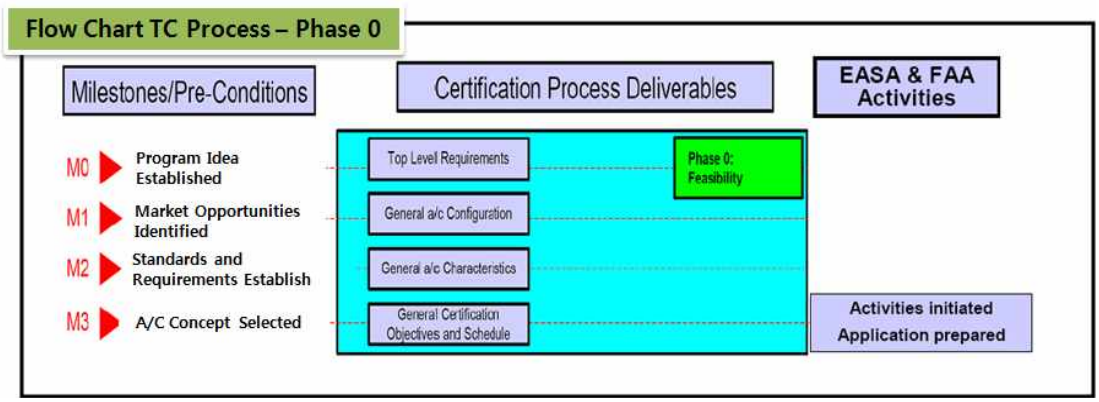
(5) 형식증명 절차 사례(Airbus A-380)



<그림 145> Airbus A-380 단계별 형식증명 절차

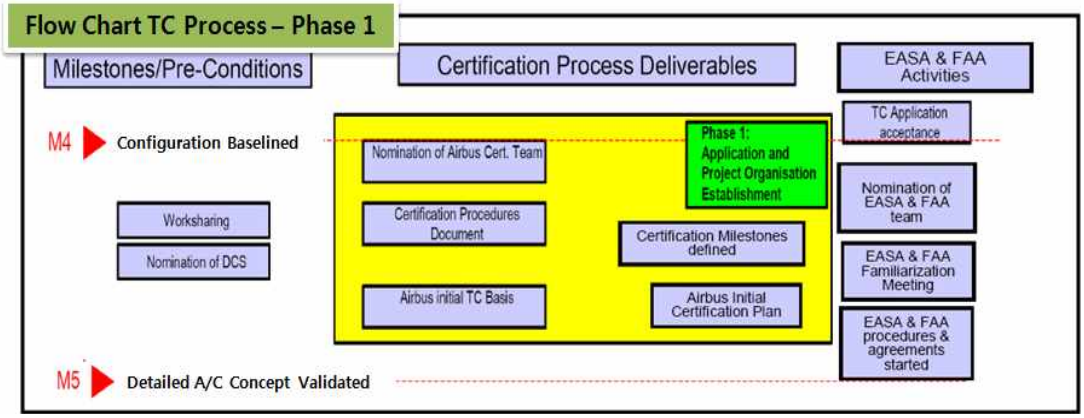
(출처 : Phases of Type Certification , Airbus , 2007)

다음은 Airbus A-380의 형식증명 절차 사례이다. 이는 그림 9와 같이 예비조사를 통해 형식증명/부가형식증명을 신청하고 설계특성, 제작시설, 개발일정 등을 인증당국에 설명하는 등 인증업무에 착수한다. 그리고 인증 기준을 설정하고 Issue Paper 을 작성하며 MOC와 Certification Plans 을 설정한다. 최종적으로 적합성 입증을 통해 형식증명을 발급 받는다.



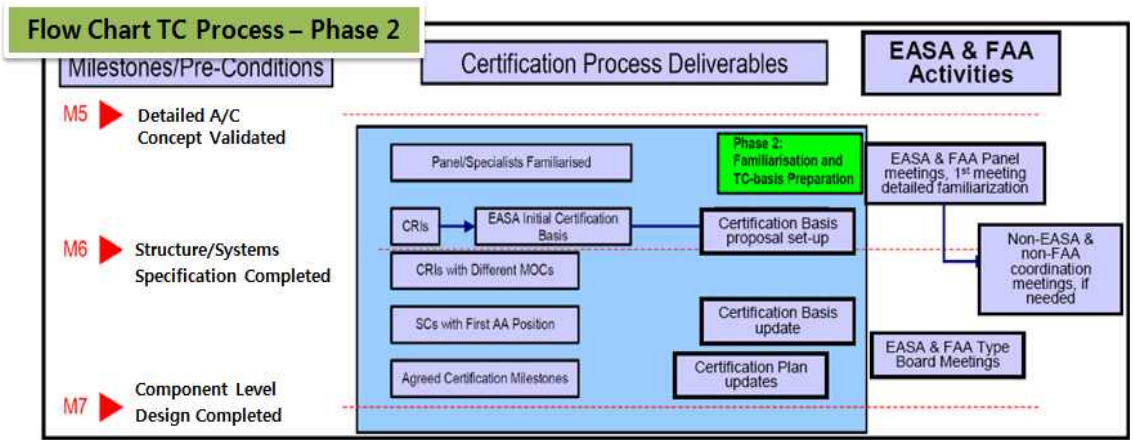
<그림 146> Airbus A-380 형식증명 절차 Phase 0

(출처 : Phases of Type Certification , Airbus , 2007)



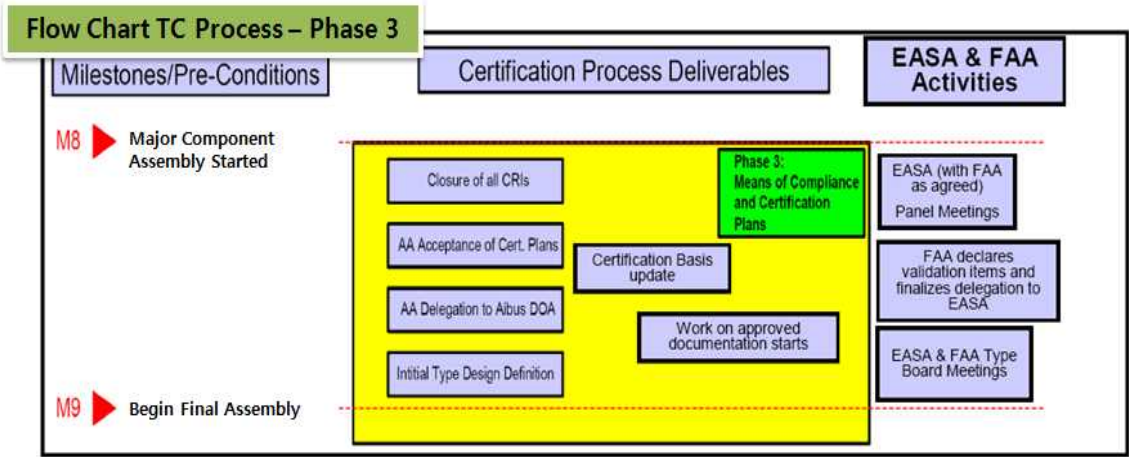
<그림 147> Airbus A-380 형식증명 절차 Phase 1

(출처 : Phases of Type Certification , Airbus , 2007)



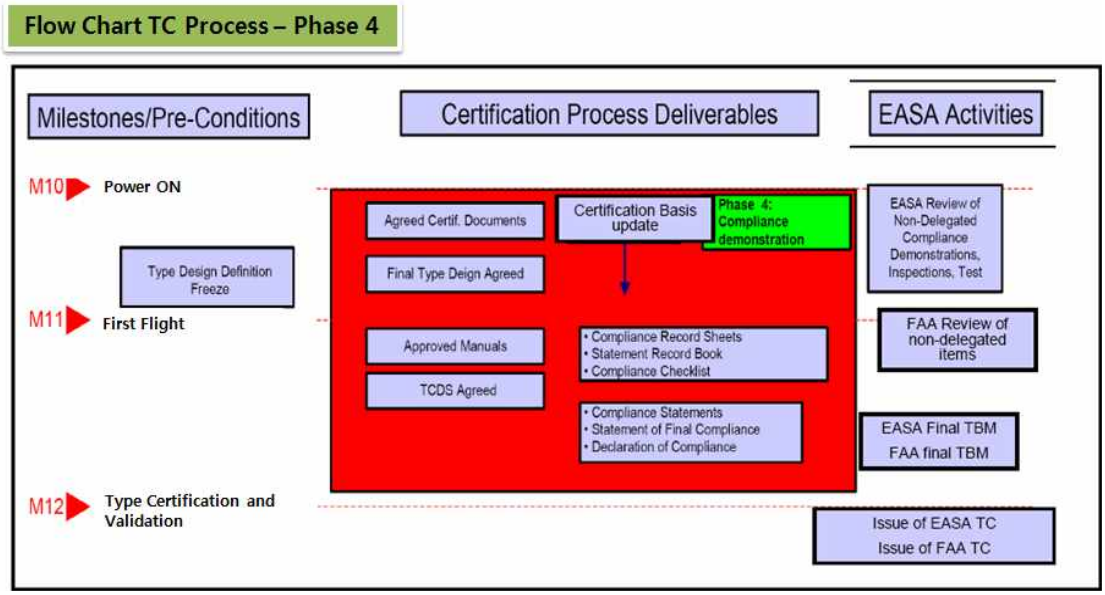
<그림 148> Airbus A-380 형식증명 절차 Phase 2

(출처 : Phases of Type Certification , Airbus , 2007)



<그림 149> Airbus A-380 형식증명 절차 Phase 3

(출처 : Phases of Type Certification , Airbus , 2007)



<그림 150> Airbus A-380 형식증명 절차 Phase 4

(출처 : Phases of Type Certification , Airbus , 2007)

라. EASA 상호 항공안전성 협정 사례 조사

(1) 상호 항공안전성 협정개요

(가) 주요국의 인증기구 현황

주요 항공선진국과 우리나라의 인증기구를 비교하면 아래 그림과 같다.

<표 81> 인증 기구 비교표

구분	FAA(미국)	EASA(유럽연합)	KCASA(한국)
소속	교통성(DOT) 산하 독립기구	EU 각국의 대표로 구성된 이사회 산하의 독립기구	국토해양부 내부 담당부서
상호인증	국가간 상호항공안전협정(BASA) 체결	국가간 이행협정(IPA) 체결	미국과 BASA 체결
인증위임	DER, DAR등 항공기술 인력에 위임	DOA, POA등 항공기개발기관에 위임	한국항공우주연구원의 인증센터에 위임

*주기:

IPA : Implementation Procedure for Airworthiness

DER: Designated Engineering Representative

DAR: Designated Airworthiness Representative

DOA: Design Organizations Approvals

POA: Production Organizations Approvals

(나) 국제협력 단계

EASA의 국제협력 활동은 다음의 단계 순으로 지속된다.

첫번째 기술지원(Technical Assistance)단계로서 상대국의 항공안전의 부주의 능력 개선을 목표로 한다.

두번째 업무합의(Working Arrangement)단계로서 상대국의 기술지원단계 수준이 어느 정도 향상된 이후 상호간에 이루어지는 협력단계이다.

세번째는 상호항공안전협정(Biliteral Aviation Safety Agreement)단계로서 상대국의 안전시스템이 유럽과 대등한 수준이 되었을 경우 체결하는 양국간 협력단계이다.



<그림 151> EASA 국제협력의 단계

(출처 : The EASA Certification Directorate , 2004)

(다) EASA와 상호항공안전성 협정 개요

유럽연합으로 항공기 등을 수출하기 위해서는 EASA 인증서 또는 증명서가 필요하며, 인증신청을 위하여 국가간 협정(Agreement)가 필요하다.

협정절차는 유럽집행위원회(EC)가 협상을 진행하고 유럽의회(EP)가 승인한다.

EASA설립 이전(2003.9) 유럽공동감항당국(JAA)과 맺은 협약 및 협정은 유효하며

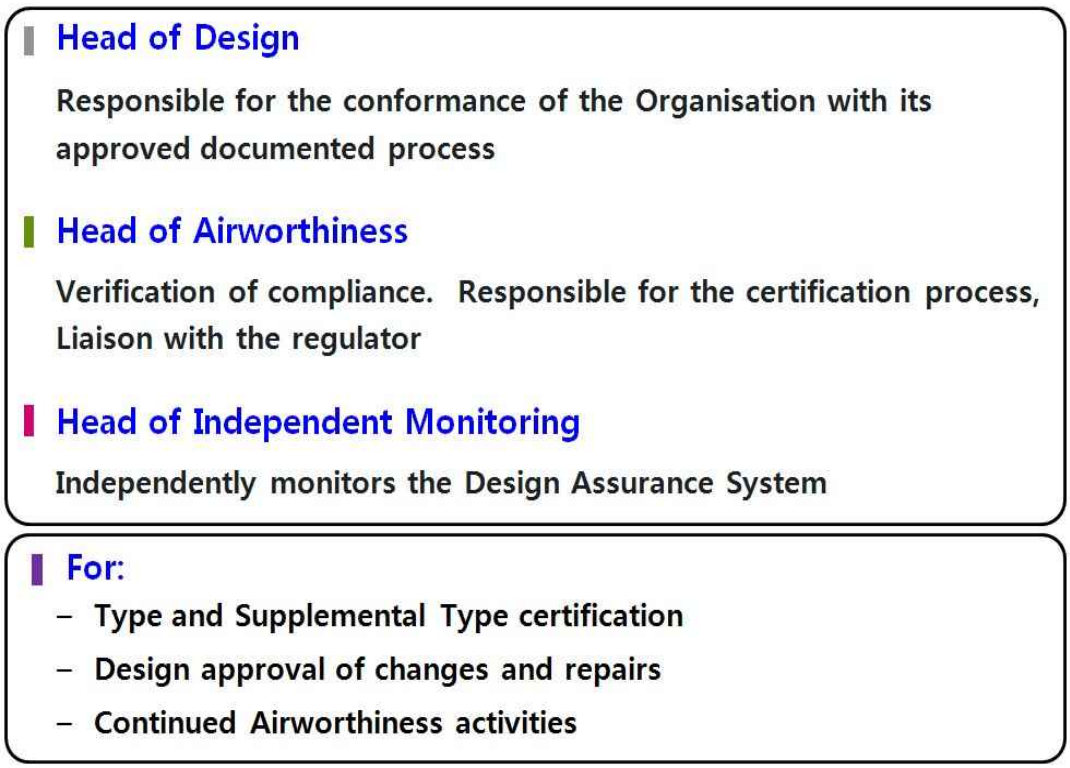
기술표준품(TSO)은 국가간 협정이 없어도 EASA에 신청이 가능하다.

인증의 종류와 방법은 아래와 같다.

- 항공기 형식증명(TC)을 신청할 경우 설계조직승인(DOA) 절차는 필수적이며, EASA는 적합성 입증과정에서 DOA의 책임하에 전반적인 인증 업무를 수행한다. 단, 안전성 확보를 위해 필요하거나 신기술 적용 분야는 EASA가 직접 판단한다.
- 형식증명(TC), 부가형식증명(STC), 기술표준품형식승인(ETSO)은 EASA가 직접 수행한다.
- 생산조직승인(POA), 유지정비조직승인(MOA), 유지정비훈련조직승인(MTOA)은 EU 국가는 자국 감항당국(NAA)에서 Non EU 국가의 경우 EASA에서 직접수행 한다.

형식증명을 위한 설계조직승인(DOA)는 매우 중요한 역할을 매우 중요하다.

첫 번째는 설계조직의 수장으로서 승인된 문서화된 절차의 조직에 대한 책임을 진다. 두 번째는 감항 조직의 수장으로서 적합성 검증 및 인증절차 등에 대한 책임을 진다. 그리고 세 번째는 독립적인 감시자로서 설계보증시스템을 모니터링 한다.



<그림 152> EASA 설계조직승인(DOA)의 역할

(2) EU-US간의 협정사례

유럽연합과 미국 간의 상호협정은 1963년 최초로 BAA에 서명하여 1977년 개정되었으며 개별 부품에 대한 업무협정이다. 그 이후 2002년 BASA 협정을 위한 협의가 시작되어, 2008년 협정협정에 Annex(Airworthiness and Maintenance)가 추가되었다. 아직 협상이 진행 중인 규정에 대해서는 기존 BAA/BASA+IPA 에 따르고 그 이외에는 FAA Order 8100.14 "Interim Procedure for working with European Community on Airworthiness Certification and Continues Airworthiness"에 따르도록 한다.

BASA 체결 시 잇점은 상대국의 능력에 맞추어 협정이 변경될 수 있다. 그리고 세부적인 기술적 작업절차를 이행협정과 분리함으로써 변경에 대한 유연성이 증대될 수 있다. 또한 산업체의 요구에 부응하여 협력과 소통이 가능하다.

(3) EU-Canada간의 협정사례

캐나다와 유럽연합은 2004.2.2 EC No 1702/2003에 의한 “Administrative arrangement on Product certification”를 체결하여 Design, Production, Environmental approval for all products에 적용하고 있으며, “Administrative arrangement on Maintenance” 로써 유지정비 체계 및 조직에 대한 평가, 유지정비 인증체계, 표준관련 정보교환에 적용하고 있다.

2008년 항공산업 개방 협정에 서명함으로써 무제한 직항로 개설, 항공사 외국인 소유 제한을 철폐하여 교역량 확대 및 항공서비스 개선 효과 기대 EU-(이스라엘, 아르메니아)와도 항로개설과 항공사 지분 상호 자유화 체결이 완료 되었다.

Administrative Arrangement 목적은 검사, 시험, 시연, 평가 및 승인 등 업무 중복 방지와 항공기, 엔진, 프로펠러 등에 대한 형식증명부터 계속감항증명에 이르기까지 모든 활동에 대한 책임을 캐나다항공청(TCCA)이 진다. 상호협력과 원조분야로서 캐나다에서 생산되는 제품에 대한 설계변경, 개조 수리 등에 대한 EASA의 협력을 위한 정기적인 회의체를 운영하고 있다.

(4) EU-Japan

유럽공동감항국(JAA)과 체결된 협정을 EASA로 변경하였으며, “Working Arrangement between CAB and EASA (2006년) ”로서 EASA에 의해 승인된 TC, STC 등의 일본 내 수용, 승인된 제품의 일본 내 계속 감항성에 대한 협력, 그리고 관련 안전과 환경기준에 대한 정보교류 등 7개 항공제작사와 21개 제품그룹에 대해서 적용 후 보다 광범위한 분야에서 상호 협력하기를 기대하고 있다.

그리고 Administrative Arrangement 체결 국가로는 Brazil 있으며, “Administrative arrangement on Product certification ”협정으로서 Embraer Empresa Brasileira에서 생산되는 제품의 형식증명을 획득한 바 있다.

그 외 Working Arrangement 체결 국가들은 25개국에 이르며, Australia, China, Israel, New Zealand, Russia, Vietnam, Saudi Arabia, Singapore, Taipei CAA,

UAE, Non EU국가(Albania, Armenia, Azerbaijan, Bosnia-Herzegovia, Croatia, Georgia, Iceland, Moldova, Monaco, Norway, Serbia, Switzerland, Macedonia, Turkey, Ukraine)가 있다

(5) 한-EU 추진현황

한국과 유럽연합 간의 항공관련 협정체결의 역사는 대한항공이 "Foreign Part-145 Maintenance Organization Approvals" 협정을 유지하고 있다.

2008년 11월에는 독일 쾰른 EASA 본부 방문, 한-EASA간 항공제품 인증에 관한 기관 간 협력을 위한 약정(Working Arrangement)추진키로 기술협력을 합의하였다.

2009년 9월에는 제주도에서 국내업체가 생산조직승인(POA) 취득, 인증담당자의 EASA 교육훈련과 ETSO 신청 및 항공제품에 대한 상호 형식증명 승인(TC Validation) 지원 등 기술협력 방안을 논의한 바 있다.

결론적으로 우리나라는 단계적 접근 방법으로 추진하는 것이 바람직하다.

즉, 기술지원협정부터 시작하여 업무협정 수준으로 끌어올리고 최종적으로는 당국 간 상호협정을 맺는 방식으로 추진하여야 할 것이다.

제2절 우리나라 항공기 인증 체계 및 현안

1. 우리나라 인증 체계

2001년 FAA로부터 항공안전 2등급 판정을 받은 후 항공청 신설을 추진하였으나 무산되었고, 이후 국가 항공안전 전반에 대한 담당기관으로 항공안전본부가 2002년 8월에 신설되었다. 2000년 국제민간항공기구(ICAO)의 안전점검 및 2001년 미연방항공청(FAA)의 항공안전평가 등을 통해 도출된 항공안전 관련 기준과 제도 등의 미흡한 점을 지속적으로 보완하여 항공안전감독관 제도 운항증명제도 및 공항운명증명제도 등을 신설하였고, 사고 잠재 요인 분석시스템 구축 및 기술 표준품 형식 승인제도 등을 도입하였다. 또한 2003년 12월 에는 항공법의 일부개정을 통해 제37조의2항(항공안전기술개발계획의 수립, 시행)을 신설하였다. 항공법 제37조2의항(항공안전기술개발계획의 수립, 시행)에는 “국토해양부장관은 항공안전기술의 발전을 위하여 다음 각 호의 사항을 포함한 항공안전기술에 관한 개발계획을 수립·시행 하여야한다”라고 규정되어있다.



<그림 153 > 항공기 인증체계

가. 항공기 등의 인증제도 현황 및 주요 현안

우리나라 항공법은 1927년 시행된 (구)항공법을 1962년까지 운영하다가 국제민간항공조약과 부속서의 표준에 따라 항공기 안전, 항공운송사업 질서 및 항공의 발달을 위해 법률 제 591호(1961.3.7)의 항공법으로 제정되었으며 하위 규정인 각령 제 96호(1961.8.10)로 시행령이 구성되고 교통부령 제 135호(1962.9.7)로 항공법시행규칙

이 제정·시행되고 있다.

- 1993. 8.24 : 신규제정(건설교통부)
- 2002.11.27 : 항공안전본부 고시(항공안전본부 신설)
- 2003.10.10 : 전면개정(미국과 동일한 번호체계로 변경
- 2009. 5. 1 : 9차 개정(항공안전본부 고시 2009-8호, Part 21 신설 및 감항증명 기준 제정
- 2009.6.11 : 국토해양부 조직 개편 반영하여 항공안전본부 고시를 폐지하고 국토해양부 고시(제2009-327호) 신규제정
- 2010.5.12 : 6차 개정(국토해양부 고시 2010-286호, VLA, VLR에 대한 기술기준 신설 등)

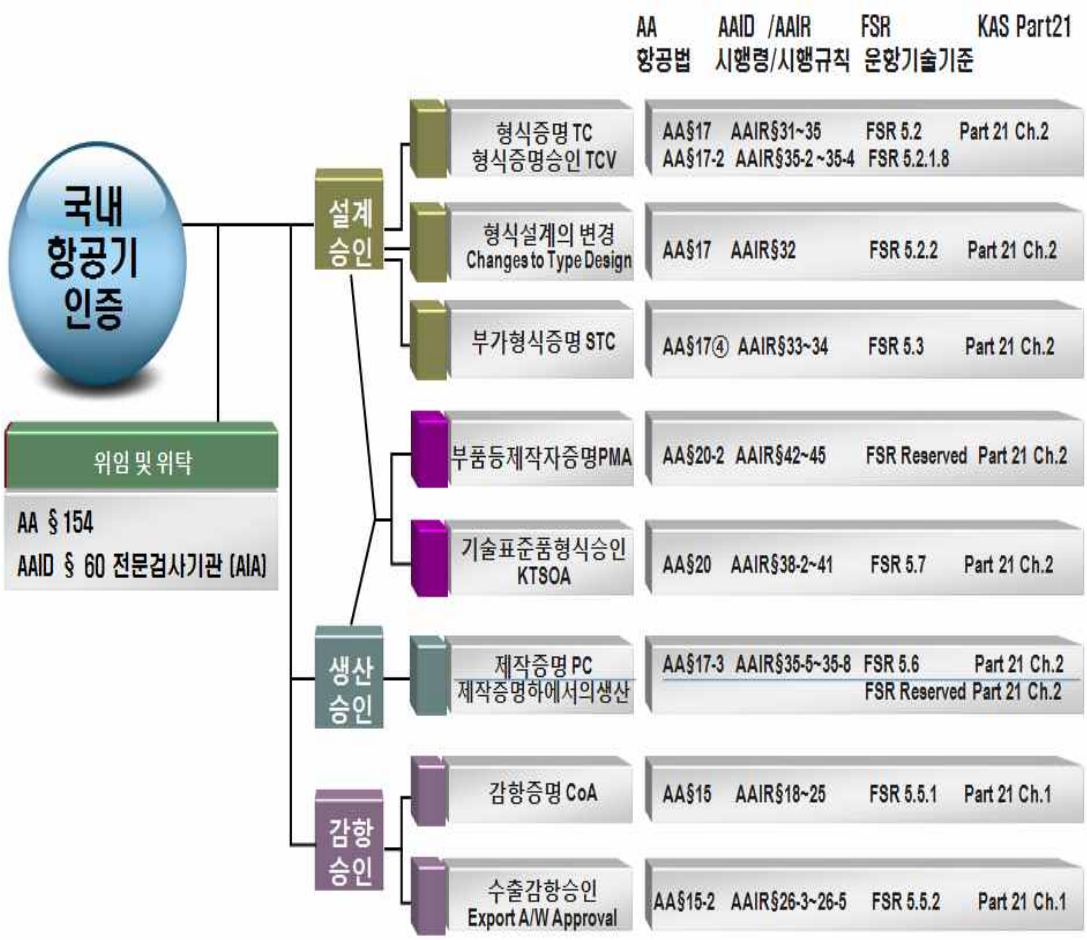
감항증명을 받기 위해 유효한 형식증명과 생산에 대한 확인이 선행할 것을 미연방항공청(FAA)은 요구하고 있으나 우리나라는 이 같은 선행조건이 명문화되어 있지 않아서 형식증명 없이도 감항증명이 신청 가능한 것으로 해석되고 있다. 이 경우 ICAO 부속서 8의 PartⅡ, Chapter 3에서 요구하고 있는 감항증명이 항공기 등록국가의 감항당국이 개별 등록 항공기에 대하여 해당 감항기준을 만족하고 안전한 운용상태에 있음을 확인하여 감항증명을 발행해야하는 요구사항의 충족에 어려움이 있을 수 있다.

우리나라 항공법규는 감항증명 위주로 기술되어 있어 감항증명을 하기 전에 해당 항공기의 설계·제작과정 및 완성 후의 상태와 비행성능이 기술기준에 적합한지 여부를 검사하여야 하는 ICAO 요구사항을 충족하지 못하고 있다. 따라서, 이상과 같은 제도의 전반적인 개선이 시급하다고 판단된다. 지금까지 항공안전의 주 대상인 정비 및 운항에 맞춰 항공법이 운용되어온 측면과 국내에서 개발되어 형식인증이나 생산인증이 필요한 항공기가 없이 대부분 수입항공기에 의존하는 항공기 소비국으로서 설계(형식증명), 제작과정(제작증명)에 대한 제도가 실질적으로 운용된 경험이 부족하기 때문이라고 할 수 있다.

<표 82> 인증제도에 따른 국내 인증체제와 인증기술기준

구분		인증제도	인증 체계			인증기술기준
			항 공 법	시행 규칙	국토해양부 훈 령/고 시	
항공기/엔진/프로펠러	설계	형식증명	제17조 (형식 증명)	제31조 내지 제 35조	훈령 제282호 (항공기 형식증명 지침)	국토해양부 고시 2010-286호 (항공기기술기준)
		부가형식증명	제17조 (형식 증명) 제4항	제33조 제2항 제33조의2	훈령 제271호 (항공기 등의 부가형식증명 지침)	국토해양부 고시 2010-286호 (항공기기술기준)
	제작	제작증명	제17조의3 (제작증명)	제35조의5 내지 제35조의7	훈령 제2009-281호 (제작증명 및 생산승인 지침)	국토해양부 고시 2009-381호 (제작증명 및 생산승인 기준)
항공기 부품		기술표준품 형식승인	제20조(기술표준품에 대한 형식승인)	제39조 내지 제41조	고시 제2010-799호 (항공기 기술표준품 형식승인기준)	국토해양부 고시 제2010-799호 별표 1
		부품등 제작자증명	제20조의2 (부품등제작자증명)	제42조 내지 제45조	고시 제2009-454호 (부품등 제작자증명기준) 훈령 훈령 제494호 (부품등 제작자증명 지침)	국토해양부 고시 2010-286호 (항공기기술기준)

참고문헌 1의 분석내용을 참조하면 우리나라 항공법은 FAR Part 21에 해당하는 내용이 항공법, 항공법시행규칙, 운항기술기준, 항공기기술기준(KAS) Part 21등 여러 종류의 문서에 분산되어 있으며, 미연방항공청(FAA)와 같이 형식증명-생산증명-감항증명의 일관성 있는 연계 체제가 미흡함을 지적하고 있다.



<그림 154> 우리나라 항공기 인증제도

호주의 경우 미국과 최신의 항공안전협정 체결까지 1990년부터 10 여년 동안 인증제도의 개혁을 시도 및 실패를 반복한 후 2005년에 항공안전협정(BASA)를 체결할 수 있었으며 그 배경에는 호주의 항공기 인증제도의 전면적 분석과 제도개선 노력으로 미국과 동등한 수준의 인증체계를 확보할 수 있는 계기가 되었으며 우리에게 시사하는 점이 크다.

○ 참고문헌 1의 분석이 시사하는 주안점

- 항공법규 측면에서 항공선진국 수준의 인증 제도를 갖추기 위해서는 ICAO 협약서의 실효적 이행에 필요한 법규와 제도 마련이 시급
- 감항당국이 감항증명 발행 전에 항공기 안전을 독자적으로 확인할 수 있는 능력을 갖추어야함
- 국내 항공산업의 발전에 따라 항공 산업체의 요구에 부응하는 항공관련 법규와 제도의 지속적인 개선노력이 필요함
- 완제기 수출에 필요한 형식증명 및 제작증명을 실질적으로 수행할 수 있는 법규와 제도의 마련이 시급하며 이를 통해 항공산업 발전을 지원할 수 있음

나. 항공기 인증업무관련 국내 항공법규 현황

항공기 인증업무 관련 법령 및 제도는 다음과 같이 항공법, 항공법 시행령 기타 훈령과 고시 등으로 요약되며 다음의 관련규정이 있다.

1. 항공법 (법률 제10162호, 2010. 3.22)
2. 항공법 시행령 (대통령령 제21719호, 2009. 9. 9)
3. 항공기 형식증명 등 전문검사기관지정 및 감독규정 동법 시행령 (국토해양부 고시 제2009-322호, 2009.06.12.)
4. 항공기 형식증명 지침제정 (국토해양부훈령 제266호, 2009.06.05.)
5. 항공기 등의 감항엔지니어 업무지침 (국토해양부훈령 제272호, 2009.06.05)
6. 항공안전공무원교육훈련규정 (국토해양부 훈령 제575호, 2010.3.10)
7. 전문검사기관 지정 (국토해양부고시 제2009-424호, 2009.07.01)

항공법([법률 제10162호, 2010. 3.22, 일부개정]) 제154의 2에 따라 인증과 관련된 증명 또는 검사에 관한 업무를 대통령령으로 정하는 바에 따라 전문검사기관에 위탁할 수 있도록 규정하고 있다. 항공법 시행령 ([대통령령 제21719호, 2009. 9. 9, 일부개정])에는 전문검사기관의 인허가 관련 자격요건과 전문검사기관 지정 후 항공기 및 장비품의 증명 또는 검사에 필요한 전문검사기관의 업무규정(검사규정) 제정 및 제정된 업무규정의 국토해양부장관 인가 요구조건 등을 규정하고 있다.

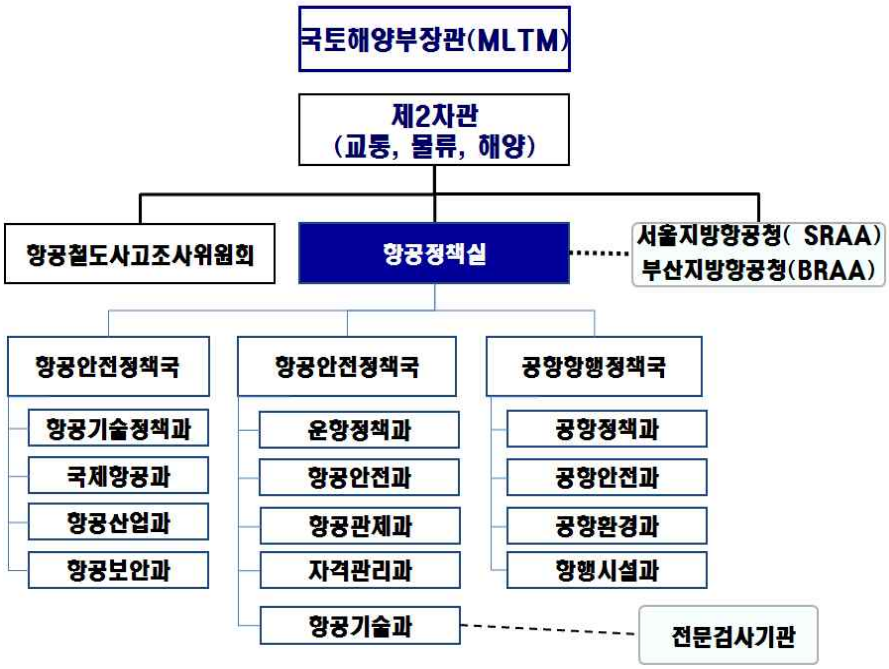
항공기 형식증명 등 전문검사기관지정 및 감독규정 동법 시행령 (국토해양부 고시 제2009-322호, 2009.06.12.)에서는 항공기 형식증명 관련 등 전문검사기관의 지정과 사후 관리 등에 대한 세부사항을 정하고 있다. 본 시행령의 별표[1]에는 항공기 형식증명 등 전문검사기관이 갖추어야 하는 기준을 1. 법인격, 2. 기술인력, 3. 시설, 4. 장비, 5. 도서관리 항목으로 세부 요건을 정의하고 있다. 전문검사기관 지정 (국토해양부고시 제2009-424호2009.07.01)에 대한 고시로 한국항공우주연구원이 전문검사기관으로 인가되었고 지정된 위탁업무는 다음과 같다.

<표 83> 지정된 위탁업무

관련 항공법	지정업무내용
제15조(감항증명)	형식증명(승인)이 없는 항공기의 설계 및 제작과정에 대한 검사업무
제17조(형식증명)	형식증명을 위한 검사업무
제17조제4항(부가형식증명)	부가형식증명을 위한 검사업무
제17조2(수입항공기등의 형식증명승인)	수입 항공기등의 형식증명승인을 위한 검사업무
제17조의3(제작증명)	제작증명을 위한 검사업무
제20조(기술표준품에 대한 형식승인)	기술표준품에 대한 형식승인 검사업무
제20조2(부품등제작자증명)	부품 등 제작자증명을 위한 검사업무

다. 인증 조직 및 인력관련 규정

우리나라는 항공법이 항공기관련 인증 및 항공안전을 위한 업무 수행을 위해 “국토해양부와 그 소속기관 직제”에 관한 대통령과 시행규칙에 의거 국토해양부 내에 항공정책실에서 관련 업무를 위임받아 수행하고 있다. 항공기 인증 관련 업무의 책임은 항공기술과에 있으며 전문검사기관 제도를 두어 필요한 기술지원 업무를 위임하여 수행하고 있다.



<그림 155> 국토해양부 항공안전 조직

앞 절에 설명한 바와 같이 핵심인증업무의 대부분이 전문검사기관에 위임되어 있는 점을 고려할 때 전문검사기관의 관련 조직 및 인력 등이 위임받은 인증업무 수행에 필요한 규모의 조직구성, 조직운영 시스템 확충 및 인증 전문인력의 확보 등이 필수적이다. 항공기 인증업무에 종사하는 인력에 대한 법령 및 제도는 “항공기 등의 감항엔지니어 업무지침 (국토해양부훈령 제272호, 2009.06.05)”에 수행하는 업무에 대해 효율적 감독에 필요한 세부 세부지침을 “항공안전공무원 교육훈련규정(국토해양부 훈령 제575호, 2010.3.10)”에 항공기 인증 관련 종사자의 교육훈련 규정을 명시하고 있다.

항공기등의 감항엔지니어 업무지침 (국토해양부훈령 제272호, 2009.06.05)” 제2조는 인증 업무 수행인력을 다음과 같이 정부소속이냐 전문검사기관 소속이냐에 따라 다음과 같이 구분하여 정의하고 있다.

○ 제2조2. “감항엔지니어(Airworthiness Engineer)"라 함은 제1조의 규정에 의한 업무를 수행하기 위하여 국토해양부 또는 지방항공청 공무원 중에서 국토해양부장관(항공기술과장)이 임명한 자를 말한다.

○ 제2조3. “인증기술자(Certification Engineer)”라 함은 국토해양부장관이 위탁한 검사업무를 수행하기 위하여 전문검사기관의 장이 임명한 자를 말한다.

동 지침이 정하는 내용은 “감항엔지니어(Airworthiness Engineer)"와 “인증기술자(Certification Engineer)” 의 업무영역, 역할분담, 책임과 권한 등을 포괄적으로 명시하고 있으나 전문검사기관 지정제도와 마찬가지로 핵심 인증활동의 위탁과 정부의 항공기 인증 목표 달성을 위한 정부의 조정통제 기능에 대한 핵심규정이 미흡하다. 동 지침의 “제10조(감항엔지니어등의 교육훈련)” 에는 감항엔지니어 및 인증기술자의 교육훈련을 초기교육훈련, 직무교육훈련 및 정기보수교육훈련으로 구분하여 실시하도록 명시하고 있다.

2. 각 국의 인증 체계 비교

가. 인증체계의 구분

ICAO 규정에 따른 항공기 인증체계는 각국의 현실을 고려하여 수립되나, 크게 아래의 3가지 형태로 구분된다. 여기서 우리나라 시스템을 별도로 구분한 것은 여타의 국가와는 다른 매우 독특한 체계를 갖고 있기 때문이다.

(i) 감항당국이 형식인증 과정에 직접 참여 (FAA 시스템)
(ii) 항공기 설계 조직에 대부분의 감항당국 권한 위임 (EASA 시스템)
(iii) 별도의 기관을 지정하여 중요한 감항당국 권한 위임 (우리나라 시스템)

FAA 시스템은 모든 형식인증 과정에 FAA가 직접참여를 원칙으로 하며 이에 필요한 전문 인증 인력은 FAA 고용인원 혹은 DER제도를 통하여 확보한다.

EASA 시스템은 설계조직승인 제도를 통하여 설계조직에 대부분의 감항당국 권한을 위임하고 DOM을 통하여 위임된 권한이 적절하게 집행되었는지를 명시하여 관리감독을 한다. 특히, DO 내부에는 인증조직 이외에 각각의 special section 부서에 소속되어 있으면서 인증 업무를 수행하는 CVE (Compliance Verification Engineer) 를 임명하여 인증관련 활동을 수행한다.

우리나라 시스템은 현재 형식증명, 제작증명 및 감항증명 등의 인증업무와 관련된 감항당국의 권한을 전문검사기관 지정제도를 통하여 위임기관을 명시하여 위임한 상태이다.

나. 인증체계의 비교

<표 84> 인증체계의 비교

구분	권한의 위임범위	감항당국의 조정/통제방법
FAA 시스템	○ 인증신청인이나 제3의 기관에 권한 위임 사항 없고 모든 인증활동에 직접참여를 원칙으로 한다. ○ FAA가 인증활동의 참여범위를 정함에 있어 인증 신청인의 경험과 능력 등을 고려하여 FAA의 인증 목적 달성에 필요여부를 판단하여 결정한다. ○ 인증 전문인력으로 외부 전문가가 필요한 경우 DER 제도로 위임자를 임명하여 FAA의 인증 활동의 일부를 위임한다. ○ 따라서, FAA인원 및 DER이 신청인과 인증활동에 필요한 세부절차 및 계획서 등을 사전에 합의하여 인증 프로젝트에 참여한다.	○ 대부분의 인증관련 주요 사항을 FAA의 기관이 직접 결정하고 실행한다. ○ 외부 전문인력 DER의 권한과 책임범위를 문서화하여 통제하고 관리감독을 하고있다. ○ 중요 사안에 대해서는 DER의 권한이 없으며 DER 감독기구를 두어 FAA의 권한 위임에 따른 위험성을 사전에 차단할 수 있는 장치가 마련되어 있다. ○ DER의 임명과 해임, 교육 및 관리 절차 등 세부사항을 문서화하고 이들의 성과를 평가할 수 있는 시스템을 갖추고 있다.
EASA 시스템	○ 대부분의 감항당국 인증관련 권한을 신청인에 위임 ○ 이를 위해 신청인은 사전에 DOA를 통한 설계조직승인을 받아야함 ○ 설계조직은 신청인의 항공관련 생산품의 중요도에 따라 다양한 카테고리로 구분하여 설계조직 승인시 별도의 절차를 밟고 승인 후 에도 중요도에 따른 각각의 관리방침을 적용한다.	○ 신청인에 대한 DOA 절차 적용 ○ 조정통제 절차를 세부적으로 명시 DOM을 통하여 설계조직을 조정통제함 ○ 신청인은 내부의 Design assurance 절차를 만들어 감항당국의 인증 목적달성을 위한 노력을 기울일 책임이 있음 ○ 주요 인증 활동에 감항당국이 직접참여하거나 외부전문가를 지정하여 참여할 수 있음

우리나라 시스템	○ 전문검사기관 지정을 통한 주요 인증(형식증명/제작증명) 활동의 대부분을 위임	○ 국토해양부 고시 제2009-322호에 명시된 전문검사기관 감독규정에 따라 감독을 받음 ○ 전문검사기관은 업무규정(검사규정)을 정하고 국토해양부 장관의 인가를 받은 후 적용토록함 ○ 정기적인 전문기관 감사제도 활용

다. 인증체계의 개선점

우리나라는 현재까지 민수헬기 개발사업이 없었기 때문에 인증체계가 실효적으로 작동된 바는 없으나 다음과 같은 헬기산업의 현실을 고려하여 현행제도의 보완이 이루어져야 한다.

- ○ 헬기 운항실적의 증가
- ○ 헬기 개발실적 및 개발 인프라 확보수준 개선
- ○ 헬기산업 육성정책에 따른 헬기산업 발전
- ○ 헬기관련 생산품의 국제시장 개척요구 반영

인증체계의 측면에서는 항공기 선진국들이 운용하는 시스템의 장점을 취하는 노력이 필요하다. FAA의 DER을 통한 인증업무의 대행 방법, EASA의 Design organization 승인을 통한 인증업무의 위임 방법 등을 검토해볼 필요가 있다. 따라서, 다음과 같은 측면의 개선 노력이 필요하다.

- ○ 정부 감항당국의 승격개편을 통한 항공기 인증 책임 실질적 수행
- ○ FAA DER 제도 차용을 통한 외부 인증전문가 활용 방안 강구
- ○ EASA DOA 제도 차용을 통한 감항기관의 인증업무 일부를 헬기산업체 위임 제도화하는 방안 강구
- ○ 인증전문기관 지정관련 법규 보완, 위임업무를 실질적으로 수행할 수 있는 시스템을 갖출 수 있도록 지속적인 인증시스템 개선과 이를 위한 정부지원 제도화

제3절 헬기 인증 기준 (Part-27, Part-29)

1. 헬기 형식 구분

FAA는 항공기의 중량, 좌석 수 및 용도에 따라 다음과 같은 2가지의 인증 기준을 적용하고 있다.

- PART 27－AIRWORTHINESS STANDARDS: NORMAL CATEGORY ROTORCRAFT
- PART 29－AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY ROTORCRAFT

PART 27과 PART-29는 헬기의 용도, 설계특성 및 성능 등에 따라 헬기 형식을 아래와 같이 구분하고 있다.

Part-29 Subpart B : Performance
Part-29 Subpart C : Strength Requirements
Part-29 Subpart D : Design and Constructions

<표 85> 헬기 형식 구분

	PART-27 : NORMAL CATEGORY ROTORCRAFT	PART-29: TRANSPORT CATEGORY ROTORCRAFT				
		Category A	Category B			Category A & Category B
Max. Weight	7,000 lbs ↓	20,000 lbs ↑	20,000 lbs ↑	20,000 lbs ↓	20,000 lbs ↓	
Passenger Seats	9 ↓	10 ↑	9 ↓	10 ↑	9 ↓	
Exception	(1)	Mandatory	(2)	(3)		(4)

(1) Category A certification by meeting the applicable Part-29 requirements specified in PART-27 Appendix C
(2) By meeting the Category A requirements in Subpart C, D, E, and F
(3) By meeting the Category A requirements of § 29.67(a)(2), 29.87, 29.1517, and subparts C, D, E, & F.
(4) This combination has primary differences in the gross weight allowed and the surface areas required for takeoff.

Part-29 Subpart E : Power Plant
Part-29 Subpart F : Equipments
Part-29 §29.67 : Climb Performance (OEI)
Part-29 §29.87 : Height-Velocity Envelope
Part-29 §29.1517 : Limiting Height-Velocity Envelope

○ 중량 7,000 lbs 이하의 헬기도 Part-29의 관련 기준을 만족시킴으로써 Category A로 인증을 받을 수 있음. 단발 엔진을 장착한 헬기의 경우에는 Category A 인증을 받을 수 없으나 쌍발엔진을 장착한 경우에는 비행안전성 확보차원에서 Category A 로 인증을 받은 헬기를 선호하는 것이 시장의 경향임. 따라서 세계시장 진출을 위해서는 쌍발엔진 장착 소형헬기는 Category A 인증이 필수적이다.

○ 수송급 헬기는 Category A나 Category B로 혹은 이들을 모두 포함하는 인증을 획득할 수 있음. Category A와 Category B로 동시에 인증을 받는 것이 가능하나 총중량 및 이륙과 관련된 제한 기준에서 차이가 있다.

2. 헬기형식에 따른 감항기준 적용범위의 비교

<표 86> 감항기준 적용범위의 비교

AW Requirements		NORMAL CATEGORY ROTORCRAFT		TRANSPORT CATEGORY ROTORCRAFT	
		Normal	Category A	Category A	Category B
Common in Part-27 & Part-29		O	O	O	O
Part-27 Unique		O	O	X	X
Part-29	Category A Requirements in Subpart B-Flight	X	O	O	X
	Category A Requirements in Subparts C,D,E,F	X	O	O	X
	Icing Certification	X	X	O	O
	Demo of Emergency Evacuation Procedures	X	X	O	O
Part-29 Unique		X	X	O	O

3. Category A 및 Category B 감항기준의 비교

<표 87> Category A 및 Category B의 감항기준의 비교

Category A	○ 2개 이상의 엔진장착 ○ 1개의 엔진 고장 시에도 안전한 이착륙 성능 보장 (Category A take off and landing performance) ○ 엔진 Isolation: 1개 엔진 고장이 다른 엔진의 기능에 영향을 주지 말아야함 - AC29.903. b (1) Category A; Engine Isolation - AC29.903. b (2) Category A; Control of Engine Rotation ○ 연료 시스템 Isolation: 1개의 연료 시스템 고장이 다른 연료시스템 기능에 영향을 주지 말아야함 -AC29.953 Fuel System Independence ○ 전기 시스템 Isolation: 1개의 전기 시스템 고장이 다른 전기시스템 기능에 영향을 주지 말아야함 -AC29.1351 Electrical Systems and Equipment-General
Category B	○ 단발이나 2개 이상의 엔진 장착 가능 ○ Category A 이착륙 성능이 요구되지 않음

Category A 이착륙 성능 요구조건과 엔진, 연료시스템 및 전기시스템의 isolation 이외의 Category A 주요 요구조건은 다음에 자세한 절차가 수록되어 있다.

AC 29.181 Dynamic Stability: highly damped oscillation
AC 29.631 Bird Strike: continued safe flight and landing after bird strike
AC 29.877 Ice Protection: Power consumption effect on enroute performance
AC 29.908 Cooling Fans: Effect of cooling fan failure on engine performance
AC 29.927 Additional Tests:Additional drive system tests for Category A operation
AC 29.1045 Climb Cooling Test Procedure
AC 29.1047 Take off Cooling Test Procedure
AC 29.1093 Induction system Cooling Test Procedure: Ice&Snow protection
AC 29.1309 Equipment, Systems, andInstallations : including environment and lightening protection
기타 안전관련 : Emergency evacuation (lighting, exit, exit marking, exit access, main aisle width, and others related)
Fire detection, protection, and extinguishing system

Hull type
Buoyancy
Cooling fan
Fuel jettisoning

가. Category A 이륙성능

(1) 적용 기준

▷ AC 29.53A TAKEOFF: CATEGORY A
▷ AC 29.55 TAKEOFF DECISION POINT: CATEGORY A.
▷ AC 29.59A (AC's 29.60, 29.61&29.62)
TAKEOFF PATH, DISTANCE AND REJECTED TAKEOFF;
GROUND LEVEL AND ELEVATED HELIPORT: CATEGORY A

지면고도에 따른 TDP (Takeoff Decision Point)를 비행시험을 통해 결정한다. TDP에 도달하기 전에 1개의 엔진고장이 발생한 경우 헬기는 설정된 이륙거리 (the established rejected takeoff distance) 내에서 안전하게 착륙할 수 있는 성능 (the rejected takeoff)을 가져야 한다. TDP에 도달한 이후 1개의 엔진고장이 발생한 경우 헬기는 상승비행을 통해 안전하게 이륙절차를 지속할 수 있는 성능(the continued takeoff)을 가져야함. 이 경우 지면고도 35ft 이상에서 상승비행 (VY>0)을 하면서 이륙안전속도 VTOSS (takeoff safety speed)에 도달할 수 있어야 한다. Category A 이륙에 대한 일반적인 비행경로는 다음과 같다(상승비행속도 : VY, 이륙안전속도 : VTOSS, 엔진고장싯점 : EFP (Engine Failure Point).

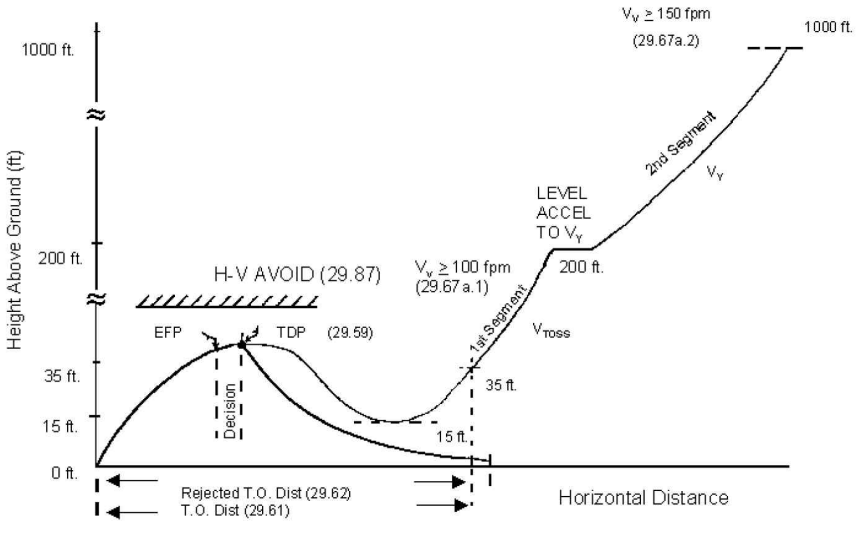


FIGURE AC 29.53A-1 TAKEOFF PERFORMANCE CATEGORY A

<그림 156> Takeoff performance category A

(2) 지면고도의 heliport 에서의 Category A 수직이륙 비행경로

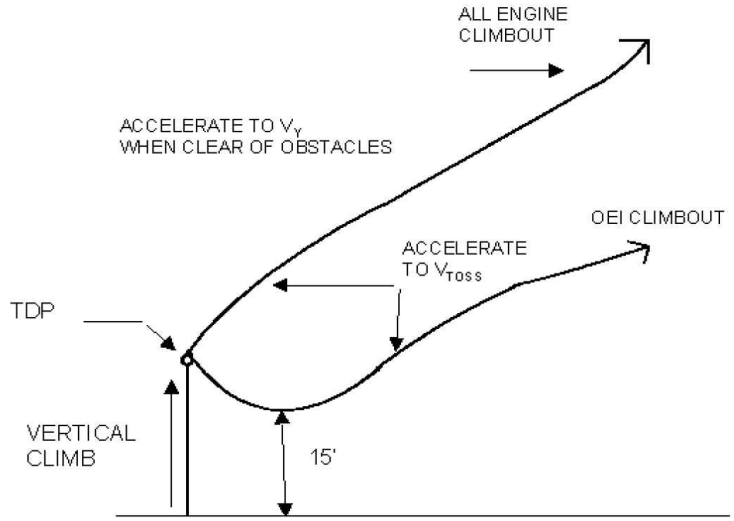


FIGURE AC 29.59A-1 CATEGORY A VERTICAL TAKEOFF PROFILE
GROUND LEVEL HELIPORT

<그림 157> Catergory a vertical takeoff profle ground Level Heliport

(3) Elevated heliport 에서의 Category A 수직이륙 비행경로

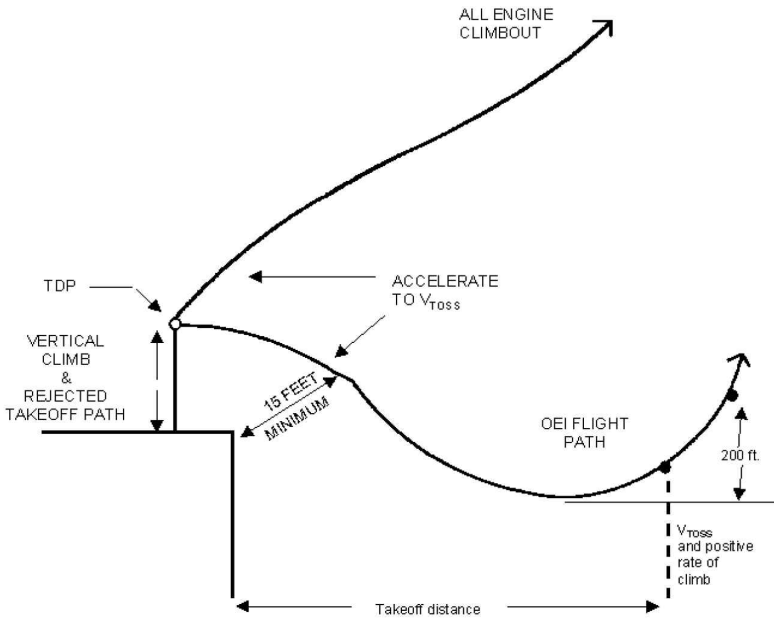


FIGURE AC 29.59A-2 CATEGORY A VERTICAL TAKEOFF
PROFILE ELEVATED HELIPORT

<그림 158> Category a vertical takeoff profile elevated heliport

나. Category A 착륙성능

(1) 적용 기준

▷ AC 29.75A. LANDING

▷ AC 29.85. BALKED LANDING: CATEGORY A

착륙중량을 제한하기 위해 비행속도, 하강률 및 지면고도에 따른 LDP (Landing Decision Point)를 비행시험을 통해 결정한다. LDP에 도달하기 전이나 LDP에서 1개의 엔진고장이 발생한 경우 헬기는 a balk-ed landing 절차에 따라 안전하게 복행(go-around)할 수 있는 성능을 가져야 한다. 모든 엔진이 고장이 난 경우에도 autorotation을 통한 안전한 착륙이 가능해야 한다. Clear heliport에서의 Category A 착륙경로와 Elevated heliport에서의 Category A 착륙경로는 다음과 같다.

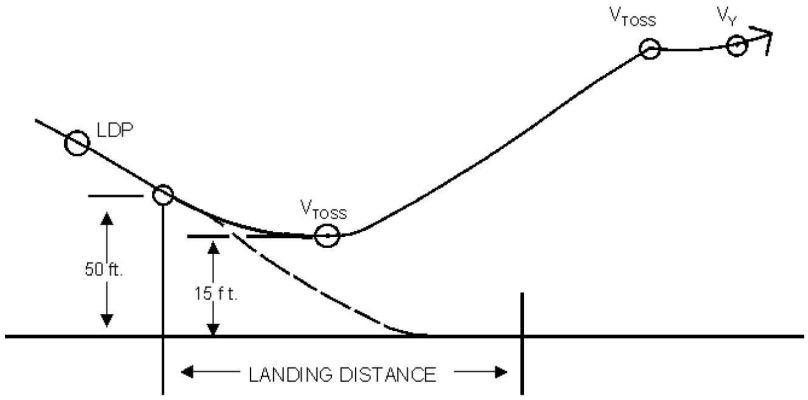


FIGURE AC 29.75A-1 CATEGORY A CONVENTIONAL LANDING - CLEAR HELIPORT

<그림 159> category a conventional landing-clear heliport

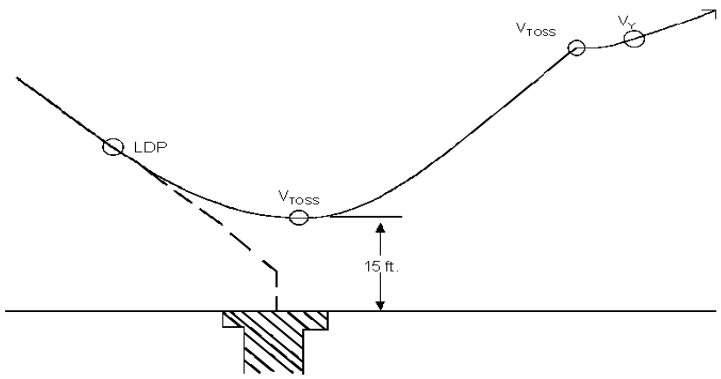


FIGURE AC 29.75A-2 CATEGORY A VERTICAL LANDING

<그림 160> category a vertical landing

4. Part 27/Part 29의 세부규정 비교

헬리콥터의 인증시험항목을 도출하기 위해 FAR Part 27과 Part 29의 세부규정을 상호 비교·분석하였다. 앞서 Category 분류에 따른 규정을 보았듯이 전체적으로 Part 29가 Part 27을 대부분 포함하고 있다. 따라서 Part 27과 29의 차이점, 특히 Part 29에 추가된 내용에 대해 항목별로 분류하여 분석하였다.

가. Performance

Part 29가 Part 27에 비해 자세한 이착륙 성능과 비행성능에 대한 규정을 정의하고 있다. 먼저 이륙 성능에 대한 규정을 보면 Part 29는 이륙 중 발생할 수 있는 항공기 고장 상태에서 성능, 이륙직후 상승비행시 항공기 주변의 장애물을 제거할 수 있는 장치 등에 대한 항목을 명시하고 있고, 자동 활강시 Part 27은 활강각도에 대한 규정만 있지만, Part 29는 활강시 최소 전진속도와 가장 오래 활강할 수 있는 각도에서 전진속도를 추가로 요구하고 있다. 착륙시 Part 29는 항공기 분류별 착륙거리, 지면 조건 등에 대한 자세한 항목을 요구한다. 그리고 Part 29에는 비행 중 발생한 진동을 감쇠할 수 있는 동적 안정성 조건이 추가되어 있다.

나. Strength Requirement

일반적으로 강도에 대한 규정은 Part 27과 29가 거의 동일하다. 단 Part 29의 경우 수송용 헬리콥터에 대한 규정이므로 하중이 비대칭으로 부과될 때 착륙장치 간의 하중 분배 비율에 대해 추가로 규정하고 있다. Part 29에 해당하는 항공기의 동체가 비행정의 형상 이거나 수륙양용일 경우에 대한 규정이 추가되어 있고, 보조 양력면이 장착되어 있을 때, 작용할 수 있는 최대하중, 지면 하중, 임계조건에 대한 규정이 포함되어 있다.

다. Design and Construction

항공기 설계 및 내부시스템 배치 등에 대한 규정에는 Part 27과 29에 차이가 있는 부분이 존재한다. 먼저 설계 시 Part 29는 플러터에 관련된 규정에 발산(divergence)를 추가하여 규정하고 있다. 그리고 Part 29는 조류와 충돌 시에도 안전운항이 가능하도록 설계에 반영할 것을 요구하고 있다.

앞서 강도요구 항목에서 언급되었던, 비행정 형태의 동체를 가지거나 부유물을 부착하고 있는 항공기의 경우(Part 29)는 파고, 풍랑과 같은 수면조건에 대한 항목과 비행정의 동체, 보조 부유장치가 수면에 의한 하중을 견딜 수 있는 항목이 요구된다.

항공기 내부배치에 있어, Part 29는 비상사태시 승무원이 탈출할 수 있는 장비와

수용가능한 승객 규모에 따라 4가지로 항공기를 분류하여 비상 탈출구의 배치, 접근 방법, 복도폭 등에 대해 규정하였다. 그리고 화재 방지를 위한 휴대용 소화기 혹은 항공기에 장착된 소화장비에 대한 항목도 추가되어 있다.

열교환 시스템의 경우 Part 27은 기체 전반에 걸쳐 필요한 사항을 제시하고 있는데 반해, Part 29는 Combustion heater fire zones에 대해서만 자세한 요구항목을 제시하고 있다. 그리고 Part 29의 경우 규모가 큰 엔진을 사용하기 때문에 Powerplant에 냉각팬 설치하는 것에 대한 규정을 제시하고 있다.

Part 29에 해당하는 대형 수송 헬기는 여러 개의 연료탱크를 사용할 수 있기 때문에, 여기에 대한 규정이 추가 되어 있다. 먼저 연료 시스템에서 연료탱크간 연료유입을 위한 연결 부분과 다양한 비행조건에서 연류탱크의 유입구, 카뷰레터 증기 유입구에서 유동이 원할 하도록 배치하는 것에 대한 규정이 있다. 연료량이 일정 수준 이하가 되었을 때 연료탱크간 유동과 연료주입에 대한 항목이 추가 되어 있다. 그리고 연료 시스템을 구성하는 부품 중 Fuel jettisoning 시스템 설치에 대한 규정이 추가되어 있다.

Oil system에서 Part 29에는 항공기 작동 중 발생하는 진동, 관성력, 오일 압력을 Oil radiator가 견딜 수 있는지와 Oil valve에 대한 규정이 추가되어 있다. 그리고 냉각시스템에서 이륙, 이륙직후 상승비행 동안 냉각 성능에 대한 시험과 제자리 비행시 최대하중을 부과하거나 지면효과가 작용할 때의 냉각 성능에 대한 시험이 추가 되었다. Part 29는 카뷰레터, Induction system, Inter-cooler, After-cooler와 각 장치의 하위부분의 설계, 제작, 설치에 대한 규정이 추가되어 있다.

Part 29는 배기시스템의 설계 및 구성 중 왕복엔진 회전익기의 배기 열교환기의 설치, 작동조건에 대해 추가적으로 규정하고 있다. 또한 보조 동력 장치를 구동, 정지, 긴급정지 시킬 수 있는 수단에 대한 장착을 추가적으로 요구하고 있다.

엔진과 관련된 부품에 대해 Part 29는 Part 27에 비해 몇가지 항목을 추가적으로 규정하였다. 각 엔진의 카뷰레터에 공기온도를 제어할 수 있는 장치에 대한 장착에 대한 항목과 엔진의 Supercharger 제어에 대한 접근을 조종사 뿐만 아니라 비행 엔지니어(탑승시)까지 가능하도록 규정하고 있다. 그리고 배터리 점화 시스템에 대한 자세한 항목이 Part 29에 추가되어 있다.

Powerplant의 화재방지를 위해 Part 27은 Powerplant 내부의 모든 장치에 대해 규정하고 있는데 반해, Part 29에서는 Designated fire zone의 범위와 이 영역에 요구되는 규정에 대해서 더욱 세부적으로 규정하고 있다. Part 27은 화재를 인식할 수 있는 장비에 대한 항목만 존재하지만, Part 29는 소화 시스템 전체에 대한 요구사항을 규정하였다.

라. Equipment

기체에 탑재장비에 대한 규정을 비교하였다. Part 29에 적용되는 항공기 규모가 크기 때문에 더 넓은 범위의 탑재장비가 존재한다. Part 29에는 압력계와 연결된 유

관과 고도계 교정, 조종석에 위치한 각종 장비에 대한 항목이 추가 되어 있고, 특히 Category A 회전익기에 대해서는 전원공급원에 관련된 규정을 추가하였다. Part 27은 축전지의 설치에 대한 규정만 있지만, Part 29는 분배버스, 피더, 각 제어 장치와 보호장비를 포함하는 전기 분배 시스템과 같은 전반적인 전자장비에 대해 규정하고 있다. 그리고 전자시스템의 실험과 전자장비의 화재, 화재 시 발생하는 연기에 대해 전자장비를 보호하는 것에 대한 규정이 Part 29에 추가되어 있다.

Part 29는 승객에게 안전밸트 착용을 알릴 수 있는 별도의 장치가 필요함을 규정하고 있다. 라디오 통신, 항법 장비에 대한 규정과 객실 내부의 기압을 조절할 수 있는 장치, 산소호흡기에 대한 규정이 Part 29에 추가되어 있다.

Part 27에서만 요구되는 탑재장비에 대한 항목은 전력원과 메인버스를 분리시킬 수 있는 마스터 스위치에 대한 것과 전선의 허용용량과 발열, 설치에 대한 규정, 각 스위치에 요구되는 규정이 추가되어 있다.

마. Operating Limitations and Information

Part 29는 동력이 손실되었을 때 안전한 착륙을 보장할 수 없는 고도와 비행속도를 제시하도록 요구한다. Part 29는 TSO-C77을 만족하는 보조동력장치를 설치했을 경우 요구되는 규정을 추가하였다.

바. Appendix

Part 29의 Appendix C, D는 항공기 결빙 조건시 인증과 비상탈출 절차시범에 대한 사항을 기술하고 있다.

위의 비교분석에 대한 보다 세부적인 정보를 Part 27과 Part 29의 항목 별로 비교하여 다음 표에 제시하였다.

Part 27과 Part 29의 비교분석결과 몇가지 조항에서 차이점은 있으나 전체적으로 Part 29가 Part 27을 대부분 포함하고 있음을 알 수 있었다. Part 29에 추가된 주요 내용은 이착륙절차가 보다 상세히 명시된 것, 동적안정성 조건, 수상이착륙에 대한 기체구조강도, 보조양력면의 구조강도, 조류충돌, 얼음착빙, 승객비상탈출로에 대한 조항이다. 이것은 Part 29에 해당하는 항공기가 수송급으로 보다 규모가 크고, 다수의 장비가 필요하므로, 이에 대한 추가적인 안전조항을 정의한 것이다. 그 외 대부분의 항목은 큰 차이가 없으므로 시험항목 도출을 고려했을 때, Part27/29 비교분석 결과에서 다음과 같은 결론을 도출 할 수 있다.

Part 27과 29에서 요구되는 인증항목이 대부분 유사하므로 시험항목의 종류에는 큰 차이가 없다. 하지만 항공기의 규모와 탑재장비에 따라 Part 29에 세부적인 조항이 추가되었기 때문에 시험시설의 규모나 수행범위에 다소 차이가 발생할 것으로 판단된다. 대부분 Part 29의 조항이 넓고 세부적이므로 Part 29를 기준으로 시험항목을 도출하는 것이 타당하다.

<표 88> Part 27과 Part 29 항목별 비교표

PART 27－AIRWORTHINESS STANDARDS: NORMAL CATEGORY ROTORCRAFT	PART 29－AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY ROTORCRAFT	비교 내용
e-CFR Data is current as of January 14, 2010	e-CFR Data is current as of January 14, 2010	
Subpart A－General	**Subpart A－General**	
§ 27.1 Applicability.	§ 29.1 Applicability.	
§ 27.2 Special retroactive requirements.	§ 29.2 Special retroactive requirements.	
Subpart B－Flight General	**Subpart B－Flight General**	
§ 27.21 Proof of compliance.	§ 29.21 Proof of compliance.	
§ 27.25 Weight limits.	§ 29.25 Weight limits.	
§ 27.27 Center of gravity limits.	§ 29.27 Center of gravity limits.	
§ 27.29 Empty weight and corresponding center of gravity.	§ 2929 Empty weight and corresponding center of gravity.	
§ 27.31 Removable ballast.	§ 29.31 Removable ballast.	
§ 27.33 Main rotor speed and pitch limits.	§ 29.33 Main rotor speed and pitch limits.	
Performance	**Performance**	
§ 27.45 General.	§ 29.45 General	
§ 27.49 Performance at minimum operating speed.	§ 29.49 Performance at minimum operating speed.	
§ 27.51 Takeoff.	§ 29.51 Takeoff data: general. § 29.53 Takeoff: Category A. § 29.55 Takeoff decision point (TDP): Category A. § 29.59 Takeoff path: Category A. § 29.60 Elevated heliport takeoff path: Category A. § 29.61 Takeoff distance: Category A. § 29.62 Rejected takeoff: Category A. § 29.63 Takeoff: Category B. § 29.64 Climb: General.	Part 29에서 보다 상세한 항목 요구, 예를 들어, 이륙 중 발생할 수 있는 항공기 고장 상태에서 성능, 고장요인을 방지할 수 있는 절차 등
§ 27.65 Climb: all engines operating.	§ 29.65 Climb: All engines operating.	
§ 27.67 Climb: one engine inoperative.	§ 29.67 Climb: One engine inoperative (OEI).	
§ 27.71 Autorotation performance.	§ 29.71 Helicopter angle of glide: Category B.	자동 활강각도를 제시할 때 Part 29는 활강시의 최소전진속도와 최고 활강각에 대한 전진속도를 추가로 요구
§ 27.75 Landing.	§ 29.75 Landing: General. § 29.77 Landing Decision Point (LDP): Category A. § 29.79 Landing: Category A. § 29.81 Landing distance: Category A. § 29.83 Landing: Category B. § 29.85 Balked landing: Category A.	Part 29에서 착륙시 지면 조건등에 대한 자세한 항목을 요구
§ 27.87 Height-speed envelope.	§ 29.87 Height-velocity envelope.	

Flight Characteristics § 27.141 General. § 27.143 Controllability and maneuverability. § 27.151 Flight controls. § 27.161 Trim control. § 27.171 Stability: general. § 27.173 Static longitudinal stability. § 27.175 Demonstration of static longitudinal stability. § 27.177 Static directional stability.	Flight Characteristics § 29.141 General. § 29.143 Controllability and maneuverability. § 29.151 Flight controls. § 29.161 Trim control. § 29.171 Stability: general. § 29.173 Static longitudinal stability. § 29.175 Demonstration of static longitudinal stability. § 29.177 Static directional stability. § 29.181 Dynamic stability: Category A rotorcraft.	비행 중 발생한 진동을 감쇠할 수 있는 비행제어 요구
Ground and Water Handling Characteristics § 27.231 General. § 27.235 Taxiing condition. § 27.239 Spray characteristics. § 27.241 Ground resonance.	**Ground and Water Handling Characteristics** § 29.231 General. § 29.235 Taxiing condition. § 29.239 Spray characteristics. § 29.241 Ground resonance.	
Miscellaneous Flight Requirements § 27.251 Vibration.	**Miscellaneous Flight Requirements** § 29.251 Vibration.	
Subpart C－Strength Requirements **General** § 27.301 Loads. § 27.303 Factor of safety. § 27.305 Strength and deformation. § 27.307 Proof of structure. § 27.309 Design limitations. Flight Loads § 27.321 General. § 27.337 Limit maneuvering load factor. § 27.339 Resultant limit maneuvering loads. § 27.341 Gust loads. § 27.351 Yawing conditions. § 27.361 Engine torque. Control Surface and System Loads § 27.391 General. § 27.395 Control system. § 27.397 Limit pilot forces and torques. § 27.399 Dual control system. § 27.411 Ground clearance: tail rotor guard. § 27427 Unsymmetrical loads. Ground Loads § 27.471 General. § 27.473 Ground loading conditions and assumptions. § 27.475 Tires and shock absorbers. § 27.477 Landing gear arrangement. § 27.479 Level landing	**Subpart C－Strength Requirements** **General** § 29.301 Loads. § 29.303 Factor of safety. § 29.305 Strength and deformation. § 29.307 Proof of structure. § 29.309 Design limitations. Flight Loads § 29.321 General. § 29.337 Limit maneuvering load factor. § 29.339 Resultant limit maneuvering loads. § 29.341 Gust loads. § 29.351 Yawing conditions. § 29.361 Engine torque. Control Surface and System Loads § 29.391 General. § 29.395 Control system. § 29.397 Limit pilot forces and torques. § 29.399 Dual control system. § 29.411 Ground clearance: tail rotor guard. § 29.427 Unsymmetrical loads. Ground Loads § 29.471 General. § 29.473 Ground loading conditions and assumptions. § 29.475 Tires and shock absorbers. § 29.477 Landing gear arrangement. § 29.479 Level landing	

conditions. § 27.481 Tail-down landing conditions. § 27.483 One-wheel landing conditions. § 27.485 Lateral drift landing conditions. § 27.493 Braked roll conditions. § 27.497 Ground loading conditions: landing gear with tail wheels. § 27.501 Ground loading conditions: landing gear with skids. § 27.505 Ski landing conditions.	conditions. § 29.481 Tail-down landing conditions. § 29.483 One-wheel landing conditions. § 29.485 Lateral drift landing conditions. § 29.493 Braked roll conditions. § 29.497 Ground loading conditions: landing gear with tail wheels. § 29.501 Ground loading conditions: landing gear with skids. § 29.505 Ski landing conditions. § 29.511 Ground load: unsymmetrical loads on multiple-wheel units.	하중이 비대칭으로 부과될 때 착륙장치 간의 하중비에 대한 항목
Water Loads § 27.521 Float landing conditions.	**Water Loads** § 29.519 Hull type rotorcraft: Water-based and amphibian. § 29.521 Float landing conditions.	Part 29에 비행정 혹은 수륙양용의 동체를 가진 회전익기에 대한 항목 추가
Main Component Requirements § 27.547 Main rotor structure. § 27.549 Fuselage, landing gear, and rotor pylon structures.	**Main Component Requirements** § 29.547 Main and tail rotor structure. § 29.549 Fuselage and rotor pylon structures. § 29.551 Auxiliary lifting surfaces.	보조양력면의 최대 하중, 적용가능한 지면 하중, 임계조건에 대한 항목 추가
Emergency Landing Conditions § 27.561 General. § 27.562 Emergency landing dynamic conditions. § 27.563 Structural ditching provisions.	**Emergency Landing Conditions** § 29.561 General. § 29.562 Emergency landing dynamic conditions. § 29.563 Structural ditching provisions.	
Fatigue Evaluation § 27.571 Fatigue evaluation of structure.	**Fatigue Evaluation** § 29.571 Fatigue evaluation of structure.	
Subpart D－Design and Construction **General** § 27.601 Design. § 27.602 Critical parts. § 27.603 Materials. § 27.605 Fabrication methods. § 27.607 Fasteners. § 27.609 Protection of structure. § 27.610 Lightning and static electricity protection. § 27.611 Inspection provisions. § 27.613 Material strength properties and design values. § 27.619 Special factors. § 27.621 Casting factors. § 27.623 Bearing factors. § 27.625 Fitting factors. § 27.629 Flutter.	**Subpart D－Design and Construction** **General** § 29.601 Design. § 29.602 Critical parts. § 29.603 Materials. § 29.605 Fabrication methods. § 29.607 Fasteners. § 29.609 Protection of structure. § 29.610 Lightning and static electricity protection. § 29.611 Inspection provisions. § 29.613 Material strength properties and design values. § 29.619 Special factors. § 29.621 Casting factors. § 29.623 Bearing factors. § 29.625 Fitting factors. § 29.629 Flutter and divergence. § 29.631 Bird strike.	Part 29에는 divergence에 대한 사항 추가 조류와 충돌시에도 안전운항을 할 수 있는지에

		대한 항목
Rotors § 27.653 Pressure venting and drainage of rotor blades. § 27.659 Mass balance. § 27.661 Rotor blade clearance. § 27.663 Ground resonance prevention means.	**Rotors** § 29.653 Pressure venting and drainage of rotor blades. § 29.659 Mass balance. § 29.661 Rotor blade clearance. § 29.663 Ground resonance prevention means.	
Control Systems § 27.671 General. § 27.672 Stability augmentation, automatic, and power-operated systems. § 27.673 Primary flight controls. § 27.674 Interconnected controls. § 27.675 Stops. § 27.679 Control system locks. § 27.681 Limit load static tests. § 27683 Operation tests. § 27685 Control system details. § 27687 Spring devices. § 27691 Autorotation control mechanism. § 27695 Power boost and power-operated control system.	**Control Systems** § 29.671 General. § 29.672 Stability augmentation, automatic, and power-operated systems. § 29.673 Primary flight controls. § 29.674 Interconnected controls. § 29.675 Stops. § 29.679 Control system locks. § 29.681 Limit load static tests. § 29.683 Operation tests. § 29.685 Control system details. § 29.687 Spring devices. § 29.691 Autorotation control mechanism. § 29.695 Power boost and power-operated control system.	
Landing Gear § 27.723 Shock absorption tests. § 27.725 Limit drop test. § 27.727 Reserve energy absorption drop test. § 27.729 Retracting mechanism. § 27.731 Wheels. § 27.733 Tires. § 27.735 Brakes. § 27.737 Skis.	**Landing Gear** § 29.723 Shock absorption tests. § 29.725 Limit drop test. § 29.727 Reserve energy absorption drop test. § 29.729 Retracting mechanism. § 29.731 Wheels. § 29.733 Tires. § 29.735 Brakes. § 29.737 Skis.	
Floats and Hulls § 27.751 Main float buoyancy. § 27.753 Main float design. § 27.755 Hulls	**Floats and Hulls** § 29.751 Main float buoyancy. § 29.753 Main float design. § 29.755 Hull buoyancy. § 29.757 Hull and auxiliary float strength.	Part 29에는 파고, 풍랑과 같은 수면 조건에 대한 항목이 추가 비행정의 동체, 보조 부유장치가 수면에 의한 하중을 견딜 수 있는지 에 대한 사항
Personnel and Cargo Accommodations § 27.771 Pilot compartment. § 27.773 Pilot compartment view. § 27.775 Windshields and windows. § 27.777 Cockpit controls. § 27.779 Motion and effect of cockpit controls. § 27.783 Doors. § 27.785 Seats, berths, litters, safety belts, and harnesses. § 27.787 Cargo and baggage compartments. § 27.801 Ditching.	**Personnel and Cargo Accommodations** § 29.771 Pilot compartment. § 29.773 Pilot compartment view. § 29.775 Windshields and windows. § 29.777 Cockpit controls. § 29.779 Motion and effect of cockpit controls. § 29.783 Doors. § 29.785 Seats, berths, litters, safety belts, and harnesses. § 29.787 Cargo and baggage compartments. § 29.801 Ditching. § 29.803 Emergency evacuation.	비상사태시 승무원이

		탈출할 수 있는 장비에 대한 항목
§ 27.805 Flight crew emergency exits.	§ 29.805 Flight crew emergency exits.	
§ 27.807 Emergency exits.	§ 29.807 Passenger emergency exits.	Part 29는 탑승객을 수용할 수 있는 규모에 따라 4가지로 나누어 규정
	§ 29.809 Emergency exit arrangement.	비상 탈출구에 대한 세부적인 요구사항을 제시
	§ 29.811 Emergency exit marking.	
	§ 29.812 Emergency lighting.	
	§ 29.813 Emergency exit access.	
	§ 29.815 Main aisle width.	
§ 27.831 Ventilation.	§ 29.831 Ventilation.	
§ 27.833 Heaters.	§ 29.833 Heaters.	
Fire Protection	**Fire Protection**	
	§ 29.851 Fire extinguishers.	휴대용 소화기, 항공기에 기 장착된 소화장비에 대한 항목
§ 29.853 Compartment interiors.	§ 29.853 Compartment interiors.	
§ 29.855 Cargo and baggage compartments.	§ 29.855 Cargo and baggage compartments.	
§ 27.859 Heating systems.	§ 29.859 Combustion heater fire protection.	Part 27은 항공기의 열교환 시스템 전반에 걸쳐 필요한 사항을 제시하고 있지만, Part 29는 Combustion heater fire zones에 대해서 자세하게 항목을 제시
§ 29.861 Fire protection of structure, controls, and other parts.	§ 29.861 Fire protection of structure, controls, and other parts.	
§ 29.863 Flammable fluid fire protection.	§ 29.863 Flammable fluid fire protection.	
External Loads	**External Loads**	
§ 27.865 External loads.	§ 29.865 External loads.	
Miscellaneous	Miscellaneous	
§ 27.871 Leveling marks.	§ 29.871 Leveling marks.	
§ 27.873 Ballast provisions.	§ 29.873 Ballast provisions.	
Subpart E－Powerplant	**Subpart E－Powerplant**	
General	**General**	
§ 27.901 Installation.	§ 29.901 Installation.	
§ 27.903 Engines.	§ 29.903 Engines.	
§ 27.907 Engine vibration.	§ 29.907 Engine vibration.	
	§ 29.908 Cooling fans.	냉각팬 설치에 대한 항목
Rotor Drive System	**Rotor Drive System**	
§ 27.917 Design.	§ 29.917 Design.	
§ 27.921 Rotor brake.	§ 29.921 Rotor brake.	
§ 27.923 Rotor drive system and control mechanism tests.	§ 29.923 Rotor drive system and control mechanism tests.	
§ 27.927 Additional tests.	§ 29.927 Additional tests.	
§ 27.931 Shafting critical speed.	§ 29.931 Shafting critical speed.	
§ 27.935 Shafting joints.	§ 29.935 Shafting joints.	
§ 27.939 Turbine engine operating characteristics.	§ 29.939 Turbine engine operating characteristics.	
Fuel System	**Fuel System**	
§ 27.951 General.	§ 29.951 General.	
§ 27.952 Fuel system crash resistance.	§ 29.952 Fuel system crash resistance.	
§ 27.953 Fuel system independence.	§ 29.953 Fuel system independence.	
§ 27.954 Fuel system lightning	§ 29.954 Fuel system lightning	

protection. § 27.955 Fuel flow. § 27.959 Unusable fuel supply. § 27.961 Fuel system hot weather operation. § 27.963 Fuel tanks: general. § 27.965 Fuel tank tests. § 27.967 Fuel tank installation. § 27.969 Fuel tank expansion space. § 27.971 Fuel tank sump. § 27.973 Fuel tank filler connection. § 27.975 Fuel tank vents § 27.977 Fuel tank outlet.	protection. § 29.955 Fuel flow. § 29.957 Flow between interconnected tanks. § 29.959 Unusable fuel supply. § 29.961 Fuel system hot weather operation. § 29.963 Fuel tanks: general. § 29.965 Fuel tank tests. § 29.967 Fuel tank installation. § 29.969 Fuel tank expansion space. § 29.971 Fuel tank sump. § 29.973 Fuel tank filler connection. § 29.975 Fuel tank vents and carburetor vapor vents. § 29.977 Fuel tank outlet. § 29.979 Pressure refueling and fueling provisions below fuel level.	연료탱크 간 연료의 유입이 원활하게 이루어지도록 요구 Part 29에서는 다양한 비행조건에서 연료탱크의 유입구와 카뷰레터의 증기 유입구의 배치와 작동 상태에 대해 자세히 제시 fuel level이하에서 연료탱크에 연료주입에 대한 항목
Fuel System Components § 27.991 Fuel pumps. § 27.993 Fuel system lines and fittings. § 27.995 Fuel valves. § 27.997 Fuel strainer or filter. § 27.999 Fuel system drains.	**Fuel System Components** § 29.991 Fuel pumps. § 29.993 Fuel system lines and fittings. § 29.995 Fuel valves. § 29.997 Fuel strainer or filter. § 29.999 Fuel system drains. § 29.1001 Fuel jettisoning.	Fuel jettisoning 시스템에 설치에 대한 항목
Oil System § 27.1011 Engines: general. § 27.1013 Oil tanks. § 27.1015 Oil tank tests. § 27.1017 Oil lines and fittings. § 27.1019 Oil strainer or filter. § 27.1021 Oil system drains. § 27.1027 Transmission and gearboxes: general.	**Oil System** § 29.1011 Engines: general. § 29.1013 Oil tanks. § 29.1015 Oil tank tests. § 29.1017 Oil lines and fittings. § 29.1019 Oil strainer or filter. § 29.1021 Oil system drains. § 29.1023 Oil radiators. § 29.1025 Oil valves. § 29.1027 Transmission and gearboxes: general.	항공기 작동중 발생하는 진동, 관성력, 오일압력을 oil radiator가 견딜 수 있는지에 대한 항목 Oil valve가 만족시켜야 하는 요구 항목
Cooling § 27.1041 General. § 27.1043 Cooling tests. § 27.1045 Climb cooling test procedures.	**Cooling** § 29.1041 General. § 29.1043 Cooling tests. § 29.1045 Climb cooling test procedures. § 29.1047 Takeoff cooling test procedures. § 29.1049 Hovering cooling test procedures.	이륙과 직후 상승비행 동안 냉각 성능에 대한 시험 제자리 비행시 최대 하중, 지면효과 작용 환경 하에서 냉각 성능에 대한 시험
Induction System § 27.1091 Air induction. § 27.1093 Induction system	**Induction System** § 29.1091 Air induction. § 29.1093 Induction system	

icing protection.	icing protection. § 29.1101 Carburetor air preheater design. § 29.1103 Induction systems ducts and air duct systems. § 29.1105 Induction system screens. § 29.1107 Inter-coolers and after-coolers. § 29.1109 Carburetor air cooling.	Carburetor, Induction system, Inter-cooler, After-cooler와 각 장치의 하위 부분의 설계, 제작, 설치에 대한 항목
Exhaust System § 27.1121 General. § 27.1123 Exhaust piping.	**Exhaust System** § 29.1121 General. § 29.1123 Exhaust piping. § 29.1125 Exhaust heat exchangers.	왕복엔진 회전익기의 배기 열교환기의 설치, 작동조건에 대한 항목
Powerplant Controls and Accessories § 27.1141 Powerplant controls: general.	**Powerplant Controls and Accessories** § 29.1141 Powerplant controls: general.	
	§ 29.1142 Auxiliary power unit controls.	보조 동력 장치의 구동, 정지, 긴급정지 수단의 장착
§ 27.1143 Engine controls.	§ 29.1143 Engine controls.	
§ 27.1145 Ignition switches.	§ 29.1145 Ignition switches.	
§ 27.1147 Mixture controls.	§ 29.1147 Mixture controls.	
§ 27.1151 Rotor brake controls.	§ 29.1151 Rotor brake controls.	
	§ 29.1157 Carburetor air temperature controls.	각 엔진의 Carburetor 공기온도 제어 장치 장착
	§ 29.1159 Supercharger controls.	각 과급기에 대한 조종사와 비행 엔지니어의 접근 가능
§ 27.1163 Powerplant accessories.	§ 29.1163 Powerplant accessories.	
	§ 29.1165 Engine ignition systems.	베터리 점화 시스템에 대한 항목
Powerplant Fire Protection	**Powerplant Fire Protection** § 29.1181 Designated fire zones: regions included.	Desginated fire zone의 범위와 요구 항목
§ 27.1183 Lines, fittings, and components.	§ 29.1183 Lines, fittings, and components.	
§ 27.1185 Flammable fluids.	§ 29.1185 Flammable fluids.	
§ 27.1187 Ventilation and drainage.	§ 29.1187 Drainage and ventilation of fire zones.	Part 27은 powerplant의 모든 장치에 대해 규정하고 있지만, Part 29는 Designated fire zone에 세부적으로 규정
§ 27.1189 Shutoff means.	§ 29.1189 Shutoff means.	
§ 27.1191 Firewalls.	§ 29.1191 Firewalls.	
§ 27.1193 Cowling and engine compartment covering.	§ 29.1193 Cowling and engine compartment covering.	
§ 27.1194 Other surfaces.	§ 29.1194 Other surfaces.	
§ 27.1195 Fire detector systems.	§ 29.1195 Fire extinguishing systems. § 29.1197 Fire extinguishing agents. § 29.1199 Extinguishing agent containers. § 29.1201 Fire extinguishing system materials. § 29.1203 Fire detector systems.	Part 27은 화재를 인식할 수 있는 장비에 대한 항목만 있지만, Part 29는 소화 시스템 전체에 대한 항목을 규정
Subpart F－Equipment	**Subpart F－Equipment**	

General	**General**	
§ 79.1301 Function and installation.	§ 29.1301 Function and installation.	
§ 27.1303 Flight and navigation instruments.	§ 29.1303 Flight and navigation instruments.	
§ 27.1305 Powerplant instruments.	§ 29.1305 Powerplant instruments.	
§ 27.1307 Miscellaneous equipment.	§ 29.1307 Miscellaneous equipment.	
§ 27.1309 Equipment, systems, and installations.	§ 29.1309 Equipment, systems, and installations.	
§ 27.1317 High-intensity Radiated Fields (HIRF) Protection.	§ 29.1317 High-intensity Radiated Fields (HIRF) Protection.	
Instruments: Installation	**Instruments: Installation**	
§ 27.1321 Arrangement and visibility.	§ 29.1321 Arrangement and visibility.	
§ 27.1322 Warning, caution, and advisory lights.	§ 29.1322 Warning, caution, and advisory lights.	
§ 27.1323 Airspeed indicating system.	§ 29.1323 Airspeed indicating system.	
§ 27.1325 Static pressure systems.	§ 29.1325 Static pressure and pressure altimeter systems.	Part 29는 압력계와 연결된 유관과 고도계 교정에 대한 항목 추가
§ 27.1327 Magnetic direction indicator.	§ 29.1327 Magnetic direction indicator.	
§ 27.1329 Automatic pilot system.	§ 29.1329 Automatic pilot system.	
	§ 29.1331 Instruments using a power supply.	Part 29는 Category A 회전익기에 대하여 전원공급원에 관련된 항목 추가
	§ 29.1333 Instrument systems.	각 조종석에 위치한 비행장비에 요구되는 항목
§ 27.1335 Flight director systems.	§ 29.1335 Flight director systems.	
§ 27.1337 Powerplant instruments.	§ 29.1337 Powerplant instruments.	
Electrical Systems and Equipment	**Electrical Systems and Equipment**	
§ 27.1351 General.	§ 29.1351 General.	
§ 27.1353 Storage battery design and installation.	§ 29.1353 Electrical equipment and installations.	Part 27는 축전지의 설치에 한정되어 있지만 Part 29는 전반적인 전자장비에 대해 규정
	§ 29.1355 Distribution system.	분배 버스, 피더, 각 제어 장치와 보호장비를 포함하는 분배 시스템에 대한 항목
§ 27.1357 Circuit protective devices.	§ 29.1357 Circuit protective devices.	
	§ 29.1359 Electrical system fire and smoke protection.	전자시스템의 화재와 연기에 대한 보호
§ 27.1361 Master switch.		전력원과 메인버스를 분리시킬수 있는 마스터 스위치에 대한 항목
	§ 29.1363 Electrical system tests.	전자시스템의 실험에 대한 항목
§ 27.1365 Electric cables.		전선의 허용용량, 발열, 설치 대한 항목
§ 27.1367 Switches.		각 스위치에 대한 항목
Lights	**Lights**	
§ 27.1381 Instrument lights.	§ 29.1381 Instrument lights.	
§ 27.1383 Landing lights.	§ 29.1383 Landing lights.	

§ 27.1385 Position light system installation.	§ 29.1385 Position light system installation.	
§ 27.1387 Position light system dihedral angles.	§ 29.1387 Position light system dihedral angles.	
§ 27.1389 Position light distribution and intensities.	§ 29.1389 Position light distribution and intensities.	
§ 27.1391 Minimum intensities in the horizontal plane of forward and rear position lights.	§ 29.1391 Minimum intensities in the horizontal plane of forward and rear position lights.	
§ 27.1393 Minimum intensities in any vertical plane of forward and rear position lights.	§ 29.1393 Minimum intensities in any vertical plane of forward and rear position lights.	
§ 27.1395 Maximum intensities in overlapping beams of forward and rear position lights.	§ 29.1395 Maximum intensities in overlapping beams of forward and rear position lights.	
§ 27.1397 Color specifications.	§ 29.1397 Color specifications.	
§ 27.1399 Riding light.	§ 29.1399 Riding light.	
§ 27.1401 Anticollision light system.	§ 29.1401 Anticollision light system.	
Safety Equipment	**Safety Equipment**	
§ 27.1411 General.	§ 29.1411 General.	
§ 27.1413 Safety belts	§ 29.1413 Safety belts: passenger warning device.	Part 29는 승객에게 안전벨트 착용을 알릴 수 있는 장치에 대한 항목 추가
§ 27.1415 Ditching equipment.	§ 29.1415 Ditching equipment.	
§ 27.1419 Ice protection.	§ 29.1419 Ice protection.	
	Miscellaneous Equipment	
	§ 29.1431 Electronic equipment.	라디오 통신, 항법 장비에 대한 항목
	§ 29.1433 Vacuum systems.	기압을 조절할 수 있는 장치에 대한 항목
§ 27.1435 Hydraulic systems.	§ 29.1435 Hydraulic systems.	
	§ 29.1439 Protective breathing equipment.	산소호흡기 설치와 작동에 대한 항목
§ 27.1457 Cockpit voice recorders.	§ 29.1457 Cockpit voice recorders.	
§ 27.1459 Flight data recorders.	§ 29.1459 Flight data recorders.	
§ 27.1461 Equipment containing high energy rotors.	§ 29.1461 Equipment containing high energy rotors.	
Subpart G－Operating Limitations and Information	**Subpart G－Operating Limitations and Information**	
§ 27.1501 General.	§ 29.1501 General.	
Operating Limitations	**Operating Limitations**	
§ 27.1503 Airspeed limitations: general.	§ 29.1503 Airspeed limitations: general.	
§ 27.1505 Never-exceed speed.	§ 29.1505 Never-exceed speed.	
§ 27.1509 Rotor speed.	§ 29.1509 Rotor speed.	
	§ 29.1517 Limiting height-speed envelope.	동력이 손실되었을 때 안전한 착륙을 보장할 수 없는 고도와 비행속도 기재
§ 27.1519 Weight and center of gravity.	§ 29.1519 Weight and center of gravity.	
§ 27.1521 Powerplant limitations.	§ 29.1521 Powerplant limitations.	
	§ 29.1522 Auxiliary power unit limitations.	TSO-C77을 만족하는 보조동력장치를 설치했을 경우에 대한 항목
§ 27.1523 Minimum flight crew.	§ 29.1523 Minimum flight crew.	
§ 27.1525 Kinds of operations.	§ 29.1525 Kinds of operations.	
§ 27.1527 Maximum operating altitude.	§ 29.1527 Maximum operating altitude.	
§ 27.1529 Instructions for	§ 29.1529 Instructions for	

Continued Airworthiness.	Continued Airworthiness.	
Markings and Placards § 27.1541 General. § 27.1543 Instrument markings: general. § 27.1545 Airspeed indicator. § 27.1547 Magnetic direction indicator. § 27.1549 Powerplant instruments. § 27.1551 Oil quantity indicator. § 27.1553 Fuel quantity indicator. § 27.1555 Control markings. § 27.1557 Miscellaneous markings and placards. § 27.1559 Limitations placard. § 27.1561 Safety equipment. § 27.1565 Tail rotor.	**Markings and Placards** § 29.1541 General. § 29.1543 Instrument markings: general. § 29.1545 Airspeed indicator. § 29.1547 Magnetic direction indicator. § 29.1549 Powerplant instruments. § 29.1551 Oil quantity indicator. § 29.1553 Fuel quantity indicator. § 29.1555 Control markings. § 29.1557 Miscellaneous markings and placards. § 29.1559 Limitations placard. § 29.1561 Safety equipment. § 29.1565 Tail rotor.	
Rotorcraft Flight Manual and Approved Manual Material § 27.1581 General. § 27.1583 Operating limitations. § 27.1585 Operating procedures. § 27.1587 Performance information. § 27.1589 Loading information.	**Rotorcraft Flight Manual** § 29.1581 General. § 29.1583 Operating limitations. § 29.1585 Operating procedures. § 29.1587 Performance information. § 29.1589 Loading information.	
Appendix A to Part 27－Instructions for Continued Airworthiness **Appendix B to Part 27－Airworthiness Criteria for Helicopter Instrument Flight** **Appendix C to Part 27－Criteria for Category A** **Appendix D to Part 27－HIRF Environments and Equipment HIRF Test Levels**	**Appendix A to Part 29－Instructions for Continued Airworthiness** **Appendix B to Part 29－Airworthiness Criteria for Helicopter Instrument Flight** **Appendix C to Part 29－Icing Certification** **Appendix D to Part 29－Criteria for Demonstration of Emergency Evacuation Procedures Under §29.803** **Appendix E to Part 29－HIRF Environments and Equipment HIRF Test Levels**	Multiengine을 가진 Part 27에 해당하는 소형항공기는 Appendix C에 제시된 Part 29의 기준에 따라 감항성을 인증받음. Part 29의 Appendix C, D는 항공기 결빙 조건시 인증과 비상탈출 절차시범에 대한 사항을 기술

제4절 헬기 BASA 체결을 위한 인증 인프라

1. 해외 인증현황 및 항공안전협정 추진 사례조사 분석

가. FAA와의 BASA 체결국 현황

(1) 국가간 상호항공안전협정(BASA) 개요

항공기는 수십만 개 이상의 부품을 이용하는 초정밀 첨단기술로 제작되지만, 3차원 공간의 높은 고도에서 고속으로 비행하기 때문에 안전성 확보가 필수적으 로 요구된다.

미국을 비롯한 항공선진국은 국제민간항공기구(ICAO)의 표준 및 권고(SARPs)에 따른 품질인증체제와 국가적 인프라를 갖추고 항공기의 안전성을 확보함과 동시에 자국의 항공산업을 보호 및 육성하고 있다. 항공기 및 부품의 수출을 위해서는 수출국의 감항당국이 요구하는 안전성과 기술기준 요구조건을 충족하여야 하며 이를 위해서 국가 간 상호항공안전협정(BASA)의 체결을 요구하는 것이 국제적인 추세로 자리 잡고 있다.

이는 기본적으로 자국에 수입되는 항공기 및 부품마다 매번 설계 안전성 및 제작의 신뢰성을 확인하기 위해서는 과도한 비용과 시간이 소모되는 문제가 있기 때문이다. 대신에 상대국가(수출국)의 인증시스템 및 인증능력을 평가하여 기준에 부합하는 경우 상대국가의 시스템을 인정함으로서 해당 국가에서 설계 또는 제작되는 항공제품에 대해서 최소한의 평가절차만을 적용하여 수입하는 것이 가능하게 된다. 요약하자면 상호항공안전협정은 민간항공제품의 수출입에 있어서 감항증명(안전성 인증)을 용이하게 하기 위한 정부 간 항공안전에 관한 협정이라고 할 수 있다.

(2) 미국의 BASA 체계

대표적인 항공산업국가인 미국은 외국 인증당국의 인증체계를 최대한 활용하여 자국에 수입되는 민간항공제품의 안전성을 확인하는 방법을 상호협정(Bilateral Agreement)의 개념으로 발전시켜 왔다. 상호협정은 미국과 상대국 정부간의 상호이익을 위하여 협력할 수 있도록 협정을 통해 규정하는 것이며, 미국과의 상호협정 체결은 수출국 인증당국이 미연방항공청과 동등한 능력과 절차를 통해 인증을 수행할 수 있다는 것을 의미한다.

현재, 미국은 상호협정으로서 상호감항성협정(BAA)와 항공안전협정(BASA)를 유지하고 있으며, 상호감항성협정과 감항성이행절차(IPA)를 포함하는 항공안전협정 모두 주요 적용범위는 항공제품의 감항성에 관한 것이다. 미국은 미연방항공규정(14 CFR) Part 21의 관련 조항에 의거하여, 항공안전협정이 체결되지 않은 국가에서 수출하고자 하는 항공기, 엔진, 프로펠러 및 관련 부품에 대해서는 형식증명(TC), 제

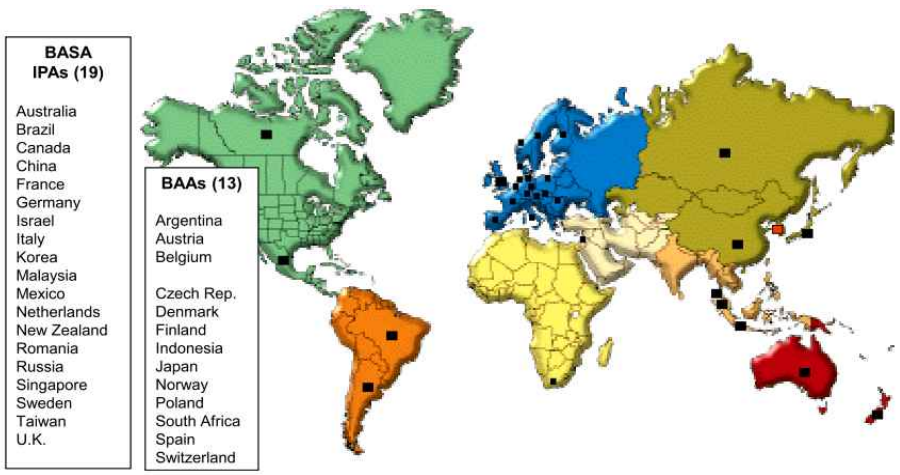
작증명(PC), 감항증명(AC), 기술표준품형식승인(TSOA) 및 부품등제작자증명(PMA)등의 인증 또는 승인을 하지 않으며, 제3국에서 면허생산(License Production)에 의해 제조되는 경우에도 형식증명자료(TCDS)에 특기사항으로 명기하여 미국 내로 수입되는 경우를 제한하여 관리하고 있다. 따라서, 항공안전협정 체결이 되지 않은 국가의 경우 기술적 우위에 있거나 성능이 입증된 제품을 보유하고 있더라도 독자적 설계국(State of Design) 및 제작국(State of Manufacture)로서의 수출이 실질적으로 불가능하다.

(3) 미국의 BASA 체결 현황

미국은 2009년을 기준으로 32개국과 상호협정을 체결하고 있으며, 2010년 인도와의 BASA 체결을 목표로 하고 있다.

이 중 96년 이전에는 상호항공협정(BAA)을 체결한 국가는 27개국이며, 96년 이후에는 BASA 체제로 전환하여 항공제품의 인증 외에 정비, 운항, 환경 등 항공에 관한 모든 부분의 인증을 포함하고 있다. 가장 최근에 BAA에서 BASA로 전환된 국가는 일본으로 2009년에 BASA로의 전환이 이루어졌으며 우리나라는 2008년 미국과 기술표준품을 대상으로 BASA를 체결함으로서 31번째 상호협정(BASA + BAA) 체결국이자, 19번째 BASA 체결국이 되었다.

BASA는 행정협정(EA, Executive Agreement)와 이행절차(IPA, Implementation Procedure for Airworthiness)로 구성된다. EA는 미 국무부와 대상국의 외교통상부(우리나라의 경우) 간의 정부간 협정으로서 외교문서에 해당하며 IPA에는 인증과 관련된 기술적인 세부사항이 포함된다. BASA 이전의 BAA에서는 EA와 IPA가 분리되지 않아 협정의 범위를 확대하거나 수정하고자 하는 경우 협정 자체를 개정해야 하는 문제가 있었다. 현재 미국과의 협정 개정 또는 신규 추진은 BASA를 통해서만 가능하다.



<그림 161> BASA 및 BAA 체결국 현황(2008년 4월 기준)

아래 그림에 미국과의 BAA/BASA 체결국 및 대상항공제품 현황을 요약하였다. 참고로 글라이더와 경량항공기는 형식증명 대상이 아니다. 주요 국가의 BAA/BASA 체결 세부내용은 다음과 같다.

(가) 일본

일본 최초의 민간항공기인 YS-11 개발과정을 통해 BAA를 1977년 체결하였다. 이 때의 BAA 범위는 모든 항공기였으나 2009년 BASA IPA로 전환되는 과정에서 미국은 신규/중고 회전익항공기(Rotorcraft), 엔진 및 장비품에 대해서는 기존 협약을 유지하나 신규/중고 비행기에 대해서는 협약을 보류(Reserved)하였다. 현재 미국과 일본은 개발 중인 비즈니스젯인 MRJ를 통해 2014년을 목표로 BASA IPA에 비행기가 포함되도록 기술평가를 진행 중에 있다.

MRJ는 95석급 리저널제트기로 중국에서 개발 중인 CRJ21의 경쟁기종이 될 것으로 예상되며, 2012년 생산을 목표하였으나 일정이 지연될 것으로 보인다. 2010년 3사분기에 최초 제작(First Metal Cut)을 시작으로 2012년 초까지 비행시제기를 제작할 예정이다.



<그림 162> YS-11 커뮤터급 비행기

미-일 BASA 체결과정을 보면 FAA의 협상단이 2006년 9월 28일~29일 간에 일본 감항당국(JCAB)를 방문하여 IPA의 내용에 대한 협상을 수행하였고, BASA IPA 최종서명은 2009년 9월에 이루어졌다. 미국과 일본의 IPA는 다른 국가의 것과 약간은 다른 구조로 되어 있는데, 일반적인 IPA의 경우 해당 협정서 안에 적용대상이 되는 제품, 부품, 및 장비품을 규정하고 있으나 미-일 간의 IPA에서 적용대상품은 별도의 문서(Appendix C of IPA)로 개발되어 배포되고 관리될 예정이다. 이는 항공기 및 관련 부품의 감항성에 대한 BASA IPA의 적용범위가 기술평가를 통해서 빈번하게 변경되어, IPA 수락제품의 범위를 관리하기 편리하도록 하기 위한 조치로 보인다.

(나) 중국

MD-82 항공기의 중국 현지 생산과정에서 BAA를 추진하였으며, 9인승 미만 소형항공기 및 기술표준품을 대상으로 BAA 체결하였다. 1991년 체결한 소형항공기급 BAA를 BASA로 전환하고 있는 중국은 2005년 10월 21일 미국과 BASA 행정협정(EA)에 서명하였으며 2009년 11월 기준으로 BASA의 범위는 12,500lbs를 초과하지 않는 고정익 항공기, 최대 이륙중량 19,000lbs 이하 및 탑승객수 19인까지의 커뮤터급 비행기 그리고 일부 TSO 품목까지로 확대되어 있다.

현재는 Comac(Commercial Aircraft Corporation of China)사에서 개발 중인 Part 25급 90인승 리저널제트기인 ARJ21 (Advanced Regional Jet of the 21st Century)를 대상으로 FAA 시범인증을 추진 중에 있다. 이 프로젝트는 2009년 양산을 목표로 하고 있었으나 형식증명이 지연되고 있어 BASA IPA 체결 일정이 상당부분 지연될 것으로 예상된다. 주요 지연사유로는 비상탈출구 도어 위치 변경으로 총중량을 줄이기 위한 설계변경 및 최근에는 소프트웨어 통합과정의 문제 등이 알려져 있으며 비행시험시간 부족 등의 이유로 2010년에도 중국감항당국인 CAAC의 형식증명을 받는 것이 어려울 것으로 보인다. ARJ21의 인증 일정은 다음과 같다.

<표 89> ARJ21 인증일정

일 자	내 용
2003. 1	TC 신청
2003. 3	CAAC가 공식적으로 TC 신청서 수락
2003. 6	예비설계(Preliminary Design) 종료 상세설계단계(Detail Design Phase) 시작
2003. 9	35기에 대한 구매 고객 확보
2003.9.25~26	형식증명위원회(TCB) 구성 및 초도회의 (Initial TCB Meeting)
2003. 12	최초 기계가공(First metal cut)
2003. 12	CAAC내에 ARJ21 형식증명팀 (TCT: Type Certification Team) 구성
2004. 1	부분별 형식증명계획서 작성 완료 (최초 계획안)

일 자	내 용
2004. 4	조립 시작
2004. 8	항공기기술지도위원회(Industry Steering Committee) 설립 및 정기정비프로그램(Schedule Maintenance Program) 개발시작
2004. 12	90% 항공기 구조 도면 및 50% 계통 도면 완료
2005. 6	제작증명(PC) 신청 (최초 계획안)
2005. 10. 21	미국-중국 BASA 행정협정(EA) 체결
2005. 11	ARJ21 형식증명선도팀(TC Leadership Team) 구성
2005. 12	형식증명위원회 중간회의(Interim TCB Meeting)
2006.1.26	FAA TC 신청을 위한 사전회의(Preliminary Meeting)
2006. 4	Full-scale 시험기 제작
2006. 3	Review of processing spec.
2006. 6	CAAC의 ARJ21을 위한 TCT 현장사무소 개설
2006. 9	비행시험전 형식증명위원회 회의(Pre-flight TCBM)
2007. 9	정적시험용 항공기 최종조립
2007. 10	Final TCB Meeting(최초 계획안)
2007. 12. 21	시제 1호 Rolled-out
2008. 3	제작증명(PC) 교부(최초 계획안)
2008. 4. 2	FAA TC 신청

일 자	내 용
2009. 7	CAAC가 형식증명(TC) 교부 및 비행시험 시작 (최초 계획안: 2007. 11 형식증명 교부)
2009. 10	CAAC가 감항증명(AC) 교부 및 납품 시작 (최초 계획안: 2008 감항증명, 서비스 시작)
2011.	해외 고객 확보 및 수출(계획)

(다) 러시아

9인승 이하 소형항공기 및 미국 엔진 장착 화물기에 한하여 협정이 체결되어 있으며 이를 위해서만 9년이 소요되었다.

(라) 뉴질랜드

뉴질랜드 감항당국(CAA-NZ)과 FAA는 2006년 포틀랜드에서 개최된 미국/유럽 국제안전 컨퍼런스에서 BASA 감항성이행절차(IPA) 개정안에 서명하였다. Part 23급을 포함하는 원안에 추가하여, 다음 내용이 추가되었다.

- 미국이 설계국인 비행기의 내부 인테리어 수정을 위하여 뉴질랜드 감항당국(CAA-NZ)이 수행한 STC를 인정
- 미국이 설계국인 비행기의 정비를 위하여 뉴질랜드 감항당국(CAA-NZ)이 승한 설계자료의 사용을 인정

(마) 브라질

브라질 감항당국(ANAC)과 FAA는 2006년 BASA 감항성이행절차(IPA) 개정안에 서명하였다. 모든 비행기를 포함하는 원안에 추가하여, 다음 내용이 추가되었다.

- 미국은 유로콥터의 신규 또는 중고 모델(AS350, AS355, AS365)이 개조되지 않은 경우, 브라질의 항공기를 수락

(바) 한국

2008년 기술표준품을 대상으로 BASA를 체결하였으며 현재 IPA의 범위를 소형비행기로 확대하기 위한 시범사업을 추진 중에 있다. 대상 항공기는 KAI에서 개발하는 4인승 소형비행기인 KC-100이다.

대상 품목	BAA (9개국)		BAA→BASA전환					신규 BASA (6개국)		
			BASA EA (4개국)			BASA EA/IPA (13개국)				
	국가	BAA	국가	BAA	EA	국가	BAA	EA	IPA	국가	EA	IPA
대형항공기 (헬기포함) **18개국** Part 23/25/27/29	오스트리아	'59	노르웨이	'78	'01	영국	'72	'95	'95			
	체코	'70	스위스	'77	'98	프랑스	'73	'96	'96			
	벨기에	'73				네덜란드	'74	'95	'95			
	스페인	'78				독일	'74	'96	'96 '02			
	덴마크	'82				스웨덴	'73	'98	'98			
	남아공	'84				이탈리아	'73	'99	'99			
	아르헨티나	'89				캐나다	'84	'00	'00 '08			
						호주	'75	'05	'05			
						일본	'77	'09	'09			
대형항공기 (헬기미포함) **2개국** Part 23 25						브라질	'76	'04	'04 '06			
						이스라엘	'68	'00	'00 '03			
소형항공기 5개국 Part 23	폴란드	'76	중국 (Part 25급 BASA 시범사업 중)	'91	'05					말레이시아	'96	'96 '02
										러시아	'98	'98
										뉴질랜드	'02	'02 '06
면허생산 1개국	인도네시아	'87										
글라이더 /경량항공기 2개국			핀란드	'96	'00	루마니아	'76	'02	'02			
기술표준품 3개국						싱가포르	'81	'04	'04 '07	**대한민국**	**'08**	**'08**
										대만	'03	'03
										멕시코	'07	'09

· 17/19번째 BASA IPA 체결국 (18위 일본, 19위 멕시코)
· 22/23번째 BASA EA 체결국 (23위 일본)
· BAA 또는 BASA IPA 기준 31/32번째 상호협정 체결국. (32위 멕시코)
· BAA 또는 BASA EA 기준시 32/32번째 상호협정 체결국.

<그림 163> 항공안전협정 체결국 현황(2009년 기준)

나. 한미 BASA 체결 현황

(1) 중형항공기 개발사업

중형항공기 개발사업은 50-100인승 항공기를 해외 항공기 제작 업체와 공동개발, 국내 민수항공산업의 기반을 구축하고 한국의 항공기 산업을 세계 10위권으로 끌어올린다는 목표 아래 93년 대통령의 지시로 신경제 5개년 계획에 포함되어 정부주도로 시작되었다. 이 개발사업은 우여곡절 끝에 해외업체와의 공동개발 협상 결렬 및 IMF 위기의 여파로 인한 항공산업 구조조정 등의 이유로 결실을 맺지 못하고 99년 중단되었다. 이에 따라 개발과 동시에 추진되던 미국과의 BASA도 BASA 추진을 위한 비용부담협약서까지 체결된 상태에서 중단되었다. 총 사업기간은 '94.12 ~ '99. 6까지 4년이었다.

다음은 중형항공기 개발사업의 추진경과이다.

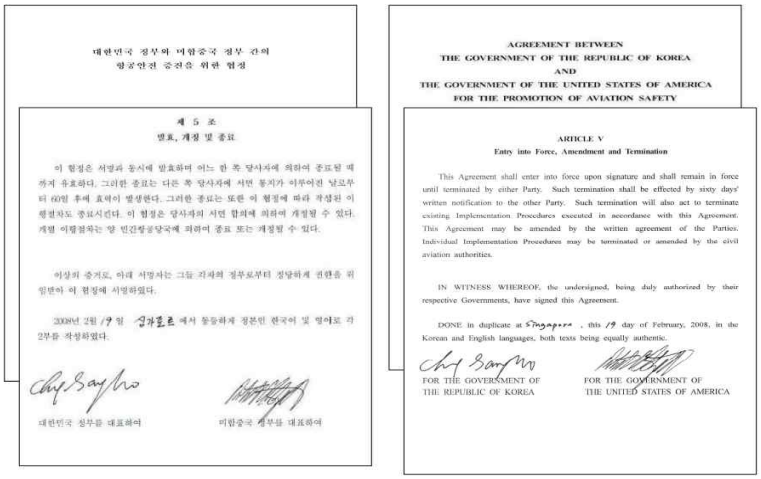
○ '93 통상부, 중형항공기 사업을 정책과제로 입안
○ '94. 8 경제장관회의, 중형항공기 개발사업 추진 의결
○ '94.12~'96. 6 한/중 중형항공기 국제 공동개발 추진(협상 결렬)
○ '95. 1.18 중형항공기 개발사업의 개발기관으로 한국중형항공기사업조합(KCDC) 결성
  - 주관사 : 삼성항공
  - 조합원사 : 대우중공업, 대한항공, 현대우주항공 등 14개 사
○ '95.10 미국 국무부에 BASA 추진의향서 송부(통산산업부 → FAA)
○ '96. 5 제1차 한·미 BASA 실무회의(@워싱턴 DC)
○ '96.10 BASA MOU 초안 송부(외무부→미 국무부)
○ '96. 7~12 네덜란드 Fokker사 인수 추진(결렬)
○ '97. 3 제2차 한·미 BASA 실무회의(@한국)
○ '97.10 BASA 추진을 위한 비용부담협약서 체결
○ '97. 1~12 유럽 AI(R)과 70석급 항공기 공동개발 추진(결렬)
○ '98. 1~'99. 4 국제공동개발 대안사업 추진
  - 미 Fairchild·Dornier, 러 Tupolev, 브라질 Embraer 및 이스라엘 IAI 등 4개사
○ '99. 4.27 사업종료 결정
  - 대안사업 부재 및 항공산업 구조조정 등으로 사업추진이 곤란하여 운영위원회에서 사업종료 결정

(2) 기술표준품급 BASA 체결

95년 미국과 BASA를 추진하였으나 당시 진행 중인 중형항공기 개발사업 취소와 여러 국내외 상황으로 협정 추진이 중단된 과정은 앞서 설명한 바와 같다. 이후,

2004년 산업자원부(현 지식경제부)의 '항공기 품질인증기술기반 구축사업'을 기반으로 국가적인 항공기 인증 체계의 확립 및 산업체의 인증기술 확보 지원이 이루어졌으며 국토해양부 항공안전본부장(현 항공정책실장)을 위원장으로 하는 BASA 추진위원회를 구성하여 범정부적으로 BASA 협정을 재개하였다.

BASA 시범사업을 위한 국내 인증 대상으로는 금호타이어(주)의 B737-400 항공기용 주륜 타이어가 선정되었는데 이 타이어에 대한 우리나라의 기술표준품 형식승인서는 2007년 7월 11일에 교부되었다. 타이어에 대한 인증시 기술표준품 최소성능기준으로 TSO-C62d이 적용되었다. 타이어에 대한 기술표준품 일반적으로 5-7년이 소요된 다른 나라와 달리 협정 재개 4년만인 2008년 2월 19일 우리나라와 미국간 BASA EA 및 IPA에 서명함으로서 역사적인 BASA 협정을 체결하였다. FAA의 기술표준품 설계승인서는 2008년 4월 4일에 금호타이어(주)로 교부되었다.



대한민국 정부와 미합중국 정부 간의
항공안전 증진을 위한 협정

제 5 조
발효, 개정 및 종료

이 협정은 서명과 동시에 발효하며 어느 한 쪽 당사자에 의하여 종료될 때까지 유효하다. 그러한 종료는 다른 쪽 당사자에 서면 통지가 이루어진 날로부터 60일 후에 효력이 발생한다. 그러한 종료는 또한 이 협정에 따라 작성된 이행절차도 종료시킨다. 이 협정은 당사자의 서면 합의에 의하여 개정될 수 있다. 개정 이행절차는 양 민간항공당국에 의하여 종료 또는 개정될 수 있다.

이상의 증거로, 아래 서명자는 그들 각자의 정부로부터 정당하게 권한을 위임받아 이 협정에 서명하였다.

2008년 2월 19일 싱가포르에서 동등하게 정본인 한국어 및 영어로 각 2부를 작성하였다.

대한민국 정부를 대표하여

미합중국 정부를 대표하여

AGREEMENT BETWEEN
THE GOVERNMENT OF THE REPUBLIC OF KOREA
AND
THE GOVERNMENT OF THE UNITED STATES OF AMERICA
FOR THE PROMOTION OF AVIATION SAFETY

ARTICLE V
Entry into Force, Amendment and Termination

This Agreement shall enter into force upon signature and shall remain in force until terminated by either Party. Such termination shall be effected by sixty days' written notification to the other Party. Such termination will also act to terminate existing Implementation Procedures executed in accordance with this Agreement. This Agreement may be amended by the written agreement of the Parties. Individual Implementation Procedures may be terminated or amended by the civil aviation authorities.

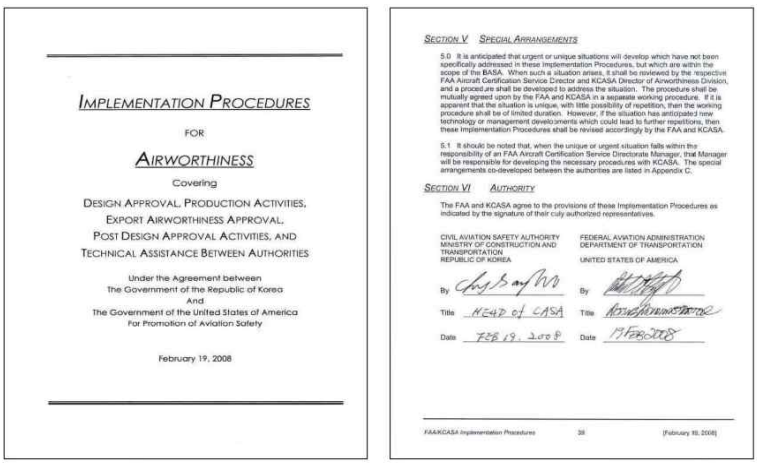
IN WITNESS WHEREOF, the undersigned, being duly authorized by their respective Governments, have signed this Agreement.

DONE in duplicate at Singapore, this 19 day of February, 2008, in the Korean and English languages, both texts being equally authentic.

FOR THE GOVERNMENT OF
THE REPUBLIC OF KOREA

FOR THE GOVERNMENT OF
THE UNITED STATES OF AMERICA

<그림 164> 한미간 BASA 행정협정(EA)



IMPLEMENTATION PROCEDURES
FOR
AIRWORTHINESS
Covering
DESIGN APPROVAL, PRODUCTION ACTIVITIES,
EXPORT AIRWORTHINESS APPROVAL,
POST DESIGN APPROVAL ACTIVITIES, AND
TECHNICAL ASSISTANCE BETWEEN AUTHORITIES
Under the Agreement between
The Government of the Republic of Korea
And
The Government of the United States of America
For Promotion of Aviation Safety
February 19, 2008

SECTION V SPECIAL ARRANGEMENTS

5.0 It is anticipated that urgent or unique situations will develop which have not been specifically addressed in these Implementation Procedures, but which are within the scope of the BASA. When such a situation arises, it shall be reviewed by the respective FAA Aircraft Certification Service Director and KCASA Director of Airworthiness Division, and a procedure shall be developed to address the situation. The procedure shall be mutually agreed upon by the FAA and KCASA in a separate working procedure. If it is apparent that the situation is unique, with little possibility of repetition, then the working procedure shall be of limited duration. However, if the situation has anticipated new technology or management developments which could lead to further repetitions, then these Implementation Procedures shall be revised accordingly by the FAA and KCASA.

5.1 It should be noted that, when the unique or urgent situation falls within the responsibility of an FAA Aircraft Certification Service Directorate Manager, that Manager will be responsible for developing the necessary procedures with KCASA. The special arrangements co-developed between the authorities are listed in Appendix C.

SECTION VI AUTHORITY

The FAA and KCASA agree to the provisions of these Implementation Procedures as indicated by the signature of their duly authorized representatives.

CIVIL AVIATION SAFETY AUTHORITY
MINISTRY OF CONSTRUCTION AND TRANSPORTATION
REPUBLIC OF KOREA

By
Title HEAD of CASA
Date FEB 19, 2008

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION
DEPARTMENT OF TRANSPORTATION
UNITED STATES OF AMERICA

By
Title
Date 19 FEB 2008

FAA/KCASA Implementation Procedures 38 (February 19, 2008)

<그림 165> 한미간 BASA 감항성 이행절차(IPA)

체결된 BASA IPA의 범위는 미국에서 한국으로 수출하는 항공제품의 경우, 모든 카테고리의 항공기(글라이더, 초경량 항공기 등 포함), 엔진 및 프로펠러에 대한 형식증명, 형식증명개정 및 부가형식증명(STC), 기술표준품에 대한 수락이고, 한국에 미국으로 수출하는 경우에는 기술표준품에 대한 수락이다. 즉, 한국 입장에서는 항공기, 엔진 및 프로펠러의 경우 IPA의 범위에 포함되어 있지 않은 것이다. 다음그림은 한-미 BASA IPA에 수록된 수입제품에 대한 양국의 수락범위이다.

<표 90> BASA IPA에 따라 미국에서 한국에 수출이 가능한 품목

Summary of
U.S. (State of Design) Products, Appliances, Parts and Associated FAA Approvals Eligible for Import into Korea.

Products, Appliances & Parts	Type Certificate, and Amendments	Supplemental Type Certificate	Technical Standard Order Authorization	Parts Manufacturer Approval
Airplanes in the following categories:				
Normal	✓	✓	N/A	N/A
Utility	✓	✓	N/A	N/A
Acrobatic	✓	✓	N/A	N/A
Commuter	✓	✓	N/A	N/A
Transport	✓	✓	N/A	N/A
Rotorcraft in the following categories:				
Normal	✓	✓	N/A	N/A
Transport	✓	✓	N/A	N/A
Manned Free Balloons	✓	✓	N/A	N/A
Engines	✓	✓	N/A	N/A
Propellers	✓	✓	N/A	N/A
Aircraft in Special Classes:				
Airships	✓	✓	N/A	N/A
VLA	✓	✓	N/A	N/A
Gliders	✓	✓	N/A	N/A
Powered Lift	✓	✓	N/A	N/A
TSO Appliances	N/A	N/A	✓	N/A
Replacement and Modification Parts for the above airplanes, rotorcraft, balloons, engines, propellers, special class aircraft, & articles/appliances	✓ Note: Produced under production approval.	✓ Note: Produced under production approval.	✓	✓

Note 1: Aircraft certified in the primary, provisional, and restricted categories will be dealt with on a case-by-case basis through the special arrangement provision in Section V.

<표 91> BASA IPA에 따라 한국에서 미국으로 수출이 가능한 품목

Summary of

Korean (State of Design) Products, Appliances, Parts and Associated KCASA Approvals Eligible for Import into the United States.

Products, Appliances & Parts	Type Certificate, and Amendments	Supplemental Type Certificate	Korean Technical Standard Order Authorization
Airplanes in the following categories:			
Normal	N/A	N/A	N/A
Utility	N/A	N/A	N/A
Acrobatic	N/A	N/A	N/A
Commuter	N/A	N/A	N/A
Transport	N/A	N/A	N/A
Rotorcraft in the following categories:			
Normal	N/A	N/A	N/A
Transport	N/A	N/A	N/A
Manned Free Balloons	N/A	N/A	N/A
Engines	N/A	N/A	N/A
Propellers	N/A	N/A	N/A
Aircraft in Special Classes:			
Airships	N/A	N/A	N/A
VLA	N/A	N/A	N/A
Gliders	N/A	N/A	N/A
Powered Lift	N/A	N/A	N/A
TSO Appliances	N/A	N/A	✓
Replacement Parts for the above TSO articles/appliances	N/A	N/A	✓

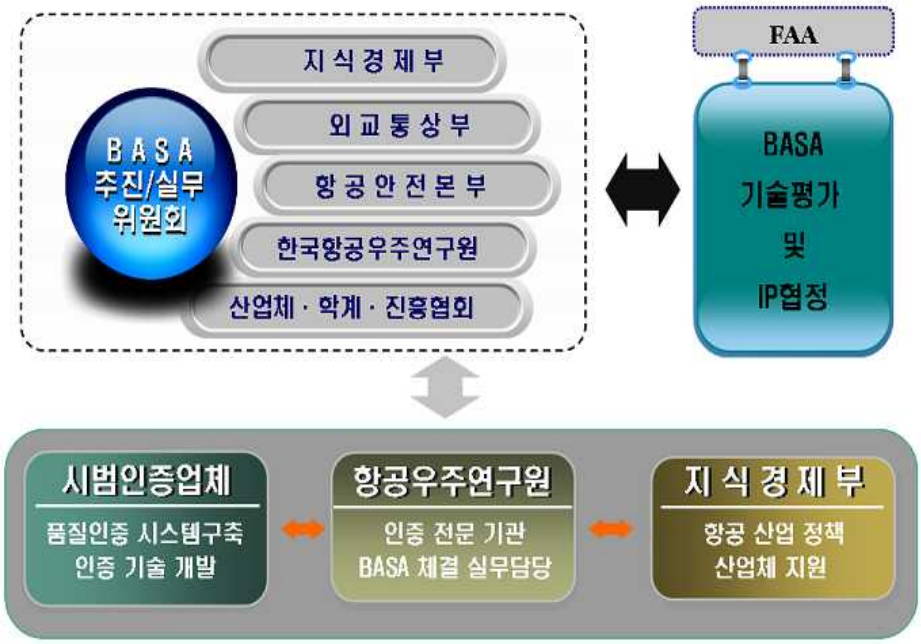
다. BASA 추진사례 분석

(1) 기술표준품급 BASA 체결

(가) BASA 추진/실무 위원회 구성

체계적인 BASA 추진을 위하여 지식경제부(구 산업자원부), 국토해양부(구 건설

교통부), 항공우주연구원의 전문가를 중심으로 BASA 준비위원회를 구성하여 BASA 추진위원회가 공식적으로 출범되기 전까지 항공안전협정(BASA) 관련 활동을 수행하였다.



<그림 166> BASA 추진 체계

BASA 준비위원회는 항공안전협정 추진체계 및 절차 연구, 항공안전협정 추진계획 수립, 항공안전협정 체결국 사례조사 등의 연구를 수행하였으며, 항공안전협정(BASA) 시범사업 대상품목을 선정하기 위한 평가기준 및 선정방안을 수립하였다. 이와 같은 BASA 준비위원회의 활동 성과를 바탕으로 '05. 2. 18일 BASA 추진위원회가 공식적으로 출범되었다.

BASA 추진위원회는 '05년 3월 BASA 시범사업 선정을 시작으로, '05년 4월 BASA 시범사업 선정업체 및 해당품목 미연방항공청(FAA) 통지, '05년 6월, FAA와 BASA 실무회의 일정을 합의하였으며, FAA와의 연락 채널을 구축 유지하고 세부 업무추진을 BASA 실무위원회를 추진위원회 산하에 구성하였다.

국토해양부 항공정책실 항공기술과장을 위원장으로 한 BASA 실무위원회는 '05년 11월의 한미 BASA 실무책임자 회의에서 도출된 BASA 조기체결을 위한 업무 조정과 지원, 인증체제 및 시범사업에 대한 FAA 기술평가 준비 TFT 구성 및 감독, TFT팀의 업무능력 향상 및 효과적인 BASA 추진을 위한 해외 인증전문가 활용, FAA ACO/MIDO OJT 실시, FAA 인증교육을 조기에 실행하기 위한 지원 등을 수행하였다.

BASA 준비/추진/실무위원회의 주요 활동내용은 다음과 같다.

<표 92> BASA 준비/추진/실무위원회의 주요 활동내용

일시	위원회	주 요 내 용
‘04.6.2	준비위원회	○ BASA 추진 및 일정계획 협의
‘04.7.8	준비위원회	○ BASA 관련 FAA 방문의제 결정
‘04.12.13	준비위원회	○ BASA 시범사업 신청 및 선정방안 협의
‘05.2.18	추진위원회	○ 실무위원회 구성 및 추진계획
‘05.3.22	추진위원회	○ BASA 시범사업 선정
‘05.12.27	실무위원회	○ BASA 추진현황 및 지원방안 - BASA 진행경과 및 FAA 인증국장 방문결과 보고 - BASA 조기체결을 위한 일정 조정 - FAA Academy 개설, OJT 실시 및 해외 전문가 자문활용 - FAA 기술평가 대비 TFT 구성
‘06.9.5	실무위원회	○ BASA 진행경과 보고 ○ BASA 기술평가 수검준비 계획 검토 ○ BASA 행정협정 및 감항성이행절차 사례 검토 및 주관부처 협력방안
‘06.12.13	추진위원회	○ BASA 기술평가 및 시범사업평가 경과보고 ○ 기술평가 후속조치 진행현황 및 향후 계획 검토 ○ BASA 행정협정 및 감항성이행절차 조문 검토 및 주관부처 협력방안
‘07.1.24	추진위원회	○ BASA EA/IPA 협상 준비
‘07. 7.27	추진원원회	○ BASA 추진경과 설명 및 향후 협력계획 논의 ○ BASA IPA 안 심의 ○ EA 및 IPA 국내 승인 절차 검토

(나) BASA 추진 국제협력 활동

○ FAA 방문 실무회의(워싱턴D.C.)

대한민국 정부의 항공안전협정(BASA) 추진의지와 관심을 미연방항공청(FAA)에 표명하고 협정추진을 위한 현안을 협의하기 위하여 한·미간 실무회의(‘04.9.21-22)를 워싱턴 D.C.에 소재한 미연방항공청(FAA) 본부에서 개최하였다.

실무회의에는 국토해양부 항공정책실, 한국항공우주연구원(인증전문기관)의 인증 관련 책임자 및 실무자 4명과 주미대사관 소속 2명, 미연방항공청(FAA)의 기술지원 1명, 국제 인증 프로그램 관련 담당자 6명 등 총 13명이 참석하여, BASA 추진을 위한 현안을 논의하였다.

○ 한미 BASA 인증책임자 회의(서울)

미국 연방항공청과 항공기 인증에 관한 항공안전협정 체결을 추진하기 위한 대표자 협력회의를 '05년 11월 16일, 17일 양일에 걸쳐 개최하였다.

<표 93> 한미 BASA 인증책임자 회의 내용

일자	장소	주 요 내 용
'05.11.16	국토해양부 항공정책실	○ BASA 추진현황 보고/협의 - 국토해양부 항공정책실 조직 및 업무 소개 - BASA 추진현황 - 한·미 항공안전협력방안 협의
'05.11.17	한국항공우주산업㈜	○ 항공우주산업 현황 소개 - KAI 항공우주사업 소개 - KAI 생산공장 방문

BASA 인증책임자 회의를 통해 양국 간 협조사항이 합의되는 대로 '06년 비용부담협상과 FAA 기술평가를 거쳐 '07년까지 BASA를 체결하는 것을 골자로 하는 일정목표에 합의하였다.

(다) 시범사업 인증

'04년 9월 14일 BASA 준비위원회에서 "BASA 추진 계획서"를 작성한 이후, 본격적인 한·미간 상호항공안전협정(BASA) 체결 추진을 위하여 한국항공우주산업진흥협회 주도로 시범사업 선정을 추진하였다. 시범사업 선정 공고에 따라 경주전장(직류 시동발전기), 금호타이어(항공용 타이어) 및 서진인스텍(연료 유량계) 등 3개사로부터 시범사업 참여 신청서를 접수하였으며, 한국항공우주산업진흥협회 및 BASA 추진위원회에서는 이들 신청 업체의 사업계획 및 업체의 역량을 객관적으로 평가하여 '05년 3월 23일에 금호타이어(주)의 B737-400 항공기용 주륜 타이어를 시범사업으로 최종 확정·결의하였다.

시범사업이 선정됨에 따라 금호타이어(주)는 시범사업의 효율적인 추진을 위하여 TSO 인증 TFT를 구성하고 시범사업 인증수행의 연락담당자를 선임하였다.

금호타이어㈜는 기본적인 인증추진일정 및 인증계획을 수립하고, 이를 바탕으로

기술표준품 형식승인 신청서를 '05년 10월 17일에 국토해양부 항공정책실로 제출하였다.

한편, 한국항공우주연구원은 항공법에 따른 기술표준품 형식승인 전문기관으로서, 국토해양부 항공정책실의 기술검증 요청에 따라 "기술표준품 형식승인 기술검증계획서"를 수립하여, 금호타이어(주)의 기술표준품 형식승인 신청 기술자료 검토, 적합성 입증 및 품질시스템 구축에 대한 기술적 적합성을 검토를 위한 세부계획안을 마련하였다. 최종적으로는 '07년 9월 BASA 시범사업 FAA 기술평가 수검, '07년 3월, '07년 5월에 각각 설계승인 및 생산승인 기술검증을 완료함으로서, '07년 7월 11일에 국내 최초로 기술표준품 형식승인서가 금호타이어(주)에 교부되었다.

<표 94> 시범사업 추진 경과

일 정	추 진 내 용
'05. 1. 27	BASA 시범사업 선정업체 대상 공고
'05. 2. 25	BASA 시범사업 계획서 접수마감
'05. 3. 15	사업계획심의 및 발표
'05. 3. 17-18	현장실사(경주전장, 금호타이어, 서진인스텍)
'05. 3. 22	BASA 추진위원회 1차회의(시범사업 최종확정)
'05. 3. 23	BASA 시범사업 선정공고(BASA 추진위원회)
'05. 3. 23	BASA 시범사업 지정서 전달(금호타이어)
'05. 4. 18	BASA 시범사업 지정 통보(미연방항공청)
'05. 7. 1	BASA 시범사업 수용의사 접수(국토해양부 항공정책실)
'05.10. 17	기술표준품 형식승인 신청서 제출(금호타이어)
'05.10. 31	기술표준품 형식승인 기술검증 의뢰(항공기술과)
'05.12. 13	BASA 시범사업 인증일정 조정 회의(국토해양부 항공정책실)
'05.12. ~ '06. 9.	기술표준품 형식승인 기술검증 수행
'06. 9. 18 ~ 19	BASA 시범사업 평가 수검
'06. 9. 26	BASA 기술평가 결과 보고 및 대책 회의
'06. 9. 29	BASA 기술평가 후속조치 대책반 구성
'06. 12. 15	시정조치 결과 FAA 통보
'07. 3. 9	설계승인 완료
'07. 4. 10 ~ 11	생산승인 평가

일 정	추 진 내 용
'07. 5. 30	생산승인 완료
'07. 6. 8	기술표준품 형식승인 기술검증 최종보고서 제출
'07. 7. 11	기술표준품 형식승인서 교부

(라) FAA BASA 기술평가

① BASA 기술평가 준비

○ 인증체제 평가 준비

BASA 체결을 위한 세부 추진계획을 바탕으로 국토해양부 항공정책실과의 유기적이고 협조적인 조직체계를 구성하여 FAA의 기술평가 11개 평가항목에 대하여 다음과 같은 평가준비 자료를 준비하여 FAA의 평가 수검에 대비하였다.

<표 95> 기술평가 평가항목 및 평가 준비자료

기술평가 평가항목	평가 준비자료
(1) 인증 법규(National Legislation) (2) 감항당국 임무(Mission & Mission Priorities) (3) 감항당국 조직(Organization) (4) 인증기술인력 (Personnel) (5) 승인문서 현황(Approval Documents) (6) 표준 및 정책(Standards & Policies) (7) 승인 절차 (Certification Processes) (8) 인증관리 (Certificate Management Activities) (9) 법적조치권한 (Enforcement) (10) 업무협력 (Communications) (11) 업무환경 (Environments)	(1) 항공법·시행령·시행규칙 (2) 항공법·시행령·시행규칙 (3) 항공기인증체제 관련 항공법·시행령·시행규칙 조문 (4) 운항기술기준 (5) 항공기인증 관련 항기술기준 (6) 운항기술기준 / 14 CFR Part 21 비교자료 (7) 항공기기술기준 (8) 항공기인증 관련 항공안전본부 고시 (9) 항공기인증 관련 항공안전본부 훈령 (10) 항공기인증 관련 항공안전본부 고시/훈령 (11) 항공기인증 관련 항우연 업무규정 (12) 발표자료

② FAA BASA 기술평가 수검

○ 기술평가 경과

기술평가 수검을 위한 준비와 함께 기술평가 주체인 FAA와의 명확한 의사소통과 의견 수렴을 위하여 실무책임자간의 연락채널을 구성, 연락채널을 통해 '06년 6월 21일 기술평가 일정이 확정되었고 7월에 기술평가에 대한 비용부담협약이 완료되었다. BASA 기술평가 진행일정을 요약하면 다음과 같다.

<표 96> BASA 기술평가 경과

일 자	BASA 기술평가 후속조치
'06. 06. 21	기술평가 일정 확정
'06. 07. 21	기술평가 비용부담 협약(NAT-I-2415-1-14) 서명
'06. 07. 27	기술평가 비용 지급
'06. 08. 29 ~ 09. 01	모의 기술평가 - 해외 인증전문가(EAS) 자문
'06. 09. 11 ~ 09. 21	BASA 기술평가 수검
'06. 09. 26	BASA 기술평가 결과보고 및 후속계획 수립회의
'06. 09. 29 ~ '07. 01. 24	기술평가 후속조치 대책반 구성 및 활동
'06. 11. 07	시정조치 이행계획 FAA 통보
'06. 12. 7	시정조치 완료
'06. 12. 15	시범사업 인증시험 성공 및 시정조치 결과 FAA 통보
'07. 03. 27	기술평가 종료

○ 인증체제 및 시범사업 평가

총 6명으로 구성된 FAA 기술평가팀이 '06년 9월11 일에서 21일까지, 2주간의 일정으로 한국을 방문하여 우리나라의 항공기인증체제 및 시범인증과제에 대하여 평가하였다.

'06년 9월 11 ~ 15일의 기간 동안에는 국토해양부 항공정책실에서 발표 및 질의응답을 통하여 한국의 인증체제에 대한 기술평가가 수행되었다.

'06년 9월 18, 19일 양일에는 FAA 기술평가팀의 금호타이어 광주공장 현장 방문이 이루어졌으며 BASA 시범사업으로 지정된 금호의 항공기용 타이어에 대한 기술평가가 수행되었다.

이 평가 결과 한국의 항공기인증체제 및 시범사업에 대한 기술평가 결과 중대 결

함사항은 없다고 밝혔다. 다만, 시범사업평가를 통해 인증수행절차, 인증자료 및 인증수행역량 전반에 대하여 확인하는 것이 일반적인 과정이나 우리나라의 경우에는 시범사업평가 시점에서 해당 제품에 대한 개발이 아직 완료되지 않았기 때문에 시범사업 제품 개발 및 Action Item 조치 완료 이후 시범사업 평가를 종결하기로 합의하고, '06년 9월 21일 BASA 기술평가 회의록에 서명하여 상호 교환함으로써 공식일정이 마무리되었다.

③ FAA BASA 기술평가 종료

BASA 추진위원회는 시범사업 관련 Action Items 해결을 위해 기술평가 후속조치 대책반을 구성하여 FAA 기술평가시 도출된 Action Items에 대한 시정조치 이행계획을 수립/시행하였다. 이를 통해 '06년 12월 15일 FAA에 BASA 기술평가 후속조치가 마무리되었음이 공식적으로 통보되었으며 '07년 3월 27일에 BASA 기술평가가 성공적으로 종료되었다.

④ 행정협정(EA) 및 감항성이행절차(IPA) 협상

BASA 추진위원회 활동을 통하여, 국내 항공기인증체제 구축, 국내 시범사업 추진 및 '06년 9월 미연방항청의 기술평가를 수행하고, '07년 3월 기술평가를 성공적으로 종료함으로써, 한·미간 BASA 협상(행정협정 및 감항성이행절차 협상)을 위한 기본틀이 마련되었다.

이에 따라, 미연방항공청 기술평가팀은 항공안전협정 관련 정책 및 지침을 책임지고 있는 국제정책사무소(AIR-40)에 BASA 감항성이행절차(IPA)에 대한 협상업무를 이관하였다.

미연방항공청과 국토해양부 항공정책실은 BASA 기술평가 결과를 바탕으로 '07년 6월부터 8월 까지 양국의 인증체제를 반영하여 IPA 초안을 작성하고, '07년 8월에 미국 워싱턴 DC에서 감항당국 간 세부 이행절차를 확정하기 위한 협상회의를 가졌다. 협상을 통해 도출한 후속조치는 직접 미연방항공청과 연락하여 조율함으로서, IPA 협상을 마무리하고 최종안이 도출되었다.

미국무부는 협상을 위한 행정협정 초안을 '07년 8월 23일자로 우리나라에 송부하였으며, 외교통상부는 인증당국의 전문가에 의해 검토·작성된 우리측 협상안을 '07년 10월 1일 주미한국대사관을 통해 미국무부에 전달하고, 행정협정에 대한 세부사항을 미국무부와 협의·조율함으로서 행정협정 협상을 종료하였다.

다음은 '07년 3월 FAA 기술평가 종료 이후, 양국간에 진행된 BASA 행정협정 및 감항성 이행절차 협상진행 경과이다.

- '07. 3. 23 기술평가 종료결과 접수 (FAA→국토해양부 항공정책실)
- '07. 3. ~ 6. 우리측 EA(안) 및 IPA(안) 검토/작성
- '07. 6. 28 FAA IPA 초안 접수 (FAA→국토해양부 항공정책실)
- '07. 7. 11 KTSOA 승인서 교부 (금호타이어)

· ‘07. 7. 24~26 FAA 법률자문 방문회의 (서울)
· ‘07. 7. 27 BASA 추진위원회 (3차)
· ‘07. 6. 28~8. 18 우리측 IPA 협상안 작성 및 협상전략 수립
· ‘07. 8. 21~23 한·미간 IPA 협상회의 (워싱턴 DC)
· ‘07. 8. 23EA 초안 접수 (미국무부→외교통상부)
· ‘07. 9. 7 국토해양부 항공정책실 IPA 후속조치 결과 송부
· ‘07. 9. 18 FAA IPA 수정안 접수(FAA 내부조직 검토결과)
· ‘07. 9. 22 FAA IPA 후속조치 결과 접수 및 종료
· ‘07. 10. 1 EA 협상안 미국무부 송부 (외교통상부→미국무부)
· ‘07. 10. ~ EA/IPA에 대한 우리나라 및 FAA 내부 승인절차 개시

⑤ 항공안전협정 체결

BASA 체결을 위한 행정협정(안) 및 감항성 이행절차(안)이 양국간의 긴밀한 협력을 통해 합의 된 이후, 합의된 최종안은 우리나라 국제 협약체결절차에 따라 부처간 협의, 법제체 심의, 국무회의 의결 및 대통령 재가 등을 거쳐 2008년 1월 2일에 승인되었다.

이후, 2008년 2월 19일 싱가폴 미대사관저에서 우리나라 외교통상부의 전권대사로 임명된 정상호 국토해양부 항공정책실장과 미합중국 국무부의 전권대사로 임명된 FAA 청장대행 Mr. Robert A. Sturgell 간의 서명으로 한·미간의 항공안전협정(BASA)이 공식 체결되었다.

다음은 BASA EA 및 IPA 최종 합의 이후 BASA 체결까지의 진행경과이다.

- 2007. 8. 21~23 이행절차(IPA) 문안 확정을 위한 협상 (미국 워싱턴 D.C)
- 2007. 12. 20 BASA 협정 체결(안) 차관회의 통과
- 2007. 12. 27 BASA 협정 체결(안) 국무회의 통과
- 2008. 1. 2 BASA 협정 체결(안) 대통령 재가
- 2008. 2. 19. BASA 협정 체결 및 이행절차 서명 (싱가폴 미대사관저)

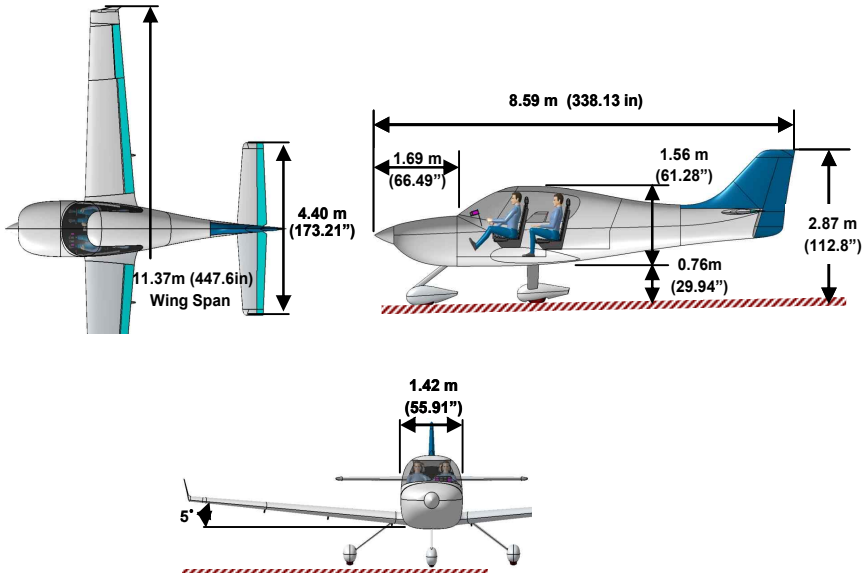
(2) 소형비행기급 BASA IPA 확대 추진

(가) 개요

현재 기술표준품에 국한되어 있는 BASA IPA를 소형비행기(Part 23)까지 확대하기 위한 ‘소형항공기급 BASA 체계구축 및 시범사업 인증’ 프로젝트가 국토해양부

의 주관으로 2008년 시작되었다. 이 프로젝트는 시범인증(shadow project)을 위한 소형 항공기 개발을 포함하여 인증체계 보완/개발을 포함하고 있다.

시범인증을 위한 항공기 개발 업체로는 한국항공우주산업(주)(KAI)가 선정되었으며 대상 기종은 최대이륙중량 1,633kg(3,600lb)의 4인승 단발엔진 비행기인 KC-100이다.



<그림 167> KC-100 3면도

(나) KC-100 주요 제원 및 성능

○ 기본 제원

▷ 탑승인원 : 4인

▷ 엔진 : TCM TSIOF-550-K 피스톤 엔진(315마력)

▷ 프로펠러 : Hartzell PHC-J3YF-1N/N7605B(3 Blades, 78″ Diameter)

▷ 착륙장치 : 전륜식, Leaf type

○ 중량 제원

▷ 최대 설계 중량(Maximum Design Weight) : 3,600lbs

▷ 최대 이륙/착륙 중량(Maximum Landing/Takeoff Weight) : 최대 설계 중량과 동일

▷ 유용하중(Useful Load, Payload+Fuel Weight) : 1,100lbs

▷ 연료 중량 : 550lbs

○ 형상제원

<표 97> KC-100 주요 형상 제원

Aircraft Surface Data	Wing	HT	VT
Aspect Ratio, AR	9.321	5.259	1.232
Span(m), Equiv.	11.412	4.216	1.451
Airfoil	NASA LS(1)0417-MOD NASA LS(1)0413-MOD	NACA0012	NACA0012

○ 성능 목표

▷ 최대 순항속도(Max. Cruise Speed) : 215kts 이상

▷ 실용 상승한계(Service Ceiling) : 25,000ft 이상

▷ 실속 속도(Stall Speed) : 59kts 이하

▷ 최대 상승률(Max. Climb Rate) : 1,400fpm 이상

▷ 최대 거리(Max. Range) : 1,000nm 이상

▷ 이륙 거리(Takeoff Distance) : 2,000ft 미만

▷ 착륙 거리(Landing Distance) : 2,500ft 미만

(다) KC-100 인증 및 BASA 추진경과

형식증명 신청 이전인 2008년 7월부터 기술분야별 현안 점검 등을 목적으로 인증당국과 신청자인 KAI 간의 인증신청 전 회의가 6차례 수행되었고 이를 바탕으로 최초의 KC-100 항공기에 대한 형식증명 신청은 2009년 6월 30일에 이루어졌다. 이후 인증당국과 신청자(KAI)의 협의를 통해 보완된 신청서류가 9월에 제출되어 승인되었으며 이에 따라 2009년 10월 1일부로 공식적인 인증 프로젝트가 시작되었다.

KC-100 개발의 경우 2010년 5월 현재 상세 설계가 거의 완료되어 CDR(Critical Design Review)을 앞두고 있으며 부품 레벨에서의 시제작도 거의 완료 단계에 와 있다.

미국과의 BASA IPA 확대 추진과 관련해서는 2009년 3월 9일부터 3월 10일의 양일간에 걸쳐 BASA IPA 확대를 위한 한-미 감항당국 간의 착수회의를 수행하였다. 이 회의에서는 기술평가 관련 기술적 사항 이외에 행정적 및 절차적 현안 협의 년 2회의 정기적인 Coordination Meeting을 수행하는 것이 논의되었다. 이후 2010년 5

월 14일에 FAA의 기술평가를 위한 비용부담협정이 체결되었다. 또한 FAA-한국 인증당국간의 Familiarization Meeting이 2010년 7월로 예정되어 있다.

현재까지의 KC-100 인증과 BASA IPA 확대 추진 관련 주요 진행 사항은 다음가 같다.

- ○ 2008. 7 ~ 2009. 5 인증신청(예정)자-인증당국 간 사전회의(6회)
- ○ 2009. 6.30 KC-100 형식증명 신청
- ○ 2009. 6 ~ 2009. 9 형식증명 신청서류 기술평가 및 보완
- ○ 2009.10. 1 KC-100 형식증명 착수
- ○ 2009.11.16 1차 형식증명 위원회 개최
  - KC-100 소형항공기 설계내용 및 주요 설계특성의 이해
  - KC-100 형식증명 인증기준 검토
  - 형식증명 인증과제 일정계획(Project Schedule) 수립
  - 예상 문제점 및 현안 심의
- ○ 2009.11 ~ 2009.12 FAA 형식증명 신청서류 기술평가 및 보완
- ○ 2009.12 제작증명 신청서류 접수 및 평가
- ○ 2010. 2.19 2차 형식증명 위원회 개최
  - 인증기준 심의/승인(Issue Paper 3건 발행)
  - 특수기술기준 심의/승인(Issue Paper 1건 발행)
  - 과제세부인증계획서(PSCP) 심의
- ○ 2010. 5.14 FAA 기술평가를 위한 비용부담협정서 합의
- ○ 2010. 7 FAA 기술평가를 위한 Familiarization Meeting(예정)

2. 헬기 인증체계 및 항공안전협정체계 중심의 헬기 안전인증 인프라구축

가. BASA IPA 확대를 위한 인증체계 구축 필요성

미국과의 BASA 체결을 위해서는 항공기 인증체제, 인증관련 법·규정 및 절차 등을 구축하고, 시범사업(Shadow Project)을 통해 국내의 인증체제 및 제도가 미국과 동등한 수준의 안전성을 확보할 수 있다는 것을 입증해 보여야 한다.

이는 IPA 확대를 위해서도 마찬가지로 적용된다. 현재 체결된 한-미 BASA IPA의 범위는 기술표준품에 국한된 것으로서 헬기를 IPA에 포함시키기 위해서는 항공기의 인증에 추가적으로 필요한 관련된 법·제도 및 인증 능력 등을 보완/구축해야 한다. 대표적인 것이 헬기에 대한 감항기술기준, 헬기 인증을 위한 전문기술인력, 항공기 인증 관련 법규정 및 절차, 계속감항성 유지에 필요한 제도 등이며 이에 대해서는 FAA의 기술평가를 통해 미국과 동등한 수준인지 확인하게 된다.

나. FAA 기술평가 범위

항공안전협정을 위한 기술평가 과정은 기술능력과 규제능력에 대한 필요한 수준의 상호신뢰를 축적하는 기간이며, 상대국의 인증시스템을 통해 자국의 인증시스템에 상응하는 결과를 보증할 수 있는 지를 결정하기 위하여 수행된다. 기술평가를 통하여 FAA는 다음과 같은 업무를 수행한다.

○ 형식증명, 생산승인, 감항증명, 계속감항성을 가능하게 하는 법체제를 포함하여 감항당국의 규정 및 체제를 검토, 확인, 평가한다.
○ 감항당국이 문서화된 규칙과 절차를 준수하는지를 검토하고 평가한다.
○ 감항당국이 미국의 인증기준을 이해하고 적용할 수 있는 지를 평가한다.
○ 필요한 경우, 감항당국에 기술 훈련을 제공한다.

국내에서 개발되는 민간 소형항공기에 대한 BASA IPA 확대과정에서 확보한 경험을 활용하여, 기술평가 과정에서 다음 11개 평가항목에 대한 종합적인 평가 대응계획을 수립하여 시행하여야 할 것이다.



<그림 168> BASA 기술평가 11개 평가항목

(1) 관련 법규(National Legislation)

협정 당사국의 항공규정의 범위와 조항이 미국의 법률 및 기준과 동등한지를 검토한다. 미연방항공청 평가팀은 미국의 항공법 및 규정(14 CFR Parts)을 기준으로

협정 당사국의 법 및 관련 규정과의 동등성을 검토한다.

○ 감항당국의 업무 수행에 필요한 법적 권한을 부여하는 조항
○ 감항성, 규정, 인증/승인 및 기타 위임에 관한 범위 및 조항
  · 국토해양부 항공정책실/지방항공청/전문검사기관 법적 위임
○ 항공법규의 기본 구조 확인(변경사항에 대한 검토 포함)
  · 헌법(Constitution)
  · 항공법/항공법시행령/항공법시행규칙
  · 항공기기술기준(KAS), 운항기술기준(FSR) 등
○ 민군관계(Civil/Military) 대한 검토
  · 감항당국 및 항공관련 군조직 간의 관련 업무(공역관할 등)

(2) 인증 당국 임무 및 임무 우선순위(Mission/Mission Priorities)

협정 당사국의 감항당국의 임무와 범위를 검토한다. 미연방항공청 평가팀은 협정 당사국의 다음 사항을 검토한다.

○ 감항당국 목표 및 목적
○ 법적 근거 및 업무 범위
○ 업무 우선 순위 확인(변경사항 포함)
  · 민간항공안전과 관련된 정책 개발
  · 민간항공수송의 안전 규제
  · 기준 개발 및 개발된 기준에 따라 인증 및 계속감항성 업무 수행
  · 항공안전 증진을 위한 항공기술 개발
  · 세계항공안전 발전을 위해 국제적 협력 강화

(3) 인증 당국 조직(Organization)

협정 당사국 감항당국의 조직 구조, 권한의 위임, 해당 사무소와 직원의 배치 그리고 지속적 향상을 위한 계획과 추진방법을 자세히 평가한다. 미연방항공청 평가팀은 협정 당사국의 다음 사항을 검토한다.

○ 조직 구조
○ 지역사무실 위치 및 인력 현황
○ 지역사무실의 책임, 권한 위임 현황
○ 감항당국과 사고조사위원회와의 관계 및 연락
○ 감항당국과 산업체의 독립성 유지
· 항공안전을 담당하는 감항당국이 항공제조산업을 증진하는 정부부서와 어떠한 연계도 없으며 제조산업의 기능과는 명확히 분리되어 있는지 확인

(4) 전문 인력(Personnel)

상대국 민간감항당국 직원의 역할, 의무 및 권한 그리고 해당 역할과 의무의 외부 기관으로의 위임을 검토하며, 해당 직원의 실무경험과 교육훈련(기술적 실무적 훈련 포함)을 평가한다. 미연방항공청 평가팀은 협정 당사국의 다음 사항을 검토한다.

○ 역할, 의무 및 권한, 위임
○ 항공기술인력 현황(엔지니어, 시험조종사, 검사관 등)
  · 국토해양부 항공정책실
  · 지방항공청
  · 전문검사기관
○ 분야별 전문가 현황
○ 전문인력의 자격 요건
○ 공무원 채용절차, 직무 교육 및 능력향상 교육 등
○ 민간인 또는 감항당국외의 조직에 업무 위임 현황

(5) 인증/승인 문서(Approval Documents)

협정 당사국 민간감항당국의 설계승인, 생산품질보증체계의 승인, 감항성 인증, 감항성유지 문서 및 감항당국 책임의 위임과 관련한 문서 등을 포함하는 인증/승인 관련 문서를 평가한다. 미연방항공청 평가팀은 주로 협정 당사국의 다음 사항을 검토한다.

○ 설계승인 등(형식증명, 부가형식증명, 형식증명의 개정, 소음증명, 기술표준품형식승인(TSOA), 수입 기술표준품에 대한 확인, 부품등제작자증명(PMA) 등)
○ 품질체제에 대한 승인(제작증명, TSOA/PMA 관련생산승인 등)
○ 감항증명서(표준감항증명, 특별감항증명, 특별비행허가/승인, 수출감항증명, 감항성승인서)
○ 감항성유지 방법(AD, SDR, SB등)

(6) 기술기준 및 정책(Standards/Policies)

민간감항당국의 절차 및 규정, 입법절차를 검토한다. 또한, 현행 정책, 훈령, 고시 및 지침서를 평가하고 인증절차를 검토하며, 상대국 민간감항당국의 기술기준과 생산승인 및 감항성승인 관련 규정을 검토한다. 미연방항공청 평가팀은 협정 당사국의 다음 사항을 검토한다.

○ 규정, 기준 등 제정 절차
○ 인증 관련 정책, 훈령, 지침서 현황 및 업데이트 관리

○ 인증 일반절차 및 위임/업무 대리인 관리 절차 등
○ 항공기/제품 유형별 감항기술기준(KAS)
○ 기술 규격서(Technical specifications) 및 자재 규격서 등
  · 예, SAE, AMS, RTCA, ICAO, ASTM, NAS, MIL 핸드북 등
○ 기술표준품 표준서

(7) 설계승인, 생산승인 및 감항성승인 업무 처리 절차(Design, Production and Airworthiness Certification Processes)

상대국 민간감항당국의 설계승인, 생산승인 및 감항성승인 관련 절차를 자세히 검토한다. 미연방항공청 평가팀은 협정 당사국의 다음 사항을 검토한다.

○ 설계승인 절차
  · 설계 승인이 요구되는 제품종류, 인증기준, 문서화 요건, 특별 시험항목, 합치성, 부가형식증명, 기술표준품형식승인, 부품등제작자증명 등의 절차
  · 수입 항공기등 및 수입 TSOA/PMA 부품 등에 적용되는 절차
○ 생산승인 절차
  · 생산승인(자격 및 생산승인서 소지인 현황), 품질관리시스템 요구조건, 형상관리, 합치성 확인서, 제작증명서
  · 기술표준품형식승인 및 부품등제작자증명에 적용되는 생산승인 요건 및 절차
○ 감항증명 절차
  · 문서화, 제품 및 부품 식별표시 요건
  · 완제품 및 부품에 사용되는 감항증명
  · 특별비행허가
  · 수출감항증명서 발행 요건
  · 부품에 대한 수출 승인 절차

(8) 인증 사후 관리(Certificate Management Activities)

상대국 민간감항당국이 승인서 및 인증서의 보유자를 모니터링하는 활동을 평가하고, 감항성유지 프로그램을 평가하며, 감항당국이 어떻게 인증을 개정 및 변경하는 지를 평가한다. 미연방항공청 평가팀은 협정 당사국의 다음 사항을 검토한다.

○ 감독활동
  · 설계승인, 생산승인 소지인 및 공급업체에 대한 감독 절차
○ 감항성 유지관리 절차
  · 감항성 유지지침서 및 요구조건 개발
  · SDR, 제품의 고장, 오작동 및 결함 보고 체계

· 외국 감항당국간에 긴급 통보하는 절차, 강제 시정조치 등

○ 인증서 개정/수정

· 자료의 승인 및 수용

· 인증서 교부 후, 설계 또는 생산 변경사항 등에 대한 검토

· 수명 제한품목/정비 계획서에 대한 조정 검토, 운용회보 등

· 인증서 양도 등

(9) 강제 집행 권한(Enforcement)

상대국 민간감항당국의 강제집행권한을 검토한다. 미연방항공청 평가팀은 협정 당사국의 다음 사항을 검토한다.

○ 감항당국이 증명서를 취소 또는 중지시키는 권한

○ 금전적 손해를 사정하는 권한, 벌금 결정체계, 자료 위조 금지 등의 강제 집행 권한

○ 인증자료 허위작성 금지

○ 인증서 소지인 공장 및 설비에 대한 접근 권한

(10) 조직간의 의사소통(Communications)

상대국 민간감항당국의 내부 협업, 외부조직과의 협업 그리고 제조자, 운용자 및 승인서/인증서 보유자와 의사소통하는 방법을 검토한다. 미연방항공청 평가팀은 협정 당사국의 다음 사항을 검토한다.

○ 문제 해결을 위한 내부 및 다른 조직과의 업무 협조

○ 신청자 및 외국 감항당국과 협조 사항

○ 산업체와의 협조 사항

(11) 제반 여건(Environment)

항공산업을 포함하는 조직과 민간감항당국이 어떤 관계를 형성하고 있는 지를 검토한다. 미연방항공청 평가팀은 협정 당사국의 다음 사항을 검토한다.

○ 타 정부부서와의 관계

○ 업무 환경(사무실/시설 등)

○ 정부 예산 확보 절차 등

3. 헬기 개발 기술

결빙 시험, 트랜스미션 시험과 같은 국내 미보유 시험설비에 대한 대안은 세가지가 있다. 첫번째는 인프라 구축 대상으로 선정하여 신규 확보하는 것이고, 두 번째는 해외에 활용가능한 장비가 있는지 조사하여 설비를 대여하는 것이다. 세 번째는 해외에 시험 자체에 대한 용역을 맡기는 것이다. 첫 번째 대안의 경우 국내기술보유 여부가 신규확보 예산에 영향을 미치게 된다. 그리고 해외 설비 이용시 국내에서 이미 같은 시험 기술을 보유하고 있다면, 두 번째 대안을 선택할 수 있지만, 보유기술이 없다면 세 번째를 선택해야 한다. 이와 같이 각 대안을 선택하는데 있어 국내 기술 보유 여부가 큰 영향을 미치기 때문에, 여기에 대해 부록 E-4와 같이 조사하였다. 주로 헬리콥터 구성품 개발기술에 대해 조사되었지만 개발과 성능평가 및 시험은 연관되어 있기 때문에 시험기술도 유사한 수준이라고 볼 수 있다. 그래서 시험기술과 관련된 항목을 추려서 표<헬리콥터 시험관련 국내보유 기술수준>와 같이 나타내었다.

기술수준 평가기준을 상/중/하로 구분하여 평가하였는데, "상"은 기술체계가 완성에 이른 단계를 의미하고, "중"은 체계 시제품에 대한 성능을 시현할 수 있는 단계이며, "하"는 기본원리 이해, 기술개념 형성 단계이다. 따라서 "중" 이상의 기술수준은 크게 문제되지 않지만, "하" 수준에 해당하는 구성품에 대해서는 시험설비를 구축해도 운용을 할 수 없다는 의미가 된다. 보다 구체적인 평가기준도 부록 E-6에 세부기술수준과 함께 수록하였다.

<표 98> 헬리콥터 시험관련 국내보유 기술수준

분류	기술수준	비고
ADS(Air Data System)	상	✓ 대기보정(Air Data Calibration) 시험 ✓ ADC 성능 인증시험 및 평가기술
Avionics	상	✓ 환경시험 평가기술 ✓ 임무컴퓨터 S/W 통합시험 기술 ✓ FDR 성능/품질인증 시험평가 기술 ✓ 성능 시험평가 기술 ✓ 품질인증 시험평가 기술
Crash	중	✓ 내추락 시험
Drive system	하	✓ 수락 시험(Acceptance Test) ✓ 피로/내구성 시험 ✓ 성능입증 시험(Performance Test) ✓ 구동축 밸런싱 시험 ✓ 구동축 피로 시험

		✓ 구동축 수락 시험
Dyn & Vibr	중	✓ 동특성/진동해석 ✓ 내부소음해석 ✓ 지상소음시험 ✓ 전기체 지상진동시험
ECS	상	✓ 환경제어계통 구성품 성능시험 ✓ 환경제어계통 환경시험 ✓ 환경제어계통 리그시험 ✓ 환경제어계통 지상시험 ✓ 환경제어계통 비행시험
Electrical	상	✓ 발전기 성능시험 ✓ 전기시스템 장착시험 ✓ 적합성 분석 및 시험 ✓ 전기계통 Rig Test
EMI/EMC	상	✓ 체계 전자기간섭 ✓ 체계 전자기적합성 ✓ 체계 전자기취약성 ✓ 정전기 방전시험
Engine	상	✓ 엔진시스템종합 ✓ FADEC 통합시험 ✓ 개발시험평가 ✓ 고도시험 ✓ 인증시험
Engine Installation	중	✓ 화재감지/소화장치계통 시험 ✓ 항공기/엔진 적합성 시험 기술
Environmental	상	✓ 방수 시험
Icing Protection	하	✓ 결빙시험
F&E	중	✓ 페스트로프 시험 ✓ 전선절단기 시험 ✓ 화물인양기 시험
FCS	중	✓ 기계식조종계통 피로시험 ✓ 기능/성능/환경시험 및 평가 ✓ 조종한계하중시험 ✓ 통합시험평가 기술

		✓ AFCS 통합 시험 ✓ Integration 및 Test
FT	중	✓ 비행시험평가
Fuel	중	✓ 연료계통 비행시험 ✓ 연료계통 지상시험 ✓ 연료계통 Rig Test ✓ 연료탱크 Drop Test ✓ 연료탱크 Sloshing & Vibration ✓ 연료펌프 기능/성능 시험/평가 기술 ✓ 연료펌프 환경시험(온도, 진동, 충격) 방법 및 평가기술 ✓ 연료량측정장치 자동연료균형조절 기능 시험 평가기술 ✓ 연료량측정장치 정확도시험 평가 기술 ✓ 연료량측정장치 소프트웨어 시험 기술
HUMS	중	✓ 시스템 동작 시험 ✓ 장비 동작 및 결과 검증 ✓ HUMS 계통 지상시험 ✓ HUMS 계통 비행시험
Hydraulic	상	✓ 유압계통 비행시험 ✓ 유압계통 지상시험 ✓ 유압계통 Rig Test ✓ 유압펌프 시험평가 기술
Landing Gear	상	✓ 착륙장치 피로스펙트럼 생성 및 피로해석 ✓ 낙하/정적/피로시험 수행 및 결과분석 ✓ 낙하시험 ✓ 휠/제동장치 인증시험 ✓ Functional Suitability ✓ 착륙장치 낙하시험설비 ✓ 착륙장치 정적/피로시험 Rig ✓ 착륙장치 낙하시험 ✓ 착륙장치 정적시험 ✓ 착륙장치 피로시험
M&P	상	✓ 부품시험 ✓ 시편시험

Performance	중	✓ 성능해석
Rotor	상	✓ 로터 Whirl Tower 시험 ✓ 블레이드 피로시험 설비 설계 및 시험 기술 ✓ 블레이드 환경시험 및 환경내구성 평가기술 ✓ 허브/조종 피로시험 설비 설계 및 시험 기술 ✓ Whirl Tower 시험설비설계 및 시험평가 기술 ✓ 로터 성능/소음 풍동시험 기술
SPS(Secondary Power System)	상	✓ 연료/윤활시스템 인증시험평가 ✓ 제어기/전장품 인증시험평가 ✓ APU 개발시험/인증시험평가 ✓ APU 리그시험평가 - 압축기/연소기/터빈
Structure	상	✓ 낙뢰시험기법 ✓ 내구성/손상허용시험 ✓ 정하중시험
System Integration	중	✓ 항전체계통합 시험기술 ✓ 항공기 체계항전시스템 시험기술 ✓ 안테나 패턴분석 및 시험기술
Weight & Balance	상	✓ 항공기 중량/무게중심 측정시험

조사결과 "하"에 해당하는 구성품은 구동시스템과 결빙방지장치 두 가지로 나타났다. 이 두 항목은 앞에서 조사한 국내 미 보유 시설 중에도 포함되어 있었다. 따라서 헬기 인증 인프라 구축에 충분한 자금이 투입된다면, 기술의 필요성에 따라 결빙 시험설비와 구동 시스템 시험설비, 장비운용기술과 인력을 우선적으로 확보해야 할 것이다.

국내보유 기술수준은 신규 확보 인증시설의 평가항목으로 구성되어 있으므로, 신규확보설비 선정 시 조사결과가 반영되었다. 최종 보고서에는 국과연, 항우연 등 국내 연구기관에서 조사한 기술수준까지 포함한 종합적인 기술수준 평가 결과를 제출할 예정이다.

4. 헬기 개발에 필요한 시험평가 설비

가. 주요 시험평가 항목 식별

본 절에서는 FAR Part 29를 대상으로 필요한 시험평가 항목을 식별하여 제시하였다. 먼저 Part 29를 분석하여 각 조항에서 요구하는 항공기 부품에 대한 인증시험 항목을 조사하고, 인프라 구축 사업 대상에 적합한 시험평가항목을 식별하였다.

(1) 헬기 인증 시험설비 분석

FAR Part 27과 Part 29를 비교 분석한 결과, Part 29가 Part 27의 인증시험을 대부분 포함하고 있어, Part 29를 기본으로 헬기 인증기술 요소를 분석하였다. FAR Part 29의 각 조항을 세부적으로 검토하여, 시험설비가 필요한 부분을 식별하여 부록 B-2와 같이 표로 정리하였다. 각 조항은 시험을 요구하는 항공기 구성품, 혹은 시험을 명시하고 있기 때문에 같은 행, 마지막 열에 해당하는 장비 혹은 시험을 명시하였다. 분석결과 FAR Part 29에서 어떤 장비에 어떤 시험을 요구하는지를 파악할 수 있었다.

FAR Part 29를 세부적으로 분석한 결과를 바탕으로, 항공기의 비행안전성 인증에 필요한 시험설비를 다음 표와 같이 식별하였다. FAR Part 29의 조항은 대부분 적용대상 항공기 부품에 대해 직접 기술하고 있기 때문에, 먼저 헬리콥터 구성품에 따른 시험설비를 분류하였다. 그러나 지상공진시험, 낙뢰 시험 등과 같이 특정 구성품에 대당하지 않는 시험항목들이 있기 때문에, 지상시험과 비행시험에 대해서도 각각 시험설비를 분류하였다. 주요 시험설비에 대한 상세한 설명은 부록 E-3에 기재하였다.

<표 99> 헬리콥터 인증 시험설비

분류	부품	시험설비	비고
구성품	Rotor	Whirl Tower Test	
	Structure /Crash	Full Scale Airframe Static Test	
		Cowling Fire Test	
		Support Structure Test	
	Material & Process	Composite Material Property Test	
	ECS	Environmental Control System Rig Test	

		Blower Qualification Test	
	Electrical	Electrical System Rig Test	
		Battery Qualification Test	
	Hydraulic	Hydraulic System Rig Test	
	Landing Gear	Wheel Brake Control System Integration Rig Test	
		Landing Gear Drop Test	
		Landing Gear Qualification	
		Wheel Brake Qualification	
		Tail Bumper Shock Strut Qualification	
	MFCS	Flight Control System Rig Test	
		Mechanical Linkages Qualification	
	Drive System	Rotor Brake System Rig Test	
		Drive System Qualification Test	
	Engine Installation	TQS (Throttle Quadrant System) Interface Test	
		Air Intake Wind Tunnel Test	
		Fire Detection System Qualification	
		TQS Qualification	
		Fire Extinguishing System Qualification	
	Fuel	Fuel System Ground Rig Test	
		Fuel Tank Drop Test	
		Fuel System Crashworthiness Test	
	HUMS	Health & Usage Monitoring System Test	
	Avionics	Avionics Integration Test	

	Icing Protection	Icing Wind Tunnel Test	
	Lighting	Position Light Qualification Test	
		Anti Collision Light Qualification Test	
	EMI/EMC	EMI Test	
	AFCS	AFCS Software & Hardware Configuration Index	
	Engine	Engine Qualification Test	
	SPS	SPS Qualification	
		Engine Starting Analysis	
	Fuel	Fuel Tank Qualification(Crash Impact/Penetration)	
		OBIGGS(On-board inert gas generating system) Qualification	
		Fuel Pump Qualification	
		Each Valve/Filter Qualification	
		Fuel Ejector/Pressure Switch Qualification	
		FQMS(Fuel Quantity Measurement System) Qualification	
	Air Data System	Air Data System Qualification	
	Hydraulic	Emergency Pump Qualification	
		Hydraulic Actuator Qualification	
		Hydraulic Distribution System Qualification	
		Hydraulic Pump Qualification	
	Cockpit	Pilot Seat Qualification	
	HUMS	HUMS Qualification	

		Data Acquisition Processing Unit Qualification	
		Card Quick Access Recorder/Pilot Interface Panel Qualification	
	Avionics	Components Qualification Test	
지상시험		Weight & Balance Test	
		Low Temperature Test	
		High Temperature Test	
		Icing Ground Test	
		Water Tightness Test	
		Airframe Vibration Test	
		Airframe Static Test	
		Bird Strike Test	
		Ground Noise Test	
		Ground Resonance Test	
		Rotor System Functional Test	
		Rotor De-Icing Functional Test	
		ADS(Air Data System) Test	항공기에서 수행
		Mechanical Flight Control System Test	항공기에서 수행
		Automatic Flight Control System Test	항공기에서 수행
		Fuel System Test	항공기에서 수행
		Fire Detection System Test	항공기에서 수행
		Fire Extinguishing System Test	항공기에서 수행
		Secondary Power System Test	항공기에서 수행
		Engine Installation Test	항공기에서 수행

	Transmission System Test	항공기에서 수행
	Avionics System Test	항공기에서 수행
	HUMS(Health & Usage Monitoring System) Test	항공기에서 수행
	Landing Gear System Test	헬리포트 및 경사지 착륙 시험시설
	Electrical Test	항공기에서 수행
	Internal Light Test	항공기에서 수행
	Hydraulic Test	항공기에서 수행
	EMC(Electromagnetic Compatibility)/SOF Test	
	Environmental Control System Test	항공기에서 수행
	Aircraft Indirect Lightning	
	EMC/Qualification Test	
	EMV(Electromagnetic Vulnerability)/SOF Test	
	Static Electricity Test	
	EMC Test	
	PVI(Pilot Vehicle Interface) Test	항공기에서 수행
	Furnishing & Equipment Test	항공기에서 수행
	Fast-Rope Attaching Device Test	항공기에서 수행
	Cargo Hook Test	항공기에서 수행
	Rescue Hoist Test	항공기에서 수행
	Lightning Test	항공기에서 수행
비행시험	Initial Phase Flight Test	✓이동/고정 TGS (Telemetry Ground Sys.) ✓각종 고성능 데이터 처리 및 시현장치 FTI(Flight Test
	Environment Test	
	Icing Test	
	Horizontal Stabilizer Stability Test	
	Load Demonstration Test	

	Air Resonance Test	Instrument) ▪ PCM Encoder ▪ DATA Recorder ▪ Video Converter ▪ Transmission ▪ DGPS(Differential GPS) ▪ Cockpit Display & Indicator ▪ Ground Support Unit ▪ Nose boom ▪ Charge Amplifier ▪ Power supply ▪ FTI Battery ▪ DAS Control Panel & PDP(Power Distribution Panel) ▪ Combination Network
	Vibration Test	
	Noise Test	
	Air Resonance Test	
	Rotor System Stability Test	
	Air Data Calibration Test	
	Performance Test	
	Handling Quality Test	
	Automatic Flight Control System Test	
	Drive System Test	
	Engine Integration Test	
	Auxiliary Power System Test	
	Fuel System Test	
	Avionics Test	
	HUMS Test	
	Hydraulic System Test	
	Landing Gear System Test	
	Electrical Power System Test	
	Environmental Control System Test	
	EMC Test	
	Furnishing and Equipment System Test	
	Lightning Test	

(2) 시험 항목별 관련 조항(FAR/KAS Part 29)

상기 주요 시험 항목별로 식별된 FAR/KAS Part 29의 관련 조항은 다음과 같다.

○ Icing

§29.613 Material strength properties and design values.

§29.629 Flutter and divergence.

§29.773 (b)(1)(ii) Pilot compartment view

§29.859 (i)(2) Combustion heater fire protection.

§29.901 (c) Powerplant Installation.

§29.939 Turbine engine operating characteristics.

§29.951 Fuel System General (Fuel tank and fuel lines)

§29.975 Fuel tank vents and carburetor vapor vents.

§29.1013 (d)(2) Oil tanks.

§29.1041 Cooling

§29.1093 Induction system icing protection.

§29.1189 Shutoff means.

§29.1301 Function and installation.

§29.1305 (a)(17) Powerplant instruments.

§29.1309 Equipment, systems, and installations.

§29.1323 (f) Airspeed indicating system.

§29.1325 (c) Static pressure and pressure altimeter systems.

§29.1351 Electrical Systems and Equipment

§29.1353 Electrical equipment and installations.

§29.1419 Ice protection.

§29.1525 Kinds of operations.

§29.1529 Instructions for Continued Airworthiness.

§29.1559 Limitations placard.

§29.1583 Operating limitations.

○ Lightning

§29.610 Lightning protection

§29.1309(h) Equipment, systems, and installations.

§29.954 Fuel system lightning protection

○ HIRF

§29.1317 High-intensity Radiated Fields (HIRF) Protection. (Appendix E)

○ Hot air operation

§29.49 Performance at minimum operating speed.

§29.961 Fuel system hot weather operation.

§29.1011 Oil system: general.

§29.1041 Cooling: General.
§29.1043 Cooling tests.
§29.1045 Climb cooling test procedures.
§29.1047 Takeoff cooling test procedures.
§29.1049 Hovering cooling test procedures.

○ Cold weather operation
§29.49 Performance at minimum operating speed.
§29.59 Takeoff path: Category A.
§29.143 Controllability and maneuverability.
§29.175 Demonstration of static longitudinal stability.
§29.251 Vibration.
§29.901 Installation.
§29.951 Fuel System: General.
§29.1093 Induction system icing protection.
§29.1101 Carburetor air preheater design.
§29.1419 Ice protection.
§29.1505 Never-exceed speed.

○ High altitude operation
§29.51 ~ 29.63 : Takeoff
§29.64 ~ 29.67 : Climb
§29.49 : Performance at minimum operating speed
§29.75 : Landing
§29.87 : Limiting height-speed envelope
§29.143 (c) : IGE controllability
§29.1041 ~ 29.1045 : Cooling
§29.939 : Engine operating characteristics
§29.1527 : En route altitude; operating limit

○ Category A operation
§29.49(a) Performance at Minimum Operating Speed
§29.53 Take-off Cat A
§29.55 Take-off decision point
§29.59 Take-off Path Cat A.
§29.60 Elevated Heliport Take-off Path
§29.61 Take-off Distance.
§29.62 Rejected Take-off Cat. A.

§29.67 Climb(a): One Engine Inoperative (OEI)
§29.77 Landing Decision Point (LDP) Cat A.
§29.79 Landing Cat A.
§29.81 Landing Distance: Cat A
§29.85 Balked Landing Cat A.
§29.181 Dynamic Stability Cat A.
§29.631 Bird Strike. - Continue safe flight and landing.
§29.812 Emergency Lighting.
§29.861 Fire Protection of Structure, Controls, and Other Parts.
§29.903 Engine Isolation.
§29.907 (c), 1), 2) Means to Stop Engine if Necessary for Safety.
§29.908 (a) Cooling Fan
§29.927 (c) Additional Tests
§29.953 (a) Fuel System Independence.
§29.1045 Climb Cooling Test Procedures
§29.1047 (a) Take-off Cooling Test Procedures.
§29.1187 (e) Drainage & Ventilation Fire Zones.
§29.1189 (c) Shut-off Means
§29.1195 (a) Fire Extinguishing System.
§29.1203 (a) Fire Extinguishing Systems.
§29.1303 (J) Flight and Navigation Instruments.
§29.1305 (b) Powerplant Instruments.
§29.1309 (b)(2), (e) Equipment, Systems and Installation.
§29.1323 (c) Airspeed Indicating System.
§29.1331 Instrument Using a Power Supply.
§29.1505 (c)(i) Never Exceed Speed.
§29.1517 Limiting High Speed Envelope.

○ Fire protection
§29.853 Compartment interiors.
§29.863 Flammable fluid fire protection.
§29.1187 Drainage and ventilation of fire zones.
§29.1193 Cowling and engine compartment covering.
§29.1195 Fire extinguishing systems.
§29.1197 Fire extinguishing agents.
§29.1201 Fire extinguishing system materials.
§29.1203 Fire detector systems.

○ Ditching
§29.563 Structural ditching provisions.
§29.801 Ditching.

○ Bird strike
§29.631 Bird strike.

○ Transmission test
§29.907 Engine vibration.
§29.923 Rotor drive system and control mechanism tests.
§29.927 Additional tests.
§29.931 Shafting critical speed.

○ Evacuation demonstration
§29.803 Emergency evacuation.
Appendix D : Criteria for Demonstration of Emergency Evacuation Procedures Under §29.803)

○ Safety assessment
§29.1309 Equipment, systems, and installations.

○ Software certification
§29.1309 Equipment, systems, and installations. (RTCA/DO-178B)

○ IFR (IFR Certification)
§29.141 General.(c) (Appendix B)
§29.1525 Kinds of operations.

○ Hot fuel
§29.955 Fuel flow.
§29.961 Fuel system hot weather operation.

○ Oil loss
§29.927 Additional tests.
§29.1027 Transmission and gearboxes: general.

○ Rotor Burst (High Energy Rotor Containment)
§29.1461 Equipment containing high energy rotors.

(3) 주요 인증 시험 항목

민간헬기 개발에 있어 고가의 시험설비가 필요하거나 고도의 전문성이 요구되는 시험들이라고 일반적으로 인식되는 것들에는 다음과 같은 것들이 있다.

(가) 방빙 및 제빙

비행 도중 예상치 못한 결빙 환경에 노출될 것을 고려하여 헬리콥터의 인증 시 결빙에 대한적합성을 보여야 한다. 즉, 헬리콥터 설계 시 분산된 얼음의 궤적과 에너지, 동체, 엔진, 그 외 시스템의 구조 손상 평가를 통해 분산된 얼음이 헬리콥터 비행에 위험을 일으키지 않음을 모든 운용 조건에서 보여야 한다.

○ 관련 요건

▷ 감항기술기준 FAR 27.975, 29.975에서는 벤트 시스템, 배관 등의 연료시스템은 얼음에 의한 막힘을 피하기 위한 장치를 구비하도록 하고 있으며, FAR 29.1189에서는 위험량의 방·제빙액 등의 가연성액체가 지정방화구역에 유입하고 유출되는 것을 방지하는 방법이 있어야 한다고 규정하고 있다. 가혹한 결빙상태로 냉각해도 계속적으로 운용이 가능하여야 한다(FAR 27.951, 29.951).

▷ 조종계통은 결빙에 의하여 걸림, 마모, 등의 기타 방해를 받지 않도록 설계하여야 하고(FAR 27.685, 29.685), 공기 데이터 시스템의 정압구는 헬리콥터 결빙조건에 마주쳤을 때에도 측정값이 변하지 않도록 설계되고 배치되어야 한다.(FAR 27.1325, 29.1325).

▷ 터빈엔진의 공기흡입계통은 정상 운용 중 불규칙한 공기흐름에 의해 유해한 진동을 일으키지 않아야 하며(FAR 27.939, 29.939), 동력장치 및 보조동력장치의 냉각계통은 장치 내 액체 온도 설정 한계 내에 유지시켜야 한다.(FAR 27.1041, 29.1041). 결빙조건에서 터빈엔진의 흡입시스템에 결빙이 없어야 하며(FAR 27.1093, 29.1093), 연료 시스템의 결빙으로 인한 영향을 조절하기 위한 히터 기능을 표시하는 동력장치 계기가 필요한다.(FAR 27.1305, 29.1305).

▷ Part 29급 헬리콥터인 경우, 결빙으로 인한 작동불량을 방지하기 위한 가열식 피토관을 장착하여야 하며(FAR 29.1323), 동력장치는 한계사용시간 동안 승인된 온도 및 고도범위 내에서 운용 중 안전하게 기능을 다할 수 있도록 제작, 배치 및 장비하여야 하고(FAR 29.901), 흡기시스템 스크린 제빙을 알코올에 의존하지 않는 등의 규정에 적합하여야 한다(FAR 29.1105).

▷ 결빙조건에서 결빙 비보호면의 생성된 결빙은 플러터 및 발산이 없어야 하며(FAR 27.629, 29.629), 수송류 헬리콥터의 조종의 윈드실드는 가장 가혹한 결빙조건에서 충분한 시야가 확보되어야 한다. 특히 접근 및 착륙비행 시 시야가 확보되어야 하며 시야 확보를 위해 필요한 영역의 크기, 윈드실드 투명도(transparency) 및 시각적 왜곡 현상 여부에 대한 적합성을 입증하여야 한다

(FAR 29.773).

▷ 엔진 흡기시스템은 흡기시스템의 결빙 방지 및 보호에 대한 적합성을 입증하여야 하며(FAR 27.1093, 29.1093) 연속 및 불연속최대결빙조건에서 안전하게 운용할 수 있음을 시험 등을 통해 실증하여야 하고, 결빙탐지시스템을 구비하여 야간 운용 시에도 사용할 수 있어야 한다(FAR 27.1419, 29.1419).

○ 헬리콥터 결빙 적합성 입증방법

▷ 결빙인증을 위해 구성품 단계에서 헬리콥터 전체 비행시험까지 각 시스템이 안전하게 비행할 수 있음을 입증하여야 하는데 2D, 3D의 컴퓨터 시뮬레이션 해석 방법을 적용하더라고 이를 입증할 시험을 수행하여야 한다.

▷ 결빙모사시험

결빙축적의 예측이 가능한 곳이나 성능 손실 시 비행특성 저하를 가져오는 곳에 나무, 유리섬유 폼 등을 에폭시, 본딩이나 리벳으로 부착하여 결빙을 모사하고 비결빙조건(dry air)에서 시험을 수행한다. 결빙모사시험은 비행 및 시험실에서 수행할 수 있으며 주로 윈드실드, 피토관 등의 열해석 입증을 위해 수행한다.



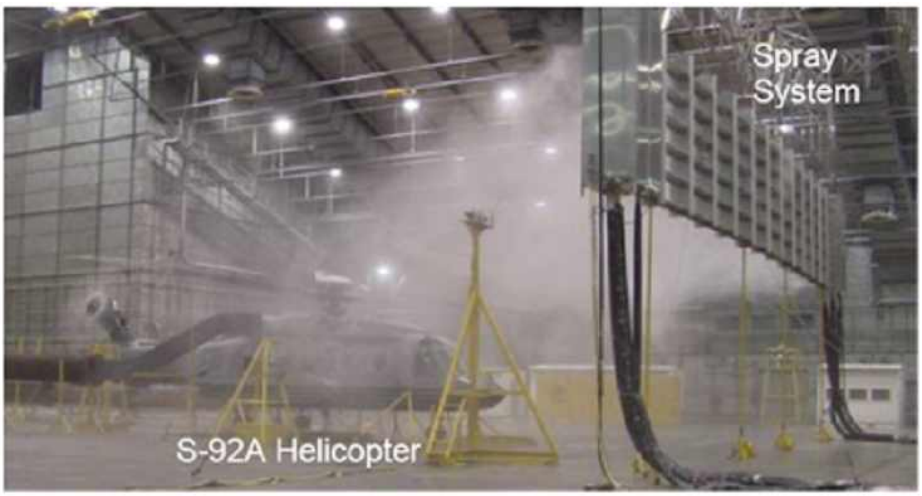
<그림 169> NASA Icing Research Tunnel

▷ 결빙조건모사시험

결빙조건을 모사하기 위해 결빙제조 헬리콥터(HISS, Helicopter ice Spray System)를 이용하며 지상에서도 분사장치(spary rig)를 장착하여 비행시험을 할 수 있으며, 구성품 및 회전익기 축소 모델은 윈드터널을 이용한 인공결빙조건에서 시험을 수행할 수 있다. 윈드터널로 결빙조건을 모사하는 방법은 가장 경제적인 방법으로 여러 가지 결빙조건의 설정과 결빙방지시스템의 성능 평가가 용이하다. 결빙조건모사시험은 주로 가열식 피토관, 안테나, 엔진흡입구 등의 작은 노출표면의 결빙방지시스템의 성능을 입증하는데 사용되며 이러한 시험 시설과 방법에 대한 연구가 필요하다.



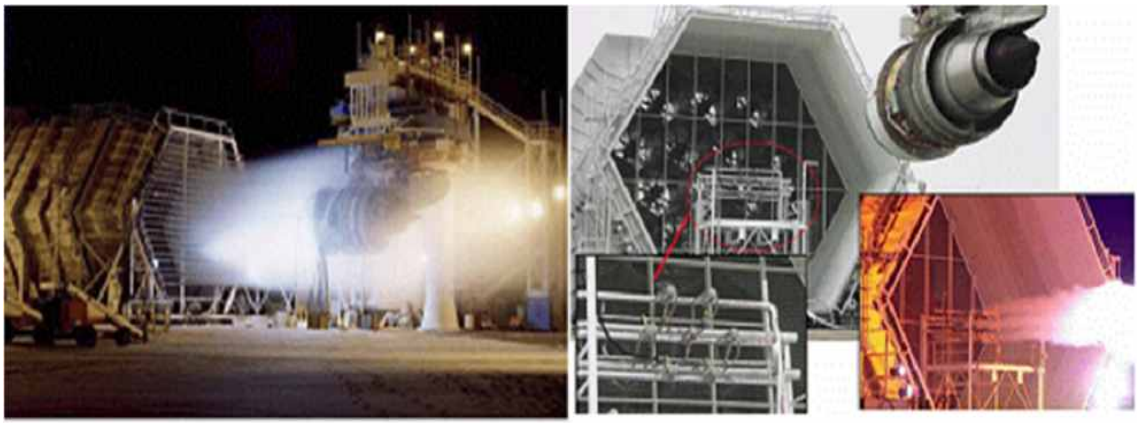
<그림 170> 결빙조건 윈드터널 시험 예



<그림 171> S-92A 결빙조건모사시험



<그림 172> Icing Spary Rig를 이용한 S-76A 결빙조건모사시험



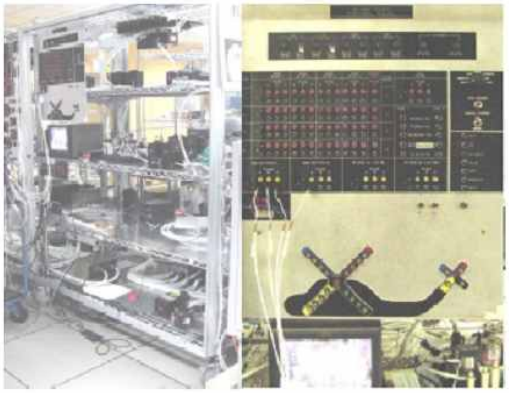
<그림 173> 엔진흡입시험



<그림 174> HISS 이용한 결빙조건모사시험

▷ 자연결빙비행시험

자연결빙비행시험은 실제 헬리콥터가 운용 중에 접하게 되는 결빙조건과 가장 유사한 환경에서 시험하는 방법이며, 자연 상태에서의 결빙 형상을 찾거나 인증요건에서 규정한 결빙조건에서의 비행안전을 입증하기 위해 수행한다. 따라서 자연 결빙 조건을 찾기 위한 기상 데이터 처리나, 시험한 데이터를 처리를 위한 인프라 시스템 구축이 필요하다.





<그림 175> 데이터처리 시스템

(나) 낙뢰 시험

헬기의 안전성을 인증받기 위해서는 낙뢰로 인해 헬기의 로터를 포함한 구조부에 치명적인 손상이 발생하거나 연료탱크 내 유증기의 발화 그리고 전기/전자 세부계통에 허용되지 않는 급격한 전압 변화(Surge)나 전이현상(Transient)이 발생하지 않도록 규정하고 있다. 이러한 요건에 대해서 적합성을 입증하기 위해서는 전기체에 대한 낙뢰타격시험이 필요하다. 관련 규정조항은 다음과 같다.

- 27/29.610 Lightning protection
- 27/29.1309(h) Equipment, systems, and installations.
- 27/29.954 Fuel system lightning protection



<그림 176> 낙뢰직접 타격 시험

(다) HIRF(High Intensity Radio Field) 시험

HIRF에 관한 요건은 27/29.1317 “High-intensity Radiated Fields (HIRF) Protection”에 규정되어 있으며 고장시 안전에 치명적인 전기전자 시스템의 경우 감항기준에서 규정하는 HIRF 환경에 노출되었을 때 장해를 일으키지 않도록 설계 및 장착할 것을 요구되고 있다.



<그림 177> HIRF 시험

HIRF에 대한 헬기의 전기전자시스템의 안전성을 입증하기 위해서는 HIRF 환경을 모사한 Lab. 시설에서 실기 시험을 수행하여야 한다.

(라) 소음 인증 시험

헬기소음증명에 대한 기준은 FAR Part 33 subpart H 및 ICAO Annex 16 Vol. I에 규정되어 있다. 소음증명을 위해서는 시험을 통해 소음수준을 측정하고 평가하는 것이 요구된다.

시험을 위해서는 매우 정밀한 기상 및 소음측정기기가 필요하고 Background 소음과 Multipath가 적은 지역등 시험을 위한 적합한 환경을 찾기가 어려고 시험측정과 데이터 처리를 위해서는 전문적인 지식과 경험이 필요하여 전문업체의 용역에 의존하는 경향이 큰 시험평가 분야 중의 하나이다.

(마) 조류 충돌 시험

수송급 헬리콥터의 경우 29.631 “Bird Strike”의 요건에 의하여 8000피트까지의 고도에서 VNE 또는 VH 중 낮은 속도에서 1.0kg 중량의 조류와 충돌하더라도 계속 비행하여 안전하게 착륙할 수 있는 능력이 요구된다. 이에 대한 입증은 일반적으로 시험을 통하여 입증한다.

(바) 내추락 시험

27/29.562 “Emergency landing dynamic conditions”의 요건에 의하여 헬기는 추락시 좌석시스템은 충격 에너지의 일부를 흡수하여 과도한 관성하중이 탑승자에게 가해지지 않도록 하고 좌석 벨트 등으로 탑승자를 구속함으로서 접촉 상해를 방지할 수 있도록 설계해야 한다.

이와 같은 내추락성에 대한 요건에 대해서는 충돌시험을 수행하여 입증하도록 되어있다. 좌석 충돌시험의 경우, 특수한 시험시설이 구축이 요구되며, 높은 정밀도의 기기를 이용하고 정확한 방법을 통해 측정이 이루어져야 하기 때문에 일반적으로 전문시험평가업체에 위탁하는 경우가 많은 시험 중의 하나이다.



<그림 178> 좌석 충돌 시험

(사) 헬기 인증을 위한 주요 시험 설비 식별 (잠정)

헬기인증 인프라 구축 사업은 국가예산이 투입되는 사업이므로, 구축 대상 시험설비도 규모와 용도를 고려하여 선별되어야 한다. 따라서 앞의 표에서 제시된 시험설비 항목 중 구축대상이 되는 시험설비를 식별하여, 뒤에서 이루어질 국내보유 시험장비 식별과 신규확보시설 선정의 범위를 명확하게 한다.

지상시험 중에는 인증대상기에 탑재된 구성품, 장비를 구동시켜서 시험하는 부분이 있다.(비고란의 "항공기에서 수행") 이러한 시험은 인증대상기가 완성되면 부가적인 소규모의 측정장비만 가지고 수행이 가능하기 때문에, 인프라 구축의 범위에 해당하지 않는다. 비행시험의 경우 거의 모든 시험이 항공기에 탑재한 측정장비에 의해서 이루어지기 때문에, 항공기에서 수행되는 지상시험과 같이 인프라 구축 대상이 되지 않는다.

항공기에서 수행되는 시험 외 인증시험설비 중 아래와 같은 기준으로, 인증 인프라 구축에 필요한 주요 시험장비를 식별하였다.

· 구축에 상당한 고가가 소요되는 장비 (수억원 이상)
· 기술적 파급효과가 큰 장비
· 헬리콥터 관련 시험 외에도 활용 가능한 높은 범용성을 가진 장비

인증 인프라 구축 사업은 사업체와 연구소에서 구축하기 힘든 규모의 시설을 국가적 차원에서 지원해주는 사업이기 때문에, 구축대상설비의 예상비용이 수억 이상의 규모인 것을 대상으로 한다. 그리고 같은 투자비용으로 많은 이익을 장비를 선별하기 위해, 기술파급효과와 범용성이라는 기준을 설정하였다. 기술파급효과는 시험설비를 구축하고 운용할 때 필요한 기술이 타분야에도 적용가능하거나, 시험기술의 기술적 난이도가 높은 것을 의미한다. 활용성은 시험장비가 헬리콥터, 항공기 실험 외에 다른 기계장비의 시험에도 운용이 가능하여, 헬리콥터 실험이 없을 경우에도 타분야에서 지속적인 설비사용이 가능한 것을 의미한다.

이 세가지 기준에 대한 어떤 평가 척도를 적용할 것인지를 정할 때 고려할 사항이 있다. 여기서 식별한 주요 인증시험설비는 뒤에서 국내보유장비를 조사하는 범위가 되고, 최종적으로 신규확보설비의 후보가 된다. 여기서 엄밀한 평가 척도를 적용하면, 최소한의 시험설비를 가지고 작업을 간소하고 효율적으로 진행할 수 있을 것이다. 그러나 본 연구의 목적 상 넓은 범위의 시험장비에 대해 평가를 수행하는 것이 유리하기 때문에, 개략적으로 세단계 (상: ○, 중: △, 하: ×)로 나누어 각 5점, 3점, 1점을 할당하는 방식으로 평가하였다. 이중 총점이 11점이 넘는 시험설비가 중요도가 있다고 판단하여 표 <헬기 인프라 구축을 위한 주요 시험 설비>와 같이 정리하였다.

<표 100> 헬기 인프라 구축을 위한 주요 시험 설비

시험설비	구축비용	파급효과	활용도	점수
Air Intake Wind Tunnel Test	○	○	○	15
Icing Wind Tunnel Test	○	○	○	15
Engine Qualification Test	○	○	○	15
Ground Noise Test	○	○	○	15
Rotor De-Icing Functional Test	○	○	○	15
Lightning Test	○	○	○	15
Environmental Control System Rig Test	○	△	○	13
Drive System Qualification Test	○	○	△	13
SPS Qualification	○	○	△	13
Weight & Balance Test	○	○	△	13

Ground Resonance Test	○	○	△	13
Aircraft Indirect Lightning	○	○	△	13
Landing Gear Drop Test	○	○	△	13
Whirl Tower Test	○	○	×	11
Full Scale Airframe Static Test	○	△	△	11
Airframe Vibration Test	○	△	△	11
Hydraulic System Rig Test	○	△	△	11
Low Temperature Test	○	△	△	11
High Temperature Test	○	△	△	11
Water Tightness Test	○	△	△	11

나. 국내보유 시험시설

헬리콥터 인증 인프라 구축하기 위해서는 앞에서 도출한 주요 시험설비 항목을 식별하였다. 국내에서는 그동안 중형항공기 개발과 헬리콥터 개발을 위해 구축한 설비가 존재하므로 기존의 설비를 조사하고, 이들 중에서 어떤 장비가 헬리콥터 인증 시험에 활용이 가능한지에 대한 조사가 필요하다.

국내 각 분야에서 보유하고 있는 설비는 국내 학회(항공, 기계, 전기/전자 등), 한국항공우주연구원 web 그리고 인터넷을 활용하여 자료를 확보하였다. 국내 산학연이 보유하고 있는 설비들 중 헬리콥터 시험에 관련된 설비를 표<국내보유 주요인증시험시설>과 같이 정리하였다. 국내보유 헬기 시험장비의 상세한 내용은 부록 E-3에 수록하였다.

<표 101> 국내보유 주요인증시험시설

시험항목	세부장비	보유기관	용도	사양
Air Intake Wind Tunnel Test	중형 풍동	공군사관학교	항공기 공력시험	-
Engine Qualification Test	엔진시운전실(산업용)	삼성테크윈	엔진시험/내구/수락시험, 샤프트/팬 엔진	-
	압축기 성능시험설비	삼성테크윈 KARI	리그/성능 시험	-

	PDIU	KAI	엔진 ELU 제안기능 시험	-
	동력흡수장치(Power Absorbing System)	KARI	동력 흡수	Maximum power:250kW Maximum torque:1,200Nm Maximum speed:8,000rpm Torque calibration accuracy:3Nm
	엔진시험측정 및 제어용 데이터 획득 장치 (Data Acquisition Device for Engine Test Measurement and Engine Control)	KARI	엔진 시험측정 및 제어용 데이터 획득 장치	VXI system: analog 320ch, tachometer 8ch, vibration 12ch, PSI system: pressure 256ch
	추력측정디바이스 (Thrust Measuring Device)	KARI	추력 측정 창치	Compression이나 tension에 의한 strain의 변화값을 이용하여 추력을 측정 측력 효과를 반감시키는 flexure와 추력을 측정하는 load cell로 구성
	연소기 성능시험설비	KARI, 삼성테크윈	가스터빈엔진 연소기 성능시험	-
Ground Noise Test	진동, 소음분석장비	한국기계 연구원	내외장부품작동 소음시험	-
Lightning Test	전자파 환경시험실	ADD	간섭, 정전기, 낙뢰 등 시험	-

Environmental Control System Rig Test	Thermal Shock 장비	한화	환경시험중 온도 및 열충격을 모사	-
	온습도 시험 챔버(대)	한화	개발 구성품의 온습도 환경에 대한 영향성 평가	-
	고도시험장비	한화	개발 구성품의 고도 환경에 대한 영향성 평가	-
	유체에 의한 오염 시험장비	한화	KUH 구성품들의 유체에 의한 오염 환경에서의 성능을확인	-
	염수분무 시험장비	한화	KUH 구성품들의 염무 환경에서의 성능을 확인	-
	진동(충격) 시험 장비	한화	환경시험 항목 중 진동 및 충격 시험	-
	고온구조시험장비	ADD	구조물 온도 가열장비	-
Weight & Balance Test	Balancing(Static Balance)	KARI	블레이드의 weight balance를 측정	-
Aircraft Indirect Lightning	전자파 환경시험실	ADD	간섭, 정전기, 낙뢰 등 시험	-
Landing Gear Drop Test	착륙장치 낙하시험장비	KARI	착륙장치의 완충성능 측정	--
Whirl Tower Test	주로터 훨타워 시험설비	KARI	헬리콥터 주로터시험	-
	꼬리로터 훨타워 시험설비-1	KARI	헬리콥터 꼬리로터시험	-
Full Scale Airframe Static Test	전기체구조시험동	KARI	전기체 구조시험 (22m×35m)	-

Airframe Vibration Test	전기체지상진동시험 장비	KARI	전기체 지상진동시험	-
Hydraulic System Rig Test	지상유압제어장치	KAI	유압선택밸브 작동용	-
	GKN Test Stand	한화	유압작동기 수락시험 5000psi	-
	H-X Test Stand	한화	유압작동기 수락시험 5000psi	-
	Hyd. Power Unit	KAI	유압시험장비 5000psi	-
	Hyd. Test Pump	KAI	KT-1 유압시험	-
	KMK Test Stand	한화	유압작동기 수락시험 3000psi	-
	Parker Test Stand	한화	유압작동기, 밸브시험 5000psi	-
	Pneumatic/Low Pre. Test Stand	한화	공유압기기시험 0~5000psi	-
	저압누유시험 스탠드	한화	저압 입력 조건하에서 유압부품의 누유 특성 시험	-
	축압기 시험장비 (성능시험장비)	한화	축압기 미터밸브 성능시험 / 수락시험 및 성능시험	-
	축압기 시험장비(내구성/ 피로시험장비)	한화	저,고압 공급 및 미터밸브 레버 자동 작동 / 내구성 평가	-
Low Temperature Test	온습도 시험 챔버(대)	한화	개발 구성품의 온습도 환경에 대한 영향성 평가	-
	고도시험장비	한화	개발 구성품의 고도 환경에 대한 영향성 평가	-

High Temperature Test	고온구조시험장비	ADD	구조물 온도 가열장비	-
Icing Wind Tunnel Test	-	-	-	-
Rotor De-Icing Functional Test	-	-	-	-
Drive System Qualification Test	-	-	-	-
Ground Resonance Test	-	-	-	-
SPS Qualification	-	-	-	-
Water Tightness Test	-	-	-	-

국내에서 이미 보유하고 있는 장비를 조사한 결과, 결빙, 방빙 시험설비와 트랜스미션과 같은 구동시스템 시험, 지상공진시험, 보조동력장치 시험, 방수 시험 6개의 항목에 대해서는 보유하고 있는 시험장비가 없었다. 한편, 중형항공기, T-50 개발과 KHP 사업을 수행하면서, 생산부품을 시험하기 위한 장비들이 표 <헬기 인프라 구축을 위한 주요 시험 설비>에서 식별한 시험항목에 포함되었다. 특히 엔진 관련 시험설비, 유압 관련 시험설비, 환경시험설비는 다른 시험항목에 비해 다양한 장비를 보유하고 있었다. 하지만 국내 보유 시험 설비가 대부분 고정익 항공기 개발용으로 사용되는 것이므로, 헬기 인증에도 활용이 가능한지에 대해서는 추후 재검토가 필요하다.

5. 항공기급의 BASA 추진체계안

가. 인증 및 국가간 상호감항협정 추진

국내에서 개발되는 민간 회전익기에 대한 인증 및 국가간 상호감항협정 추진 계

획을 수립하기 위해서는 최소한 다음과 같은 사항들에 대한 검토가 필요하다.

(1) 인증대상 시범사업의 결정

- ○ BASA IPA 확대 체결의 목적에 부합하는 시범사업이 선정되어야 한다. 이를 위해 전문가위원회를 구성하여 대상품목을 결정하기 위한 세부검토를 수행하고 해외로 수출이 가능한 품목을 선정하여야 한다.
- ○ BASA IPA 확대 추진과정에서 선진 인증기술 도입 및 수출 등의 파급효과를 극대화하고, 시범사업 선정과정에서 가능한 많은 기업이 참여하여 성공적으로 국가간 BASA IPA 확대를 위한 시범사업을 주도할 역량을 갖춘 시범사업자를 선정하여야 한다.
- ○ 대상품목에 해당하지만, 과제기간 내에 해당 제품 개발이 불가능하거나 해당 제품의 시범사업 인증 수행에 많은 시간이 소요되어 과제기간 내에 사업추진이 불가능할 것으로 판단되는 경우 성공적인 BASA IPA 확대를 위한 시범사업 선정대상으로 부적절할 수 있으므로 사업자의 전문인력, 기술능력, 안정성 등을 고려하여야 한다.
- ○ 수송급 항공기의 개발 및 운용에서는 광범위한 국제협력이 요구되므로 강력한 공급업체 엔지니어링 관리 능력과 수송급 항공기 레벨의 체계종합 능력을 확보할 수 있는 시범사업자를 선정하여야 한다.

(2) 인증 대상 회전익기의 종합 일정 계획 수립

일반적으로 수송급 항공기에 대한 포괄적인 기술평가에 소요되는 기간은 표2와 같이 5년 내지 7년 정도가 소요되고 있다. 이는 순수하게 기술평가에 소요되는 기간만을 포함하는 것이므로 확대를 위한 기반구축, 그리고 인증시범사업 및 기술평가가 성공적으로 종료된 후 시작되는 BASA IPA 개정협상 및 체결 기간을 고려하는 경우 3~4년의 기간이 추가적으로 소요될 것으로 예상된다.

이러한 사항을 종합적으로 고려할 때 수송급 회전익기를 포함하는 BASA IPA 개정을 위해서는 약 10년의 장기 마스터 플랜을 수립하고 이를 이행하여야 할 것이다.

<표 102> 기술평가 소요기간

분 류	소요기간
수송급 항공기	5-7년
기타 항공기	3-5년

항공기기술기준(Korean Airworthiness Standards)에 따라 감항분류가 “수송(T)”인 항공기(KAS Part 25, 29)의 형식증명 신청유효기간은 5년, 기타 항공기등(KAS Part 23, 27)에 대한 형식증명의 신청유효기간은 3년으로 제한하고 있다.

따라서, 수송급 회전익기에 대한 형식증명은 5년 이내에 취득되어야 하며, 규정한 유효기간 내에 형식증명이 이루어지지 않을 경우 형식증명을 다시 신청하거나 유효기간의 추가 연장을 신청하도록 하여야 한다. 만약 시범인증사업자가 유효기간의 추가 연장하는 경우 최초의 형식증명 신청 시 정하는 인증기준 설정일에 연장되는 기간에 해당하는 기간을 합산하여 설정한 새로운 인증기준의 적용요건에 모두 적합하도록 하여야 하므로 항공기 형상변경 제작업 등으로 인한 사업기간 재조정이 발생할 수도 있다.

가장 최근에 미국과 수송기급 BASA를 추진하고 있는 중국을 예로 들면, 1985년 미국 MD사의 MD82 제트여객기를 중국내에서 조립생산 하는 과정에서 1991년 미국과의 상호감항성협정(BAA)을 체결하였으며, 기술평가 및 Y12II에 개조(Modification) 에 대한 시범사업을 통해 Part 23급 비행기 및 장비품급으로 BAA를 확대 체결하였다. 이를 바탕으로 연이어 Y-7항공기를 개발하여 중국국내선에 투입하고, Y-10에 대한 독자개발에 성공하였다. 이러한 개발성과를 바탕으로 미국과의 BASA 체결로의 전환 및 세계시장 진출을 목표로 2002년 수송급 지역 제트항공기 개발 프로그램인 입안하여 2009년 상용서비스를 목표로 추진하였으나, 인증추진 과정 중의 시정조치 등의 영향으로 2011년이 되어야 사용서비스가 가능할 것으로 예상되므로 실질적인 BASA IPA 체결 및 상용서비스까지 약 10여년이 소요될 것으로 예상된다.

중국의 사례가 제시되는 바와 같이 시범사업의 성공여부가 BASA IPA 확대 일정의 성공적 추진과 직결되므로, 시범인증의 성공적인 수행이 과업의 주요 관리항목으로 설정되어야 할 것이다.

(3) 인증조직의 확충 및 인증인력 양성 계획 수립

우리나라는 2008년 2월 19일 미국과의 BASA IPA를 기술표준품급으로 체결한 바 있다. 미연방항공청(FAA)은 2006년 기술평가 당시 우리나라의 감항당국(국토해양부 항공정책실의 “항공기술과” 및 전문검사기관인 항우연 “항공우주안전인증센터”)이 기술표준품의 설계 및 제조를 관리감독할 수 있는 기술적 요건에 숙달되어 있다고 평가하였으며, 기술표준품형식승인 업무를 규정하고 있는 우리나라의 절차에 따라 인증업무가 수행되고 있음을 확인하였다.

그러나, 기술평가 시점의 우리나라 감항당국의 인증역량은 기술표준품형식승인 과정에서 기술표준품의 적합성 및 합치성에 대한 판정을 수행하기에 적합한 인력수준이므로 기술표준품형식승인과제의 수가 상당히 증가하거나 우리나라가 항공기의 설계국이 되는 형식증명과제를 시작하게 되는 경우 감항당국의 인력이 보강되어야 함을 명확하게 기술하고 있다.

현재, 우리나라는 미국과의 BASA IPA를 기술표준품급에서 소형항공기급으로 확대하기 위한 한·미간 협력이 진행되고 있으므로 해당 과제가 종료되는 2013년까지 소형항공기에 대한 인증을 수행할 수 있는 역량을 구출할 수 있을 것으로 판단되며, 기술표준품급에서 구축한 감항당국 인력의 약 2배의 인력자원이 소요될 것으로 예측하고 있다.

향후, 우리나라가 미국과의 BASA IPA를 확대하고자 하는 경우, 소형항공기 보다 높은 수준의 안전성을 요구되는 수송급을 포함하며 적용되는 감항분류가 비행기에서 회전익기로 되어야 하므로 이를 평가 및 관리하기 위한 감항당국의 역량도 양적 질적으로 업그레이드되어야 한다. 따라서, 회전익기에 대한 한미간 BASA 추진을 위해서는 소형항공기급에서 구축된 감항당국 및 전문검사기관의 인증인력 대비 50%내지 100%의 전문인증인력을 추가적으로 보강하고, 기존인력 및 보강인력에 대한 인증전문화교육이 제공되어야 할 것이다.

소형기급에서 수송급 항공기 인증으로 확대하기 위해서는 감항분류별 인증을 담당하는 조직을 구성하여 전문역량을 세분화하여 발전시켜 나가는 것이 일반적인 추세이다. 다른 국가의 인증조직 구성 사례는 다음과 같다.

○ 미국은 4개 권역으로 나누어 소형 비행기, 수송급 비행기, 회전익항공기, 엔진/프로펠러를 담당

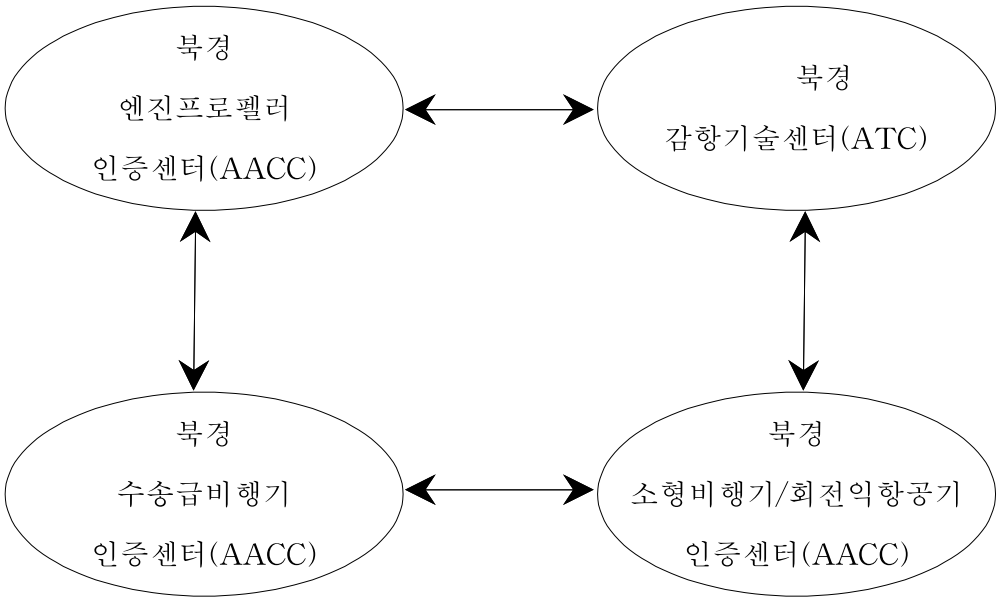


NOTE: The following special offices are not depicted in Figure 2-2: The Fort Worth RCO and SCO, the Boston ECO, and the CMO – Boeing because they're co-located with an ACO.

<그림 179> FAA의 인증조직

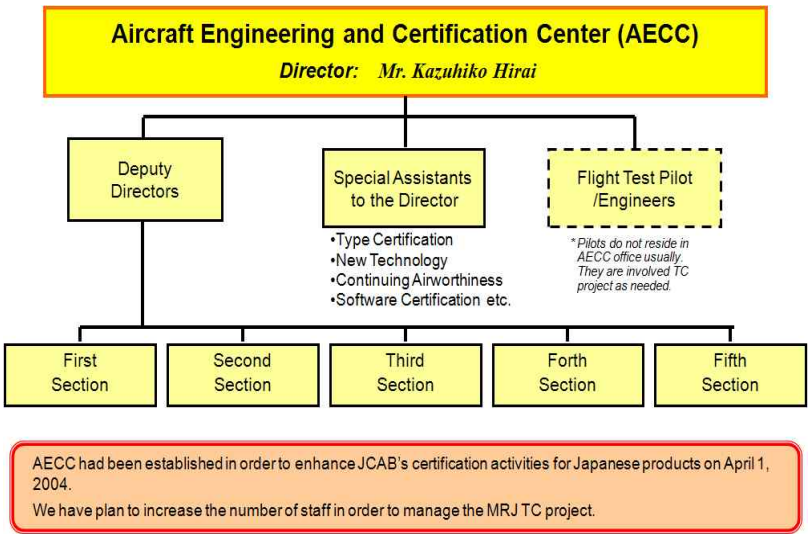
○ 중국은 2007년부터 회전익항공기/소형비행기, 엔진/ 프로펠러, 수송급비행기, 감항기술센터의 4개로 구성된 AACC(Aircraft Airworthiness Certification

Center)를 설립하여 감항분류별 기술기준 및 관련 적합성 입증방법에 대한 기술적 지원업무를 담당



<그림 180> 중국의 인증조직 구성

○ 일본은 2004년부터 자국 개발 항공기 인증업무를 효과적으로 수행하기 위하여 감항기술과 (Airworthiness Division) 내에 AECC(Aircraft Engineering Certification Center)를 5개 섹션으로 구성하여 일본 개발한 신규 항공기/엔진의 형식증명 업무 및 지속감항성 업무 수행



<그림 181> 일본의 인증조직 구성

(4) 인증관련 법절차 검토 및 보완

우리나라는 최초의 항공안전협정을 추진하는 과정에서 기술표준품을 대상으로 하는 항공법, 동법 시행령 및 시행규칙, 훈령, 고시 등을 정비하여 기술표준품급에 대한 항공기인증체제를 구축하였으며, 현재, 우리나라가 추진하고 있는 미국과의 BASA IPA를 기술표준품급에서 소형항공기급으로 확대하고자 하는 노력을 통해 소형항공기에 적용 가능한 항공기인증체제가 구축될 예정이다.

그러나, 일부 인증제도의 경우 인증절차가 미비되어 있거나 구축되어 있더라도 실제 대상품이 존재하지 않아 적용하지 않은 인증체제가 존재할 수 있다. 예를 들면, 형식증명 절차에서 정비심의위원회의(MRB)의 구성 및 운영은 일반적으로 감항분류가 수송급으로서 항공운송 용도로 사용하고자 하는 항공기의 형식증명과제에 적용된다.

따라서, 소형항공기급(Part 23)을 대상으로하는 BASA IPA가 성공적으로 종료된 후, 수송급 회전익기(Part 29)급에서 추가적으로 구성하여야 할 항공기인증체제 구축 및 이를 실행할 수 있는 인프라 및 인력 보강이 전제되어야 할 것이다.

(5) 적합성 입증 기술 및 평가기술의 확보

항공안전협정(BASA) 감항성 이행절차(IPA)의 범위를 수송급 항공기(Part 29)로 확대하기 위해서는 항공기 안전성 인증체계, 인증 기술기준·절차 및 정책 등을 미국 연방항공청과 동등한 수준으로 준비하여야 하며, 시범사업(Shadow Project)를 통해 국내의 안전성 인증체계가 미국과 동등한 수준의 안전성을 확보할 수 있다는 것을 입증하여야 한다. 효과적인 인증 역량확보를 위해 수송급 회전익항공기에 대한 해외 인증전문가 및 인증체계에 대한 전문가를 활용하여 인증체계의 구축과 정비, 적합성 입증기술 및 평가기술 확보하여 기술평가 및 시범사업을 대비하여야 할 것이다.

- ○ 인증 법규 및 절차규정
- ○ FAA 기술평가
- ○ 항공기 구조
- ○ 동력장치 장착
- ○ 시스템 및 장비
- ○ 무선통신 장비
- ○ 항공기 소음
- ○ 비행 분석가
- ○ 비행시험 조종사
- ○ 비행시험, 정비, 운항, 감항성유지 관련 개선 필요사항 및 권고사항 도출
- ○ 주요 인증 관련 이슈에 대한 세미나
- ○ 기타 인증체제 구축을 위해 필요한 사항에 대한 자문 등

기술평가 과정에서 인증교육훈련 시스템을 구축하여 인증전문가에게 전문지식을 배양시키고, 시범사업에 대한 형식증명 과정을 통해 인증교육경험의 지식을 경험 및 노하우로 발전하여 축적시켜 나가야 할 것이다. 이를 위해 국내 형식증명 업무를 최대한 긴밀하게 결합시키고, 항공기인증평가를 실제적으로 수행하는 과정 중에 조직을 단련시키고, 경험을 축적하도록 한다.

이러한 과정에서 우리나라 항공산업 및 감항당국의 항공기인증시스템의 인증인력은 국제적 감항기준을 채택하여 적용하는 것에 대한 경험과 인식을 크게 향상시키게 될 것이며, 우리나라 항공기기술기준에 대한 적합성 입증기술 및 평가능력 확보, 민간항공기 설계기술수준의 전면적 향상을 촉진할 수 있을 것이다.

(6) 회전익기 BASA IPA 추진 의향 전달 및 FAA 의사 확인

BASA 일정 수립 시 미연방항공청(FAA)의 업무일정을 고려해야 한다. BASA는 국가간의 협정인 만큼 FAA측에서도 상당한 부담이 따르는 업무이므로 예산과 인력의 제약을 받고 있는 FAA는 고위경영층에서 5년간의 장기업무계획인 Flight Plan의 목표 중 일부로 BASA 체결을 설정하고 있으며, 이를 주관하는 항공기 인증국(AVS)은 Flight Plan을 이행하기 위한 년간 업무계획인 Business Plan을 수립하여 업무를 추진하고 있다. 따라서 FAA는 BASA 추진의향을 사전에 되도록 일찍 전달받기를 요구하고 있으며, 원활한 추진을 위해서는 2년 정도 앞서서 의향을 전달하는 것이 필요하다. 미연방항공청은 BASA IPA 확대추진에 대한 공식서한을 접수하면, 내부 검토를 통해 BASA IPA 확대 추진 여부를 최종 결정하게 된다.

○ FAA FY2008-2012 Flight Plan 사례
  - FY2012년까지 항공제품 관련 BASA 총8건 이상 제·개정
○ FAA AVS Business Plan 성과(목표) 사례
  FY2009 (2008.10~2009.09)
  실행목표 : 2009.9.30 멕시코와 이행절차(IPA)에 대한 협의 완료
  2009.4.27 일본과 BASA EA 및 IPA 체결
  FY2008 (2007.10~2008.09)
  2008.2 우리나라와 BASA EA 및 IPA 체결
  2008.6 캐나다와 BASA IPA 개정
  2008.6 프랑스 IPA 수정(amendments) (Airbus POA 반영)
  2008.6 독일 IPA 수정(amendments) (Airbus POA 반영)

(7) FAA와의 회의 및 국제협력

미연방항공청과의 원활한 업무협조가 과제의 성공적인 진행의 중요한 변수가 될 수 있으므로, 미연방항공청과 우리나라 감항당국간 정기적 실무회의를 제안하도록 하며, 국제회의, 심포지엄, 세미나 등 항공안전과 관련된 국제협력활동에 적극적으

로 참여하여 기술평가 중에 발생하는 주요 이슈를 해결하는 계기로 활용하여야 할 것이다.

미국, 유럽연합, 국제민간항공기구는 국제협력을 통해 국제적인 비행안전의 보장, 견실한 민간항공체계 구축, 국제기준에 부합하는 기준 개발, 민간항공 개발의 촉진에 기여하고 있다. 국제협력에서 확보한 항공기 인증 관련 정보를 항공기 인증체제의 구축 및 선진화에 기여할 수 있도록 활용하며, 수송급 항공기로 BASA IPA 확대 및 국제적 감항당국 네트워크 구축을 위한 국제 협력 채널로 활용하도록 한다.

- FAA 경영층(Management Level)과의 지속적인 의사소통 채널 확보
  ・BASA 기술평가 진행 및 IPA 개발 및 확대 체결 지원
- 기술평가를 통해 구축된 실무자급 감항협력 채널의 유지/발전 지원
- 국제인증동향 모니터링 및 국내 정책입안에 활용
- 국제적 항공안전 향상에 기여
- 세계 감항당국을 대상으로 BASA 체결 홍보

(8) FAA 기술지원

미연방항공청은 BASA IPA 확대를 요청하는 우리나라의 항공기 인증 시스템이 기존 기술평가 대비 업데이트된 현황을 파악하기 위하여 우리나라와 상호이해회의(Familiarization Meeting)을 수행한다. 회의를 통해 미연방항공청은 이전 BASA IPA의 기술평가보고서를 바탕으로 변경사항을 확인하여 향후 기술평가에서 확인할 사항을 식별한다. 상호이해 단계의 목적은 예비기술평가를 실행하여 상대국 민간감항당국 항공기 인증체계와 익숙해지는 것이며, 이를 통해 미연방항공청이 항공안전협정 아래 미국에 수출할 목적으로 설계 제작된 항공제품에 대한 감항성 기준, 관례 및 절차를 적용함에 있어 기술지원 및 훈련을 제공할 필요가 있는 항공기 인증분야를 식별한다.

수송급 회전익기에 대한 기술지원의 경우, 실무 인증전문가에 대한 교육과 함께 관리자 교육 및 운항 관련 기술지원이 동시에 수행되어야 할 것이며, 세부사항은 미연방항공청에 BASA IPA 확대의사를 통보 후 사전회의를 개최하여 미연방항공청과 우리나라에 소요되는 세부 기술지원에 대한 사항을 확인하여 결정하여야 할 것이다.

- Part 29급 수송급 항공기의 형식증명을 위한 엔지니어 교육 (항공기기체/체계계통/동력장치/비행시험 등) 및 검사관 교육 (합치성검사) 관련 교육과정 제공 및 추진 협의
  ・FAA 아카데미 교육 또는 국내 특별 교육과정 추진
  ・미국 현장 직무훈련(OJT) - 엔지니어/검사관 대상 교육
  ・인증 이슈에 대한 워크숍
  ・비행시험 파일럿 및 비행시험 엔지니어에 대한 교육훈련

- 관리자 교육 및 운항 관련 기술지원 등
  · 비행표준과 교육(Flight Standards Training)
  · 감항검사관 교육(Airworthiness Inspectors Training)
  · 관리자 개발 관리 과정(Executive Development Management Training) : 항공관리에 대한 미국내 교육

(9) IPA 개발 및 서명

항공안전협정 감항성이행절차(BASA IPA)는 설계승인, 생산과 감시의 감독, 계속 감항성 활동, 설계변경 승인 그리고 수출 감항성 승인의 상호수용을 위한 절차를 포함하고 있다. 감항성이행절차의 범위는 해당 행정협정이나 기타 이행절차에 영향을 주지 않고, 추후에 수정(추가 업무 활동을 포함시키기 위해 확대되는 경우) 또는 변경 및/또는 취소될 수 있다.

감항성이행절차는 미연방항공청과 민간감항당국의 서명으로 효력을 발휘할 수 있다. 서명 후에는 미연방항공청과 민간감항당국 사이의 모든 인증 활동이 항공안전협정-감항성이행절차에 의해 관리된다.

시범인증과제(Shadow Certification Project)가 성공적으로 실시된 경우, 미연방항공청은 감항성이행절차를 서명한 후에 해당 제품에 대한 설계승인서를 발행할 수 있다.

나. BASA 추진상의 제약사항

미국과의 항공안전협정을 회전익기를 포함하는 IPA로 확대 추진하기 위해서는 미국이 BASA라는 제도를 설정하게 된 배경과 취지 및 그에 따른 제약사항들에 대해 충분한 이해가 있어야 할 것이다. BASA제도의 근거가 되는 FAR Part 21과 관련 권고회람서(Advisory Circular), FAA 당국 실무진, FAA 업무에 정통한 컨설턴트들의 의견을 종합해 보면 다음과 같이 제약사항들을 정리해 볼 수 있다. 이러한 제약사항들에 대해서는 BASA 추진을 위한 사업계획의 기본사항으로 반영되어야 사업 자체가 성립할 수 있을 것이다.

(1) 형식승인소유자(TC holder)

미연방항공청은 미국으로 수출할 제품이 있는 현행 항공산업체가 있는 국가와 BASA IPA 확대를 위한 협의를 시작한다. 확대하고자 하는 항공기급에 대하여 우리나라가 설계국(State of Design)이 아닌 항공기를 이용하는 것은 BASA 추진을 위한 시범사업으로서의 관계 자체가 성립하지 않는다.

(2) BASA 일정 수립시 미연방항공청(FAA) 업무일정 고려

BASA는 국가 간의 협정인 만큼 FAA측에서도 상당한 부담이 따르는 업무이므로 예산과 인력의 제약을 받고 있는 FAA는 BASA가 Flight Plan과 항공기인증국

(AVS)의 년간 업무계획인 Business Plan에 반영이 되어야 추진할 수 있다. 따라서 FAA는 BASA 추진의향을 사전에 되도록 일찍 전달받기를 요구하고 있으며, 원활한 추진을 위해서는 2년 정도 앞서서 의향을 전달하는 것이 필요하다.

항공안전협정(BASA)가 국가간 협정이며 IPA의 확대를 위한 협력은 양국 감항당국간의 약속이므로 현재 한미간에 추진되고 있는 소형항공기급 BASA IPA 확대를 위한 기술평가 및 협력절차가 종료된 후 추가적인 범위로의 BASA IPA 확대가 제안될 수 있을 것이다. 따라서 회전익기 인증 추진을 위한 한미간 의향서의 전달 및 실무적인 논의는 소형항공기급 BASA IPA의 체결 예상시점인 2012년에서 2013년 전후가 될 것으로 예상된다.

(3) 미국 내 구매(예정)자의 유뮤

국가예산으로 운영되는 FAA가 항공기를 인증하는 목적은 자국민이 운용하는 항공기의 안전성을 확보하기 위한 것이다. 따라서 자국민이 운영하지 않을 외국 개발 항공기에 대해서는 굳이 FAA가 인증할 필요가 없다는 것이 FAA의 입장이다. 따라서 항공기급 BASA를 추진하려면 국내에서 개발하고자 하는 항공기에 대하여 사전구매계약을 체결한 미국 내의 구매자가 있어야 한다.

(4) 상용항공기의 개발의 실질적인 추진

미국과 항공기급 BASA를 체결한다는 것은 항공기 인증체제에 대해 국제적으로 인정받는 효과를 가져오는 것이다. FAA는 이러한 효과만을 위한 BASA는 자신의 시간과 인력의 낭비라고 보고 경계하고 있으며, 단지 BASA만을 목적으로 하여 실제 상용화가 따르지 않는 항공기를 시범사업으로 한 BASA 시도를 철저히 제한하고 있다.

(5) 미국과의 이해관계 고려

BASA가 비록 무역협정(Trade Agreement)이 아닌 기술협정(Technical Agreement)을 표방하지만 국내에서 개발하고자 하는 항공기가 미국의 국가적 이해관계, 특히 미국의 항공산업에 미치는 영향을 고려해야 한다. 미국의 기존 항공산업에 큰 영향이 없을 소형 기종 또는 틈새 기종의 개발, 미국 업체의 엔진이나 구성품의 사용, 사업에 미국업체가 참여하는 경우 등은 미국 입장의 정치·경제·사회적 측면에 있어 BASA 협상의 착수를 보다 용이하게 할 수 있는 예들이라 할 수 있다.

6. BASA 추진을 위한 인증 인프라 구축 로드맵

국내에서 독자적으로 설계 제작된 헬기의 수출 기반을 마련하고 헬기 산업 발전

을 도모하기 위해서는 미국과 기존에 체결된 BASA 협정 범위를 헬기급으로 확대하는 것이 필수적이다. 이러한 과업을 추진하기 위해서는 국제적 수준의 항공법령 체계 마련, 헬기에 대한 안전성 인증체계 구축과 전문인력 확보 등이 수행되어야 하므로 범 정부 차원의 체계적인 로드맵 수립과 실행이 필요하다.

수송급비행기인 ARJ21을 대상으로 상호감항성협정(BAA)에서 항공안전협정(BASA)으로의 전환을 추진하고 있는 중국의 경우, 2003년 1월부터 2007년 11월(4년 11개월) 동안 형식증명을 완수하기 위한 계획을 추진하여 왔으나, 계획 대비 1년 8개월이 추가적으로 소요되는 2009년 7월(6년 6개월) 형식증명 교부로 계획을 선회한 사실이 시사하는 바가 크다고 할 것이다. 헬기급의 기술평가에도 행정적인 소요기간을 제외한 실무평가에만 3-5년이 소요될 것으로 예상되는 바, 장기적 BASA 추진을 위한 계획을 수립하고 이를 실행해야 할 것이다.

인증 인프라 구축을 위한 로드맵에서는 BASA IPA를 헬기급으로 확대하는 것을 최종목표로 설정하고 헬기기술기준 개발 및 인증체제 구축을 포함하는 준비단계, 시범 인증 헬기를 대상으로 한 실제 인증 업무 수행 및 이에 대한 FAA의 기술평가가 이루어지는 인증/기술평가 단계, 그리고 FAA와의 협상을 통해 BASA IPA를 개발하고 FAA 인증을 취득하게 되는 단계로 구분하였다. 각 단계별로 이루어져야 하는 세부 업무는 다음과 같으며 Part 29 수송급헬기를 시범 인증 헬기로 가정하였을 때 7년이 소요될 것으로 예상된다.

가. 1단계

○ 1차년도
- 헬기 기술기준 개발
- 헬기급 BASA IPA 체결을 위한 인증체제 개발
- 헬기 기술분야별 인증능력 배양
- 헬기 인증능력 확보를 위한 미국 FAA와 국제협력프로그램 추진
- Part 29 헬기급 BASA IPA 협상 신청

○ 2차년도
- 헬기 기술기준 개발
- 헬기 기술기준 해설서 개발
- 헬기급 BASA IPA 체결을 위한 인증체제 개발
- 헬기 기술분야별 인증능력 배양
- 헬기 기술분야별 적합성 평가기술 확보
- 형식증명위원회 구성
- 형식증명계획서 개발

나. 2단계

○ 3차년도
- 헬기 기술기준 해설서 개발
- 헬기급 BASA IPA 체결을 위한 인증체제 개발
- 헬기 기술분야별 인증능력 배양
- 헬기 기술분야별 적합성 평가기술 확보
- 형식증명 PSCP 개발
- Certification Basis 설정 및 Issue paper 발행
- 형식증명위원회 운영
- 생산품질보증체제에 대한 1차 감사
- 헬기급 BASA IPA를 위한 기술평가 수검

○ 4차년도
- 형식증명위원회 운영
- 헬기 인증비행시험조종사 및 인증비행시험엔지니어 확보 및 양성
- 헬기 기술분야별 적합성 평가기술 확보
- 적합성확인
- 합치성검사요구서 개발
- 합치성검사 수행
- 헬기급 BASA IPA를 위한 기술평가 수검

○ 5차년도
- 형식증명위원회 운영
- 적합성확인
- 합치성검사요구서
- 합치성검사 수행
- Maintenance Planning 및 Operation 문서 검토
- 헬기급 BASA IPA를 위한 기술평가 수검

○ 6차년도
- 형식증명위원회 운영
- TIA개발 및 인증비행시험 수행
- Maintenance Planning 및 Operation 문서 검토
- Flight Manual 승인
- TCDS 및 MMEL 개발
- 생산준비 및 생산품질보증체제에 대한 감사
- 국내 형식증명 및 제작증명 발행

- 헬기 계속감항성체계 확립
- 헬기급 BASA IPA를 위한 기술평가 수검

다. 3단계

○ 7차년도
- 형식증명 사후관리
- BASA IPA개발 및 IPA 서명
- FAA 형식증명 취득

<표 103> 헬기 인증 인프라 구축 로드맵

추진사항	1차년도				2차년도				3차년도				4차년도				5차년도				6차년도				7차년도			
	1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4
헬기 기술기준 개발																												
헬기 기술기준 해설서 개발																												
헬기 인증체제 구축																												
헬기 기술분야별 인증능력 확보																												
헬기 인증능력 확보를 위한 FAA와 국제협력프로그램 추진																												
헬기급 BASA IPA 협상 신청																												
헬기 기술분야별 적합성 평가기술 확보																												
형식증명 위원회 구성																												
형식증명계획서 개발																												
형식증명 PSCP 개발																												
인증기준 설정 및 Issue paper 발행																												
형식증명위원회 운영																												
생산품질보증체제 감사																												
헬기급 BASA IPA를 위한 FAA 기술평가 수검																												

추진사항	1차년도				2차년도				3차년도				4차년도				5차년도				6차년도				7차년도			
	1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4
헬기 인증비행시험조종사/엔지니어 확보 및 양성																												
적합성 확인																												
합치성검사요구서 개발																												
합치성검사 수행																												
헬기 정비/운용 문서 검토																												
TIA 개발 및 인증비행시험 수행																												
Flight Manual 승인																												
TCDS 및 MMEL 개발																												
생산준비 및 생산품질보증체제 감사																												
국내 형식증명 및 제작증명 발행																												
헬기 계속감항성체계 확립																												
BASA IPA 개발 및 IPA 서명																												
FAA 형식증명 취득																												
형식증명 사후 관리																												

제4장 헬기 인증인프라구축 사업 과제 도출

제1절 개 요

1. 과제선정 배경 및 방향

BASA체결을 위한 본 "헬기 인증인프라구축 기획" 연구에서는 다음과 같은 연구 분야와 연구개발 활동을 통하여 국내의 항공산업 여건 및 전망 등을 고려한 경제적이고 합리적인 헬기 인증인프라 구축 전략 수립을 위해 노력하였다.



<그림 182> "헬기 인증인프라구축 기획"연구의 연구 분야 및 연구개발 활동

헬기인증 인프라는 현재 진행 중인 소형항공기급 인증기 개발사업 등을 통하여 구축되는 인증인프라를 포함하여 국내 헬기산업 발전계획 등을 고려하여야 하며 이를 위해 아래와 같은 선행연구 결과를 종합적으로 검토하였다.

- **"항공안전기술개발사업단기획연구"**(국토해양부, 서울대 주관, 2007.10.31)
- **"중소형항공기 인증기술 개발 기획 1단계"** (국토해양부, 항우연 주관, 한국항공우주산업/산업연구원 참여, 2008.07.31)
- **"중소형항공기 인증기술 개발 기획 2단계"** (국토해양부, 항우연 주관, 한국항공우주산업/산업연구원/대한항공 참여, 2009.09.22)
- **"소형항공기급 인증기 개발사업"** (국토해양부, 항우연/한국항공우주산업 등 참여, 2008. 06. 13~2013. 05. 28)
- **"민수헬기 기획연구"** (지식경제부, 항우연 주관, 2010.06.21)

국제민간항공기구(ICAO: International Civil Aviation Organization)의 상임이사국으로 재정분담금 규모가 8위의 회원국인 우리나라는 항공안전과 항공보안을 위해 필요한 기술적, 제도적 장치를 갖추어 ICAO 규정을 준수할 책임이 있으며 항공관련 생산품의 수출을 위해서는 항공선진국과의 BASA 체결을 통해 이러한 기술적, 제도적 장치를 검증 받는 절차가 필수적이다. 특히, 항공기의 형식인증, 생산인증, 감항성 인증 및 계속 감항성 인증 등의 제반 행정조치 능력은 항공기 관련제품의 국내산업 및 수출 활성 측면뿐만 아니라 국외도입 항공기의 불안전한 설계나 운용으로부터 국민의 생명과 재산을 보호할 수 있게 해주는 국가주권과 관련된 능력이라 할 수 있다. 헬기 인증 절차는 고정익 및 회전익 항공기에 포괄적으로 적용되는 규정을 적용받으며 인증과 관련하여서는 부속서 Annex 8 Airworthiness of Aircraft의 Part IV Helicopters에 헬기 감항 기준이 명시되어 있다.

국제민간항공기구 (ICAO) 의 항공기 감항 기준
(ICAO: International Civil Aviation Organization)

➢ 현 황

- 시카고 협약을 통해 설립된 UN산하 국제민간항공기구
- 권　　한 : 민간항공운항 규정을 제정하고 이를 국제법에 의거 집행
- 회원국 수 : 190개 국가가 협정을 체결
- 우리나라 : 재정분담금을 기여 금액 기준 8위의 상임이사국(전체 상임이사국 수 : 12개국)

➢ 목 적

- 국제적인 항공운항을 촉진
- 항공안전과 항공보안을 확보하기 위해 기술적, 제도적인 장치 마련

➢ 항공기 감항성 관련 규정

- ICAO 상임위는 18개의 기술 부속서(Technical Annexes)를 통하여 국제 표준 및 추천사항 (SARPs: Standards and Recommended Practices)을 규정
- 항공기 감항성 관련 부속서
  - ✓ Annex 6　Operation of Aircraft
  - ✓ **Annex 8　Airworthiness of Aircraft (Certification and inspection of aircraft)**
  - ✓ Annex10　Aeronautical Telecommunications
  - ✓ Annex 13　Aircraft Accident Investigation
  - ✓ Annex 16　Environmental Protection (aircraft noise, aircraft engine emissions)

Annex 8 Airworthiness of Aircraft 내용(PART IV: 헬기 감항성 관련 기준)

PART I. DEFINITIONS
PART II. PROCEDURES FOR CERTIFICATION AND CONTINUING AIRWORTHINESS
Chapter 1. Type Certification
Chapter 2. Production
Chapter 3. Certificate of Airworthiness
Chapter 4. Continuing Airworthiness of Aircraft
PART III. LARGE AEROPLANES
PART IV. HELICOPTERS
PART V. SMALL AEROPLANES
PART VI. ENGINES
PART VII. PROPELLERS

➢ 회원국의 의무사항

- ICAO가 정한 위의 최소한의 요구조건을 충족시키는 자국 여건을 고려한 세부적인 규정 제정
- 형식인증, 생산인증, 감항성 인증 및 계속 감항성 인증 등에 필요한 제반 행정조치

❖ 회원국은 별도의 감항당국(CAA: Civil Airworthiness Authority)을 조직하여 ICAO 규정 이행 노력
❖ 일부 국가에서는 설계승인을 설계조직에 대한 인증으로, 생산인증을 생산조직을 인증함으로써 간소화
❖ 회원국은 자국에 적합한 세부규정을 정할 수 있고 필요 시 상대국과 상호협약(BA: Bilateral Agreement)을 통해 이행방안을 간소화할 수 있는 방안을 모색해야 하기 때문에 상대국의 세부규정에 대한 이해 필요

헬기인증 인프라 구축전략을 수립함에 있어 고려해야할 사항은 현재 진행중인 소형항공기급 개발사업을 통한 BASA IPA확대를 통하여 상당히 많은 부분의 인증 인프라를 공유할 수 있다는 점과 Part-27급이나 Part-29급 헬기 인증체계 구축을 위해 부족한 인증인프라를 식별하고 효과적으로 구축해야 한다는 점이 있다. 아래는 미국과의 BASA-IPA 체결절차를 나타낸 것이다.

<표 104> BASA-IPA 체결절차

미국 FAA (Federal Aviation Administration) 항공기 인증체계

➢ BASA-IPA 체결절차

Phase	Activities in detail
(a) Familiarization	- conduct a preliminary technical evaluation - become familiar with the CAA's aircraft certification system - identify aircraft certification areas where the FAA may need to provide technical assistance and training in the application of airworthiness standards, practices, and procedures for the aeronautical products designed and manufactured for export to the U.S. under a BASA.
(b) Review	- conducts a more detailed review of the CAA's aircraft certification system, especially those areas that differ from those of the U.S. - During this phase, the FAA may review engineering data for any proposed shadow certification product.
(c) Shadow Certification	- The FAA works side-by-side with the CAA on an actual certification project to assess how well the CAA understands FAA requirements and could apply them, on behalf of the FAA, under a BASA. The FAA monitors tests, reviews certification data, and observes meetings with the certification applicant. The FAA also determines how well the proposed design complies with U.S. requirements.
(d) Implementation Procedures for Airworthiness (IPA) Negotiation.	

따라서 헬기 인증인프라는 항공선진국과의 헬기에 대한 BASA-IPA 확대 체결 절차와 이를 위해 선행하여 실시하는 항공선진국 감항당국이 수행하는 기술확인 (Technical Accessment) 분야로부터 식별이 가능하며 미국 FAA의 경우 요구되는 11개 기술확인 분야에 대해 기술능력을 확보하고 시스템을 검증 받은 후 BASA IPA확대를 위한 협상을 수행하여야 한다.

<표 105> 11개 기술확인 분야

Technical Accessment Areas	Contents
(a) National Legislation	reviews the scope and provisions of the partner country's aviation regulations vis a vis the country's legislation.
(b) Mission/ Mission Priorities	reviews the mission and scope of the counterpart authority's work program.
(c) Organization	examines the organizational structure, its delegations of authority, the location of its offices and its staffing, and its plans and mechanisms for ongoing improvement.

(d) Personnel	examines the roles, responsibility, and authority of the CAA's personnel and the delegation of these roles and responsibilities to others. The FAA also examines the personnel's experience and training (including technical and on-the-job training).
(e) Approval Documents	
(f) Standards/Policies:	reviews procedural and regulation/rulemaking processes of the authority. It examines current policies, operating orders, and guidance material and reviews certification procedures. The FAA also reviews the authority's design standards and production and airworthiness regulations.
(g) Design, Production and Airworthiness Certification Processes	reviews in detail the CAA's design, production, and airworthiness certification processes.
(h) Certificate Management Activities	examines the CAA's monitoring activities for certificate holders, its continued airworthiness programs, and how the authority revises and amends approvals.
(i) Enforcement:	reviews the CAA's enforcement activities, including its ability to revoke or suspend certificates, its authority to assess monetary damages, its system for determining administrative penalties, and its prohibitions on falsification of data.
(j) Communications	reviews the CAA's internal coordination process, how the CAA coordinates with other organizations, and the means by which it communicates with manufacturers, operators, and other certificate holders.
(k) Environment	reviews the relationship between the CAA and other organizations, including the partner country's aviation industry.

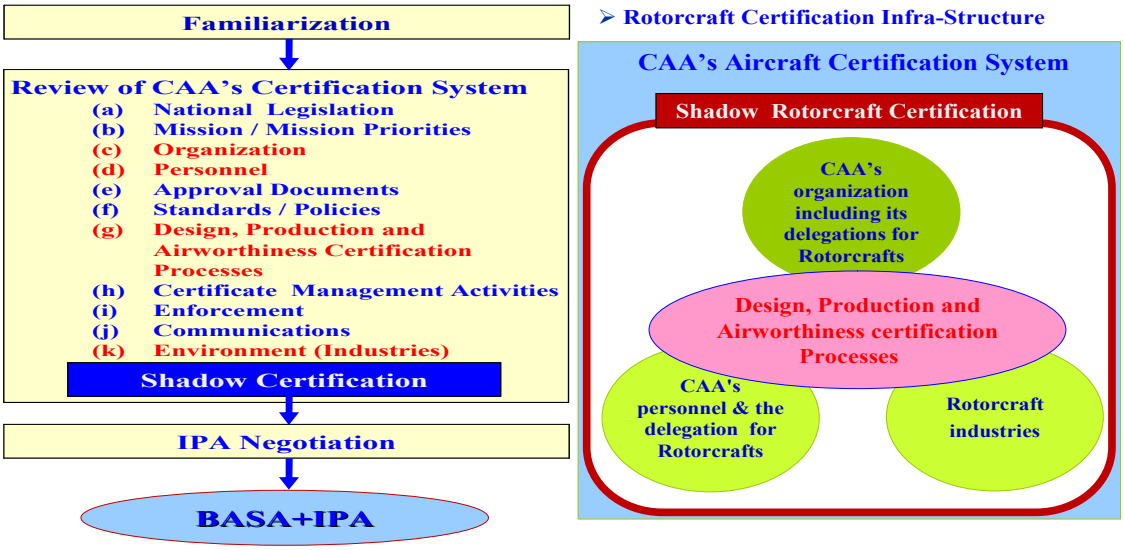
미국과의 소형항공기급 BASA-IPA 확대체결의 성공적인 수행완료를 전제로 헬기인증 및 헬기 BASA-IPA 확대체결을 위해 추가적으로 필요한 헬기 인증인프라는 다음 그림과 같이 11개 기술확인 분야중 헬기 고유의 인증능력이 요구되는 아래의 (c), (d), (g) 및 (k) 항의 분야에 인증능력 확보에 집중하여야 한다.

(c) 인증조직체계

(d) 인증인력

(g) 헬기인증 (최초: 새도우인증헬기 개발을 통한 인증능력 확보)

(k) 헬기인증을 위한 관련 산업체와의 유기적인 협력활동 (최초: 새도우 인증기 개발을 통한 통합적인 협조 체계 확인)



<그림 183> FAA의 BASA-IPA 체결을 위한 절차 및 헬기 인증 인프라 구축의 핵심내용

2. 과제선정 대상분야 검토

헬기 인증인프라 구축을 위한 과제 선정을 위해 고정익 및 회전익 항공기 인증체계 전반에 걸친 검토를 수행하였으며 이를 통해 식별된 대상 과제들에 대해 전문가 자문 및 유관기관 협의 등을 통하여 최종확정하였다. 본 절에서는 최종과제 선정전 검토된 대상과제와 과제별 연구범위를 개략적으로 서술하고 세부 내용은 다음절에 기술하였다.

가. 새도우 인증헬기 개발과제

항공 선진국과의 헬기분야의 BASA-IPA체결을 위해서는 새도우 인증헬기 개발을 통한 기술 확인이 필수적인 사항이다. 새도우 인증헬기 개발은 막대한 예산이 소요되어 개발 후 내수 및 해외 시장개척 가능성 등을 면밀히 분석하여 경제성 있는 개발전략을 수립해야 하고 규모에 따라서는 범부처 과제로 추진되어야 할 것으로 판단된다. 가장 바람직한 새도우 인증헬기 개발은 정부와 산업체간 헬기산업 중장기 발전전략의 합의를 바탕으로 대상기종을 확정하고 이 대상기종을 개발과정을 통해 헬기 인증인프라 구축에 필요한 기술 확인을 수행하는 것이 가장 바람직하다. 이를 위해 항우연이 주관한 "민수헬기 기획연구" (지식경제부, 항우연 주관, 2010.06.21)에서는 수리온 전환형 민수헬기 개발방안과 한국형 공격헬기(KAH) 파생형 민수헬기 개발방안에 대한 종합적인 연구를 수행하였다. 두 기종 모두 Part-29급에 해당하는 헬기로 현 시점에서는 위의 연구결과를 바탕으로 개발후보기종을 전략적으로 검토하는 단계이기 때문에 본 연구에서는 헬기의 인증기준 분류에 따른

다양한 후보 기종을 검토하였다. 다음 표의 항공기 전반에 걸친 인증 기준에서와 같이 헬기인증기준은 크게, (a) 경량회전익 항공기(VLR: Very Light Rotorcraft) 급, (b) 소형 회전익 항공기 (Part 27) 급 및 (c) 대형 회전익 항공기 (Part 29) 급으로 구분된다

<표 106> 항공기 전반에 걸친 감항인증 기준

분야	(KCASA-KAS)	FAA-FAR	EASA-CS
정의 및 약어	Part 1	Part 1,3	CS-Definitions
활공기 및 동력 활공기	Part 22	AC 21.17-2A	CS-22
보통, 실용, 곡기, 커뮤터 류	Part 23	Part 23	CS-23
수송급 감항유지 및 안전향상		Part 26	
대형 비행기	Part 25	Part 25	CS-25
소형 회전익 항공기	Part 27	Part 27	CS-27
대형 회전익 항공기	Part 29	Part 29	CS-29
비행선	Part 30	FAA-P-8110-2	
유인자유기구		Part 31	
엔진	Part 33	Part 33	CS-E
항공기 엔진배출 및 연료 분사	Part 34	Part 34	CS-34
프로펠러	Part 35	Part 35	CS-P
항공기 소음	Part 36	Part 36	CS-36
경량 비행기		AC 21.17-3	CS-VLA
경량 회전익 항공기			CS-VLR
보조 동력 장치		*TSO에 포함	CS-APU
기술표준품	KTSO	FAA-TSO	CE-ETSO

VLR급은 최대이륙중량 600 kg 이하의 회전익 항공기로 우리나라 국토해양부 고시 KAS Part VLR 항공기 기술기준이나 EASA의 CS VLR의 기술기준이 적용되는 헬기급에 해당한다. 소형 회전익 항공기 (Part 27) 급 및 대형 회전익 항공기 (Part 29) 급은 이착륙 성능 및 안전성 관련 규정에 따라 다음 표와 같이 구분된다.

<표 107> 소형 회전익 항공기 (Part 27) 급 및 대형 회전익 항공기 (Part 29) 급의 이착륙 성능 및 안전성 관련 규정

	PART-27 NORMAL CATEGORY ROTORCRAFT	PART-29 TRANSPORT CATEGORY ROTORCRAFT				
		Category A	Category B			Category A & Category B
Max. Weight	7,000 lbs↓	20,000 lbs↑	20,000 lbs↑	20,000 lbs↓	20,000 lbs↓	
Passenger Seats	9↓	10 ↑	9↓	10 ↑	9↓	
Exception	(1)	Mandatory	(2)	(3)		(4)
(1) Category A certification by meeting the applicable Part-29 requirements (specified in PART-27 Appendix C) (2) By meeting the Category A requirements in Subpart C, D, E, and F (3) By meeting the Category A requirements of § 29.67(a)(2), 29.87, 29.1517, and subparts C, D, E, & F. (4) This combination has primary differences in gross weight allowed and the surface areas required for takeoff.						
Part-29 Subpart B: Performance § 29.67 : Climb Performance (OEI) Part-29 Subpart C: Strength Requirements § 29.87 : Height-Velocity Envelope Part-29 Subpart D: Design and Constructions § 29.1517 : Limiting Height-Velocity Envelope Part-29 Subpart E: Power Plant Part-29 Subpart F: Equipments						

○ 쉐도우 인증헬기 후보 기종

▷ VLR 급 : 최대중량 600 kg 이하

▷ Part 27 급 : 최대이륙중량 7000 lb 이하

✓ R-22, R-44, R-66 등

▷ Part 29 급 : 최대이륙중량 7000 lb 이상

✓ 수리온 전환형 민수헬기 개발

✓ 한국형 공격헬기(KAH) 파생형 민수헬기 개발

VLR급과 Part 27급의 low-end에 해당하는 헬기는 정부의 헬기산업정책이 확정되기 전에 소형 인증기 개발사업과 유사한 형태의 쉐도 인증헬기 개발사업을 수행하여 향후 Part 27의 high-end급이나 Part 29급의 민수헬기 BASA-IPA 확대에 필요한 헬기 인증 인프라를 선행하여 구축하기 위한 전략의 일환이다. 이러한 전략은 중장기 헬기산업 발전전략과는 별개로 헬기 인증인프라 구축이 가능하다는 장점이 있는 반면 Part 27의 high-end급이나 Part 29급의 민수헬기 BASA-IPA 확대를 염두에 둔 인증인프라 구축전략을 수립하여야 한다. Part 29급의 대형 회전익 항공기의 기종선정은 다음과 같은 주요 사항을 면밀히 검토하여야 한다.

○ Part 27의 high-end급/Part 29급의 쉐도우 인증 헬기 기종선정 시 고려사항

▷ 정부의 헬기산업 정책

▷ 국내 헬기 개발 기술 확보수준

▷ 정부의 항공기 인증체계 구축 정도 (BASA-IPA 체결 포함)

▷ 개발헬기의 시장성 및 경제성

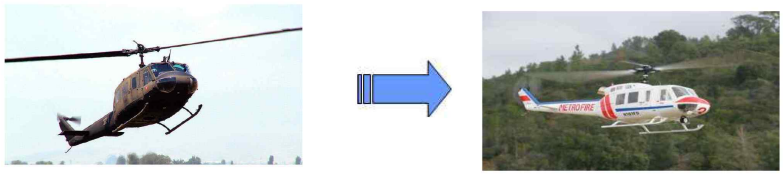
▷ 국내 민수헬기 시장

▷ 국외 민수헬기 시장

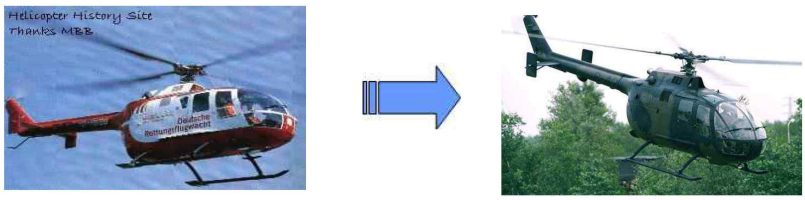
수리온 전환형 민수헬기 개발은 군용으로 개발된 한국형헬기 (KUH)를 Part 29급으로 전환개발하여 민수 헬기시장을 개척하려는 전략의 일환이며 한국형 공격헬기(KAH) 파생형 민수헬기 개발 전략은 한군육군이 운용중인 공격형 500MD 및 AH-1 코부라 무장헬기 대체 수요를 기반으로 하여 내수 수요에 부응하면서 파생형 민수헬기 개발과 헬기 형식인증을 통해 해외시장을 개척하려는 전략이다.



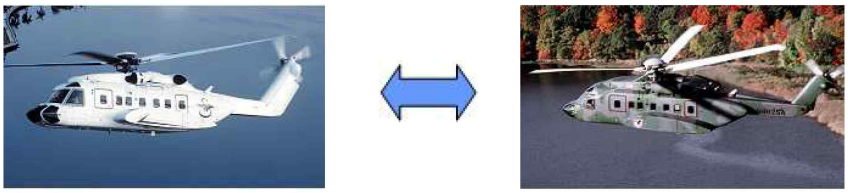
<그림 184> 한국형헬기 발전전략 (제2차 Workshop 발표자료)



<군용 UH-1H와 민수 Bell-205A1>



<민수 BO-105L과 군용 BO-105P>



<민수 S-92와 군용 H-92>

<그림 185> 민군겸용헬기 개발사례

(민수헬기 기획연구 보고서 p500, 항우연, 2010.06.21)

BASA 인증헬기 대상기종 (R22, R44, R66)

Specification	R22	R44	R22
순항속도(kts)	110	135	120
이륙중량(lbs)	1370	2500	2700
Engine	피스톤 Lycoming O-360	피스톤 Lycoming IO-540	터어빈 Rolls Royce RR300
Passenger	2	2+3	2+3











<그림 186> Part 27 low-end 급 대상헬기 (R22, R44, R66)

쉐도우 인증헬기 개발은 크게 헬기 헬기인증 관리와 인증헬기 개발업무를 포함한다. 헬기인증 관리는 감항당국과 개발자간의 인증업무를 종합적으로 관리할 수 있는 계획과 세부절차에 합의하고 이를 시의 적절하게 수행해나가는 업무를 포함하며 다음과 같은 계획문서가 필요하다.

- PSP (Partnership for Safety Plan)
- PSCP (Project Specific Certification Plan)
- Phase Evaluation Checklists

인증헬기 개발업무는 형식인증 단계별로 기술기준에 대한 적합성 확인을 확인하는 제반활동을 포함하며 PSP와 PSCP로 계획된 인증업무를 다음과 같은 설계단계에 따라 수행하는 업무를 포함한다.

- Requirement Definition Phase
- Compliance Planning Phase (compliance data generation, compliance substantiation, compliance finding)
- Implementation Phase
- Post Certification Phase

전술한 바와 같이 쉐도우 인증헬기 개발은 수리온 전환형 민수헬기 개발이나 군용으로 개발될 한국형 공격헬기 (KAH)를 Part 29 급으로 전환 개발을 통해 BASA-IPA를 확대 체결을 추진하는 것이 가장 바람직하며 이 경우 범부처가 참여하는 개발사업이 되기 때문에 개발요구조건에 따라 헬기 인증인프라 구축과 별도로 소요 개발재원을 마련할 것으로 예상되며 이를 전제로 인증인프라 구축만을 위한 과제 (헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증) 가 필요하다. 정부의 헬기산업정책 방향설정이 지연될 경우 헬기 인증인프라 구축을 위한 대안으로 VLR급이나 R22/R44와 같은 Part 27 low-end 급 헬기는 쉐도우 인증기 개발과 인증인프라 구축 및 헬기 인증에 포함한 과제화가 필요하다.

쉐도우 인증헬기 개발 과제의 제안요구서의 주요 제안 범위는 다음의 사항을 고려하였다.

(a) 헬기산업 육성정책을 고려하여 유관 정부기관의 인증헬기 개발 지원을 전제
  - 정부 지원 없는 국내 산업체의 독자적인 인증헬기 개발 프로젝트 수행은 현실적으로 어렵다는 판단
  - 헬기 산업 육성 정책에 따른 인증헬기 개발 프로젝트의 유관기관으로 국토해양부, 지식경제부, 국방부 등을 고려

(b) 유관 정부기관의 지원 가능 범위를 고려

○ 헬기 인증인프라 구축에 초점을 맞춘 VLR급은 국해부의 유사사업에 대한 지원범위 참조(예:KC-100, 스포츠급 VLA)
○ KUH 및 KAH 급 (Part 29 급)의 민수버전의 개발 시 유관 정부기관 예상 지원범위
○ 개발비용 정부지원: 지식경제부 / 국방부
○ 인증비용 정부지원: 국토해양부

(c) 국토해양부 지원 가능 범위로 한정
○ Part 29 급 인증헬기 개발비용 및 인증비용의 세부 구분은 정부 유관기관의 협의를 통하여 구체화 필요
○ 국토해양부 지원가능 인증비용 예시:
▷ EASA의 DOA와 같이 개발기관의 인증담당부서 설치를 의무화할 경우 인증담당부서의 소요 비용 지원
▷ 개발기관의 인증업무 수행에 필요한 소요 비용 지원
▷ 형식인증에 필요한 인증시험용 시설 및 시험평가 소요 비용 등은 인증 인프라 구축 측면에서 정책적 지원 (개발업체의 독자적인 투자가 어렵다고 판단되는 인증 인프라 구축 관련분야 지원)

BASA 인증헬기 대상기종 별 RFP 이슈 범위 (개발 및 인증비용 기준, ○: 국토해양부 지원)

후보기종	개발비용 (개발기관 소요)	인증비용 (개발기관 소요)	헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증 (인증기관 소요)
KUH 민수전환 개조개량 개발	X (개발기관 분담 / 유관부처 지원)	○	○
KAH 민수버전 신규개발	X (개발기관 분담 / 유관부처 지원)	○	○

※ 개발기관 소요 총 개발비용 중 인증비용의 엄밀한 구분은 어려우나 주요 인증항목 입증비용으로 정의

- CATEGORY A 급 기준 비행시험 수행
- 비상부주 시험
- 구조 피로평가 시험
- 결빙
- 비상탈출 DEMO
- 비상조명
- 엔진 인증
- 연료계통 Crash 비용
- 구성품 환경시험 및 소프트웨어 시험
- 조종실 음성기록장치
- 영문판 비행교범 작성

특히, “민수헬기 기획연구” (지식경제부, 항우연 주관, 2010.06.21) 의 결과로 KUH 민수전환 기종 및 KAH 민수 파생형 기종이 향후 민수헬기 개발 후보기종으로 제안되었고 그 일환으로 KAH 개발과 KAH 민수 파생형 기종에 대한 탐색연구가 2011년부터 추진될 예정이다. 탐색연구에서는 시장성 및 경제성 분석을 토대로 개발대상 헬기형상 및 효율적인 개발방안이 제시될 것으로 예상된다. 또한, 국토해양부, 지식경제부 및 국방부 등의 정부 부처와 개발업체간 개발비용 및 인증비용 분

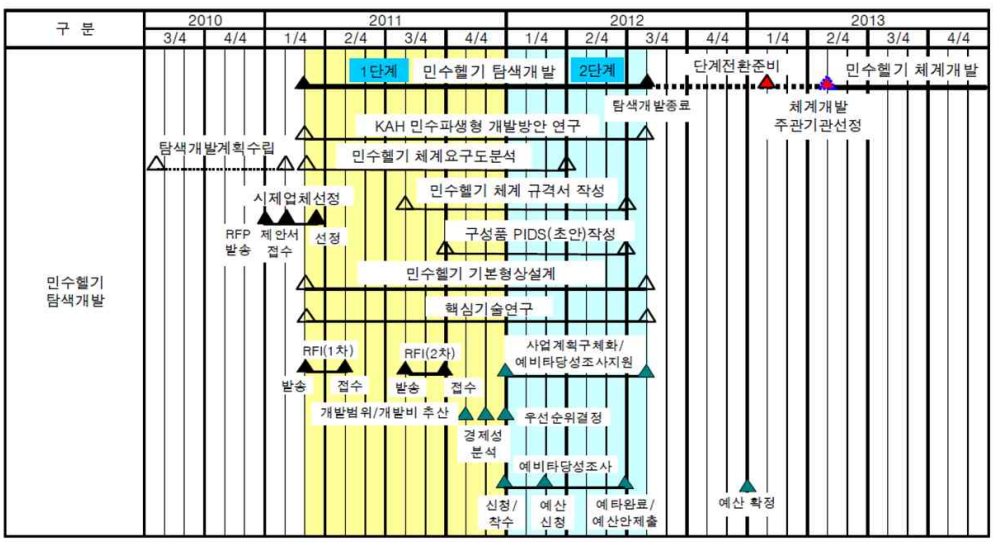
담방안을 마련하기 위한 세부 개발비용 명세와 개발 일정 등이 제시될 것이다. 따라서, KUH 민수버전과 KAH 민수 파생형을 포함한 쉐도우 인증기 개발계획은 이들 탐색연구가 종료되는 시점에서 구체화 될 것으로 판단하며 이를 기준으로 본 연구의 제안요구서 내용이 달라질 수 있다. 따라서 현 시점에서 쉐도우 인증헬기 개발과제 제안 요구서의 범위는 인증업무와 밀접한 연관이 있고 개발업체가 독자적인 투자가 어렵다고 판단되는 대형 시험평가 시설투자와 인증업무 및 시험평가 수행비용을 포함하는 내용으로 한정하는 게 바람직하다.

감항기준에 대한 제3장 2절의 설명에서와 같이 쉐도우 인증기에 헬기 인증 기준인 Part-27 과 Part-29 중 어떤 기준을 정할지에 대해서는 탐색연구의 결과로 정해지는 최대이륙중량으로 결정될 것이다. KAH의 최대이륙중량 범위를 10000lb내외로 예상되기 때문에 현 단계에서는 7000 lb이상급에 해당하는 Part-29의 적용이 유력하다. KAH 민수 파생형이 7000 lb 이하의 최대이륙중량으로 개발한다고 하더라도 쌍발 터어빈 엔진을 장착한 Part-27급 high-end 기종이 될 것이다. Part-27 high-등급 민수헬기는 Category A인증을 받아야 시장진입이 가능하다. 따라서, 헬기 기종에 따라 Part-27에 포함되지 않으면서 Part-29에만 적용되는 기준중 Category A 인증을 제외한 기준에서 다를 뿐이기 때문에 Icing certification 및 Emergency evcuation관련 주요 항목에서만 차이가 있기 때문에 BASA체결을 위한 기술확인에 포함되는 헬기 인증 인프라는 대부분 확보되는 셈이다. 본 연구에서는 Part-27 및 Part-29급 적용 기준에 대해 헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증 과제를 각각 제안하였다.

KAH 민수버전 신규 개발: 탐색개발을 통해 세부 제원, 요구 성능 및 개발 세부 계획 확정

- 주 임무 : 인원수송
- 탑승인원 : 조종석 2인, 객실승객석 6~11인 (중량에 따라)
- 최대순항속도 : 145~155kts 이상 (중량에 따라)
- 최대항속거리 : 400~450nm 이상 (중량에 따라)
- 가격 : 700만불 이하 (기본헬기, 2010년 기준)

- 인증 기준: Part 27 or Part 29



나. 헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증 과제

현행 우리나라의 항공법에서는 전문검사기관 제도를 활용하여 형식인증, 생산인증 및 감항성 인증관련 주요 기술적인 사항을 전문검사기관에 위임하는 제도를 운영하고 있다. “헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증” 과제는 위임된 헬기 인증업무를 수행함에 있어 전문검사기관이 수행해야할 내용을 포함하며 다음과 같은 분야의 업무를 포함한다.

○ 시범사업 대상헬기에 대한 형식증명 업무 수행
▷ 형식증명위원회 운영
▷ 형식증명계획 및 PSCP 개발
▷ Certification Basis 설정 및 Issue paper 발행
▷ 적합성 확인
▷ 합치성검사요구서 및 TIA 개발
▷ 인증비행시험 수행
▷ Maintenance Planning 및 Operating 문서 평가, Flight Manual 승인
▷ TCDS 및 MMEL 개발

○ 제작증명 및 제작증명 관리를 위한 기술검증 업무 수행
▷ 생산준비 및 생산품질보증체제에 대한 감사
▷ 합치성 검사 수행 및 제작증명 발행

○ 헬기인증 및 헬기급 BASA IPA 체계 구축
▷ 헬기급 BASA IPA 체결을 위한 FAA와 동등한 인증체제 및 인증 절차 개발
▷ 헬기 인증엔지니어의 확보 및 양성
▷ 헬기 인증비행시험조종사 및 인증비행시험 엔지니어 확보 및 양성
▷ 헬기 적합성 평가기술 확보

○ 헬기급 BASA IPA 추진
▷ 헬기급 BASA IPA 협상 신청
▷ 헬기급 BASA IPA를 위한 기술평가 수검
▷ 헬기급 BASA IPA 개발 및 체결

나. 인증법규 및 인증체계 개선 연구

항공기 인증관련 국내 항공법은 FAA와 EASA와 유사한 기술기준을 갖추고 있으나 민수 항공기에 대한 인증경험이 부족하여 형식인증, 생산인증 및 인증 관련 기

술기준과 이들의 운용에 있어 개선점이 있을 것으로 판단된다. 우리나라 감항당국은 인증업무를 수행함에 있어 전문검사기관을 지정하여 활용하고 있다. 이 제도는 국내에 운용을 목적으로 한 인증 대상 개발 항공기가 없었다는 점과 아직까지 항공산업이 성숙되었다고 보기 어려운 국내실정을 고려할 때 현 싯점에서는 합리적인 제도일 수 있다. 그러나, 항공산업의 발전전망을 고려할 때 현행 우리나라 항공법과 선진국의 제도를 충분히 검토하여 인증시스템을 발전시켜 나아가야 한다. 이를 위해서는 다음과 같은 분야의 연구가 필요하다.

- ICAO 협약에 따른 항공기 선진국의 인증법규 연구 (ICAO/FAA/EASA)
- 국내항공법 분석 및 국외 인증법규와의 비교연구
- 국내 항공산업 현황을 고려한 상위 인증법규 체계
- 국내의 현행인증 체계와 국외 인증체계의 비교연구
- 감항당국의 인증능력 (적합성 평가기술) 확보방안 연구
- 국내 항공산업, 항공관련 인프라 등을 고려한 최적의 인증체계 연구
- 인증체계의 유지 및 발전 방안

인증체계 개선관련 과제는 현재 진행 중인 소형항공기급 BASA-IPA 추진과제를 통하여 상당부분 확보될 것으로 판단하고 있다. 특히, 이 영역은 인증 인프라의 근간이 된다는 점을 고려할 때 지속적인 개선이 필요한 분야로 위에서 언급한 사업을 수행하는 동안 충분한 검토와 보완이 가능할 것으로 판단됨에 따라 별도로 과제화를 하지는 않는 것이 바람직하다는 것이 전문가 및 관계기관의 합의 내용이다.

다. 인증인력 양성체계 구축과제

항공기 개발의 역사가 상대적으로 짧은 우리나라의 현실을 고려할 때 항공기 인증에 필요한 인력이 절대적으로 부족한 것이 사실이다. 특히, 민수용 항공기 형식인증 겸험이 전무한 우리나라 현실을 고려할 때 항공기 개발경험을 보유한 전문인력을 교육을 통해 인증인력으로 양성하여 활용하는 방안이 합리적인 대안이 될 수 있다. 항공기 개발 및 인증이 가장 활발한 미국의 경우 DER (Deligated Engineering Representative) 제도를 통하여 다양한 기종의 항공기 인증에 부족한 기술인력을 FAA 소속이 아닌 외부인력을 활용하고 있다. 설계조직 (DO: Design Organization)을 인증하는 것을 원칙으로 하는 유럽의 EASA의 경우에도 설계조직에 독립적인 인증활동을 수행하는 CVE (Compliance Verification Engineer)를 임명하여 EASA의 인증활동을 위임받아 수행 하도록 규정하고 있다. 우리나라의 경우에는 전문검사기관이 감항당국으로부터 대부분의 인증업무를 위임받은 상태이나 전문검사기관이 아닌 외부 전문가에 인증업무의 일부를 위임하는 제도가 없어 항공기 개발 및 인증 경험을 보유한 소수의 전문가조차도 활용하지 못하고 있는 것이 현실이다. 형식인증이 필요한 민수 항공기 개발 프로그램으로 소형항공기급 인증기 개발이 최초

로 진행된다는 점을 고려할 때 조직 및 인력 유지를 위한 예산절감 및 조직 관리의 편리함 등에 있어 현행 제도를 유지하는 것이 당분간 불가피해 보이나 헬기를 포함하여 BASA-IPA 확대체결을 당면과제로 삼고 있는 현실을 고려할 때 미래지향적인 관점에서 외부 전문가를 적극적으로 활용하는 제도를 갖추는 것이 과제이다. 이러한 점에서 인증인력의 양성은 현제도하에서 인증활동을 수행할 수 있는 감항당국 및 전문검사기관 인력뿐만 아니라 외부 전문가나 항공기 개발업체의 인증업무 수행 인력을 포함하는 인력양성 체계의 구축을 목표로 삼아야 한다.

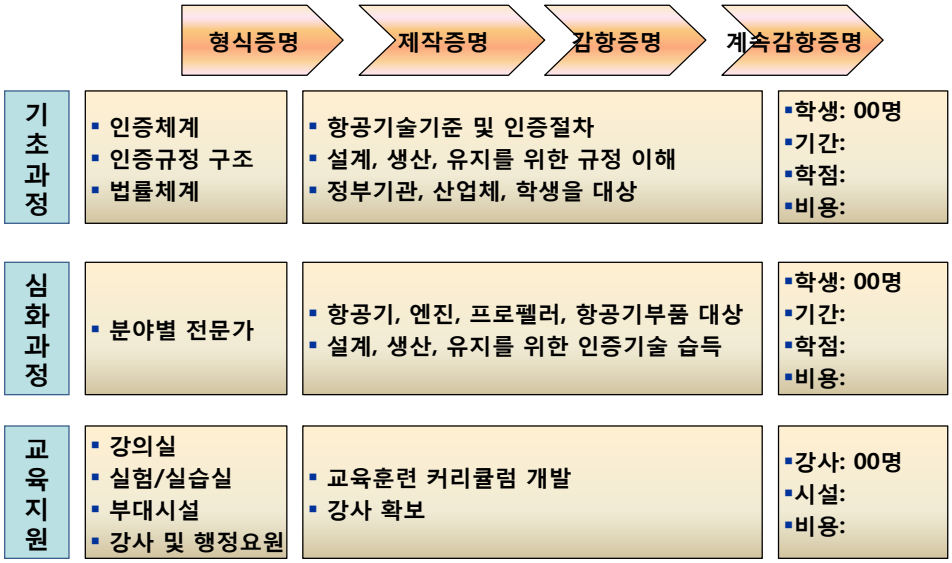
미국 FAA의 경우에는 FAA Academy 운영을 통하여 체계적인 인증교육을 수행하고 있으며 인증인력의 전문 분야별 맞춤교육을 실시하도록 법으로 명문화하고 있다. 외부전문 인력을 활용하는 DER제도는 다음과 같은 전문 기술분야로 구분하여 DER의 자격, 업무 관리절차 등에 필요한 세부 내용을 Technical Order

- Order 8100.8 : Designee Management Handbook
- Order 8110.37: Designated Engineering Representative(DER) Handbook

로 명시하고 있어 인증인력 자질과 능력을 주요한 관리항목으로 삼고 있다.

1) Structural Engineering
2) Powerplant Engineering
3) Systems and Equipment Engineering
4) Radio Engineering
5) Engine Engineering
6) Propeller Engineering
7) Flight Analyst
8) Flight Test Pilot
9) Acoustical Engineering

우리나라의 항공법에서 명시하고 있는 인증인력에 대한 교육훈련 규정은 기술 분야별 교육요구조건을 명시하고는 있으나 소양교육의 수준에 머물러 있으며 실제의 인증활동과 연계된 맞춤형 교육과는 거리가 있다는 판단이며 따라서, 전문분야 교육을 포함한 인증인력 양성체계의 구축이 필요하다. 인증인력 양성 체계는 인증분야별로 기초과정 및 심화과정을 포함하며 체계적인 인력양성이 가능하도록 전문기관을 지정하여 실시될 수 있는 구조가 바람직하다.



<그림 187> 인증인력 양성 체계

라. 헬기 인증용 시험평가 기술 및 시설확보

헬기 개발은 다이나믹 부품을 포함하여 구성품의 안전성과 신뢰성을 확보하기 위해 대규모의 시험평가 시설투자가 필요하다. 본 연구에서는 Part 27 미국 및 Part 29의 기술기준이 요구하는 시험평가 항목의 수행을 위해 필요한 주요 시설의 식별, 국내 보유현황 및 추가적인 확보가 필요한 시설에 대한 평가 등을 수행하였다. 추가확보가 필요한 시험평가 설비에 대해서는 여러 가지 평가기준 (확보비용, 활용성 및 기술적 가치 등)을 적용하여 확보 우선순위를 결정하였으며 다음과 같은 시험평가 분야의 시설을 추가확보가 필요한 후보군으로 설정하였다.

- Icing Wind Tunnel Test
- Ground Resonance Test
- Rotor De-Icing Functional Test
- Drive System Qualification

이상의 시험평가 시설의 확보 필요성에 대한 전문가 의견 수렴 및 유관기관 협의에서 인증에 필요한 모든 시험평가 설비는 개발자가 갖추거나 설비의 확보가 어려운 시험평가 분야에 대해서는 시험설비를 확보한 외부기관에 위임하는 방안이 합리적이라는 평가가 있었다. 또한, 개발 프로그램이 다양하지 못한 국내항공 산업 현실을 고려할 때 대규모의 투자가 요구되는 시설에 대한 재활용성을 고려하여 투자에 신중을 기하여야 한다. 따라서, 개발에 필요한 시험평가 시설은 중요한 인증 인프라에 속하기는 하나 본 과제에는 포함시키지 않았다.

본 연구에서는 인증에 필요한 기술(Icing, Lighitning, Noise 등)들을 언급하고 세부적인 과제 목표와 내용을 설정하게 된다. 이에 따른 세부과제 내용을 도출하여 헬기 인증에 필요한 기술을 파악하고 인증에 필요한 인프라를 구축하고자 한다.

3. 과제 분야별 최종 선정 과제 및 소요 예산 요약

가. 분야별 선정 과제

<표 108> 분야별 선정 과제

과제 분야	세부 과제명
(1과제) 쉐도우 인증기 개발	제1-1과제(1안): Part29 급 민수헬기 인증인프라 구축 (KUH 민수전환 개발)
	제1-1과제(2안): Part29 급 민수헬기 인증인프라 구축 (KAH 민수전환 개발)
(2과제) 헬기 BASA 체계 구축 및 시범 사업 인증	제2-1과제(1안): Part 29 헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증
	제2-1과제(2안): Part 27 헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증
(3과제) 헬기 안전인증 교육 시스템 구축	제3-1과제: 항공안전 인증 인력양성 체계 구축 - 수송기 분야 - 소형항공기 분야 - 회전익기 분야 - 친환경기술 적용 및 신기술 인증 기술 분야
(4과제) 헬기인증 핵심기술 개발	제4-1과제 : Lighting Protection 설계 및 적합성 인증 기술
	제4-2과제 : Icing Protection 설계 및 적합성 인증 기술
	제4-3과제 : 소음 적합성 인증 기술
	제4-4과제 : Category A Operation 설계 및 적합성 인증 기술
	제4-5과제 : 복합재료 헬기 구조물의 결함허용기법 및 인증기술
(5과제) 헬기 안전평가 및 안전인증 기술	제5-1과제 : 헬리콥터 기술기준 및 계속감항성 유지체계 개발
	제5-2과제 : 회전익 항공기 개발을 위한 안전인증 기술 통합 연구
	제5-3과제 : 헬기 운항품질보증체계 기술개발
	제5-4과제 : 헬기 항공사 운항안전 감사 및 평가시스템 개발
(6과제) 헬기 인증 시험 평가 시설	제6-1과제 : 동력전달장치 인증시험평가 시설구축 및 운용기술
	제6-2과제 : Icing Wind Tunnel 구축과 인증 시험평가 기술
	제6-3과제 : 무음향 풍동 구축 및 인증 시험평가 기법

※ 1-1과제(2안) 개발기 종류 확정에 따라 2-1과제(2안) 추진

나. 과제별 소요예산

<표 109> 과제별 소요예산

과제 분야	세부 과제명	1차 년도	2차 년도	3차 년도	4차 년도	5차 년도	6차 년도	7차 년도	총액 (억원)
(1과제) 쉐도우 인증기 개발	제1-1과제(1안): Part29 급 민수헬기 인증인프라 구축 (KUH)	84	205	423	427	197			1336
	제1-1과제(2안): Part29 급 민수헬기 인증인프라 구축 (KAH)	179	232	233	296	180	180		1300
(2과제) 헬기 BASA 체계 구축 및 시범 사업 인증	제2-1과제(2안): Part 29 헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증	30	40	40	40	40	40	20	250
	제2-1과제(1안): Part 27 헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증	20	30	40	40	20			150
(3과제) 헬기 안전인증 교육 시스템 구축	제3-1과제: 항공안전 인증 인력양성 체계 구축	19	24	40	40	27			150
(4과제) 헬기인증 핵심기술 개발	제4-1과제 : Lighting Protection 설계 및 적합성 인증 기술	6	12	12	18	6			60
	제4-2과제 : Icing Protection 설계 및 적합성 인증 기술	8	16	18	20	8			70
	제4-3과제 : 소음 적합성 인증 기술	8	18	28	28	8			90
	제4-4과제 : Category A Operation 설계 및 적합성 인증 기술	8	28	28	18	8			90
	제4-5과제 : 복합재료 헬기 구조물의 결함허용기법 및 인증기술	9	9	8	5	4			35
(5과제) 헬기 안전평가 및 안전인증 기술	제5-1과제 : 헬리콥터 기술기준 및 계속감항성 유지체계 개발	3	4	5	5	3			20
	제5-2과제 : 회전익 항공기 개발을 위한 안전인증 기술 통합연구	9	8	13	13	7			50
	제5-3과제 : 헬기 운항품질보증체계 기술개발	6	9	9	10	6			40
	제5-4과제 : 헬기 항공사 운항안전 감사 및 평가시스템 개발	4	6	6	5	4			25
(6과제) 헬기 인증 시험 평가 시설	제6-1과제 : 동력전달장치 인증시험평가 시설구축 및 운용기술	100	120	180	50	50			500
	제6-2과제 : Icing Wind Tunnel 구축과 인증 시험평가 기술	5	65	350	200	10			630
	제6-3과제 : 무음향 풍동 구축 및 인증 시험평가 기법	2	25	70	38	5			140

제2절 BASA 인증헬기 개발사업

1. KUH 민수전환 개발을 통한 인증인프라 구축과제

가. 과제개요

(1) 핵심과제 정의 및 비전
(가) 심과제의 정의

□ 미국과의 상호 항공안전협정(BASA) IPA 확대를 위한 Part29급 민수헬기 시범인증 사업 □ 인증기 개발 사업을 통한 헬기인증 인프라 구축 □ KUH 민수전환 개발

본 핵심 과제는 민수헬기 시범인증 사업을 통해 현재 부품수준의 한미 상호항공안전협정(BASA)에서 Part29급 민수헬기로 IPA를 확대함으로써, 헬기 인증인프라 구축 및 민수헬기 수출의 기술적·제도적 발판을 구축하는데 목적이 있다. 본 기획연구에서는 Part29급 민수헬기 개발관련 국내외 기술 동향 및 수준 등을 분석하고 기술적, 경제적 타당성을 검토하여 항공기 수출의 제도적 기틀을 만드는 헬기 인증인프라를 구축하고 Part29급 민수헬기의 BASA IPA 확대추진을 위한 시범인증 기회를 제공할 수 있는 인증 후보기로 현재 개발 중인 한국형 기동헬기(KUH)를 기반으로한 파생형 민수 헬기를 활용하는 방안을 제시하였다.

(나) 핵심과제의 비전

- ○ 한미 상호항공안전협정(BASA)을 Part29급 완제기에 대한 안전인증 체계 수준까지 확대함으로써 항공기 개발분야에서 국가 안전 인증 능력과 관련한 인프라 구축
- ○ 동북아 허브국가 및 G-10 수준의 선진국 진입을 앞당기기 위하여 인적/물적 자원의 효율적 이동을 가능하게 하는 차세대 민수헬기를 개발함으로써 국가 교통인프라의 한 축을 구축하여 국가 경쟁력을 제고
- ○ 항공안전 시스템의 선진화를 실현하고, 세계 시장에서 경쟁력 있는 헬기개발을 통해 상용화함으로 국가 미래 성장 동력화를 촉진
- ○ KUH 민수전환을 통한 부품국산화를 확대 추진함으로써 산업 경쟁력 제고 및 수출산업화 추진
- ○ 민수헬기 개발/수출사업 개척을 통한 민수헬기 시장 확보

(2) 연구배경 및 필요성

(가) 사회 및 문화적 관점

본 핵심 과제의 수행을 통하여 BASA 체계 구축 활동을 지원하고 민수헬기의 설계·제작 단계부터 운용에까지 이르는 항공 서비스의 전 단계에 걸쳐 항공 안전의 질적 수준을 선진국 수준으로 혁신할 수 있다.

❖ 항공안전을 선진국 수준으로 혁신

또한 국가 경제 수준과 규모를 고려하여 항공 산업 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 제고해야 할 필요가 있다.

❖ 항공 교통 산업의 미래 성장 산업화로 국가 위상 제고

시대별 헬기 개발 경향을 보면 60년대는 높은 성능의 군용을 민수로 전환 개발, 70년대는 유럽 제작사의 기술 및 시장의 한계로 민수의 성공을 바탕으로 군수로 개발하였으나, 90년대 이후, 초기 설계부터 민군의 사양을 동시 고려한 개발을 통해 비용절감, 첨단기술 채택, 엄격한 인증체계 적용 등으로 고객별 다양한 요구조건 충족을 실현시키도록 하고 있다.

❖ 국가별, 시대별 개발여건에 따라 민군헬기 전환개발 방식 변화

(나) 경제적 및 산업적 관점

현재 국내 항공 산업의 세계 시장에 대한 점유율은 약 0.5%에 달하는 실정으로 아직 규모의 경제를 실현하지 못하고 있다. 따라서 국내 개발 민수헬기의 인증기반을 구축함과 아울러 민수헬기를 개발함으로써 규모의 경제를 실현하는 발판을 마련하고 미래 성장산업으로서 항공 산업을 육성하는 전략의 수립이 요구된다. 또한 군용 항공기 위주의 개발과 제한된 민항기 해외수주 물량으로 수요의 성장 한계에 달했으며 군수/민수 사업의 발전 균형을 위해 민수헬기 개발 사업이 필수적이다. 국내 항공관련 기술도입생산 또는 부품하청생산 수준의 국내 항공 산업이 독자모델의 민수헬기 개발·수출 수준으로 발전할 수 있는 인프라 구축이 시급한 상황이므로 민수헬기 개발을 위한 고급연구인력 및 기술 연구체계 인프라 구축이 요구되는 실정이다.

❖ 국내 민항기 개발 산업 인프라 구축 필요

또한 군용헬기 민수 전환 개발을 통해 기존시설, 장비, 인력, 부품을 활용하여 개발/생산/운용 및 유지비용을 절감 (범위의 경제 및 규모의 경제 극대화 추구)할 수 있고, 헬기사업은 고부가가치 산업군으로 분류되어 대표적 민군겸용기술 적용 산업으로서 군수에서 민수로 전환개발 시 중복투자 방지로 경제적 이익 달성이 가능하다.

❖ 헬기 개발의 경제성 향상을 위하여 군용헬기 민수 전환개발 추진

(다) 기술적 관점

실제 고객에게 인도되고 사용되어짐으로써 실질적인 제품으로 기능하는 민수헬기를 제작하여 보지 못한 우리나라 항공 산업의 현 수준을 감안할 때, 민수헬기를 독자적으로 개발하고 그 안전성을 검증하는 경험을 하지 못하고서는, 국제적인 수준에서의 민수헬기 인증 기술을 확보하고 자주적으로 인증 업무를 수행하고 있다고 말할 수 없다. 다시 말해, 독자적인 민수헬기 인증체제 및 인증 능력 확보를 위해 우리나라가 독자적으로 시범기를 개발하고 이에 대한 각종 안전성 시험을 수행하여 신뢰가 확보된 시범기를 개발하여야 하며 결과적으로 항공교통선진국 10위권 수준의 기술력 확보가 요구되는 실정이다. 따라서 국제적 규범이 요구하는 민수헬기의 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 후속 지원에 관련된 기술 및 경험을 확보하는 것이 필요하다.

❖ 개발 및 인증 수행 경험 획득으로 인증 체제 및 능력의 자립화

본 과제를 통해 주요 헬기 부품의 민군겸용화(Dual-Use Component) 실현으로 규모의 경제(Economics of Scale)와 학습효과(Learning Effect) 효율 극대화를 실현할 수 있다.

❖ 헬기시장 요구조건과 기술개발 추세에 따른 인증체계 효율 극대화 실현

(3) 국내외 기술개발 동향

60년대 이후 미국에서 주로 활용하였으며, 높은 성능의 군용을 민수헬기로 전환하는 사업 활발하게 진행됨.

(가) 선진국 기술개발 동향

○ UH-1(Huey) 사례

1958년에 미국의 Bell社에서 개발이 시작되어 1961년 UH-1B (8,500lb급)로 미 육군에 초도기 납품되어 1963년 민수 형식인증을 획득, 이후 민수버전 B204B로 개량되어 1964년부터 인도가 시작됨

- ✓ 군용 UH-1B는 총 1,007대 생산, 민수 204B는 총 132대 생산됨
- ✓ 민수 B204B의 경우, Bell이 69대, 면허생산으로 Agusta(36대)와 Fuji(27대)가 생산/납품

  기체구조, 변속기, 엔진 등 군용의 주요항목들을 민수에 동일 적용하여 혁신적 개발기간 단축으로 전환비용을 절감
- ✓ (성공요인) 기존 군용헬기의 최소 개조를 통해 민수헬기로 전환 개발하여 개발비용과 기간을 획기적으로 절감



<그림 188> UH-1B



<그림 189> B204B

○ OH-58 (Kiowa) 사례

美 육군 훈련용 정찰 헬기로 미국의 Bell社에서 개발되었으나, 선정되지 못하고, 민수시판을 위해 B206 JetRanger로 재설계되어 민수사업에서 성공. 이후 민수 B206 기반으로 설계된 군수버전인 OH-58이 채택된 사례임. 민수판매 대수로 B206B는 4,570 여대, B206L은 3,140대가 판매됨.

✓ (성공 요인) 군수와 민수의 신속한 전환체계를 통해 헬기개발과 비용의 단축을 통해 헬기 개발모델의 선순환 모델 구축



<그림 190> 군수 OH-58



<그림 191> 민수(관용) B206

(4) SWOT 분석

(가) 기회/위협 요인

○ KUH의 민수전환 개발에는 다음과 같은 기회요인이 존재한다.

첫째, 민수 인증기 개발기술을 기 확보하고 있어 BASA 확대 추진시 기술적 위험이 낮다.

둘째, 단기간에 한국의 민수 헬기산업 발전을 성취할 수 있다.

셋째, 국토의 70%가 산지로 탁월한 헬기 수요 요건을 갖추고 있어, 국내 장기적 수요가 전망된다.

넷째, 경쟁기종이 상대적으로 적어 중형헬기 수출에 잠재력을 가질 수 있다.

다섯째, 전 세계 신규 헬기사업이 적어 기술협력선 다변화 및 내실화의 기회를 삼을 수 있다.

○ KUH의 민수전환 개발에는 다음과 같은 위협요인이 존재한다.

첫째, 해외 메이져급 선진기업이 시장을 선점하고 있어 국내 업체의 세계 시장 진입에 장벽이 있다.

둘째, 현재 국내 군용헬기 협력업체의 민간인증과 후속지원 능력에 한계가 있다.

셋째, 세계시장에서 판매경험 전무하며, A/S 및 지속적 투자비용의 부담이 있다.

(나) 강점/약점 요인

○ KUH의 민수전환 개발에는 다음과 같은 강점요인이 존재한다.

첫째, 이미 헬기 체계분야 개발경험과 부품생산 수출 경험을 보유 하고 있다.

둘째, 기 개발된 KUH 플랫폼을 활용함으로써 개발비용을 절감할 수 있다.

셋째, 한국형기동헬기 사업을 통하여 구축된 상당한 인프라를 보유하고 있다.

○ KUH의 민수전환 개발에는 다음과 같은 약점요인이 존재한다.

첫째, 항공관련 부품소재 기반이 취약하고, 주요 핵심구성품 개발 기술을 해외에 의존하고 있다.

둘째, 국내시장의 확정 수요를 갖고 있지 않다.
셋째, 해외 마케팅 및 판매경험 부족하며, 헬기 구매, 운영을 위한 금융지원프로그램이 취약하다.

<표 110> SWOT 분석

강점	*헬기 체계분야 개발 경험 및 부품생산 수출의 경험을 보유 *기 개발된 KUH 플랫폼을 활용함으로써 개발비용을 절감 *한국형기동헬기 사업을 통하여 구축된 상당한 인프라를 보유.	약점	*항공관련 부품소재 기반이 취약 *주요 핵심구성품 개발 기술을 해외 의존 *국내시장의 확정 수요 불투명 *해외 마케팅 및 판매경험 부족 *헬기 구매, 운영을 위한 금융지원프로그램
기회요인	*민수 인증기 개발기술을 기 확보하고 있어 BASA 확대 추진시 기술적 위험이 낮다. *단기간 한국의 민수 헬기산업 발전 성취 *탁월한 헬기 수요 요건(국토의 70%가 산지) → 국내 장기적 수요가 전망. *경쟁기종이 상대적으로 적어 중형헬기 수출에 잠재력 *전 세계 신규 헬기사업이 적어 기술협력선 다변화/내실화의 기회	위협요인	*해외 메이져급 선진기업이 시장을 선점으로 인한 국내 업체의 세계 시장 진입장벽 *현재 국내 군용헬기 협력업체의 민간인증 및 후속지원 능력에 한계 *세계시장에서 판매경험 전무 *A/S 및 지속적 투자비용의 부담

(5) 연구 내용
(가) 연구 개발 대상 항공기 및 사업 범위
대형헬기 개발 과정 중 필수적으로 요구되는 운용한계 설정, 기본설계 및 상세 설계 검증, 구조, 계통, 객실, 추진장치 , 성능 등 관련 인증평가기준을 개발하고 시험평가까지 일련의 민수헬기 개발 및 인증과정을 통해 민간헬기 개발시 필요한 인증인프라 구축을 목표로 하고 나아가 미국 FAA로부터 대형헬기(Part29급)의 형식증명 취득을 목표로 한다.

(나) 세부 연구 내용
○ 인증인프라 구축
(a) 인증 인프라 확보
✓ 인증 시 필요한 시험시설 현황 조사(국내 보유 기관 및 현황)

✓ 기존 장비활용 및 신규확보 필요 시설, 해외설비 대여 및 해외용역 분류

(b) 인증기술 개발

✓ 해석기술, 시험평가 기술, 시뮬레이션, 생산기술 등 기술체계 분류
✓ 기술체계 분류별 국내 기술수준 분석 및 국내 미확보기술 확보 방안
✓ 민수헬기 인증소요기술 체계 분류
✓ KUH 미검증 인증소요기술 확보

○ 인증기 시범사업

(a) BASA 기반구축 및 협정체결

✓ BASA IPA 확대를 위한 기반구축
✓ Part29 급 헬기의 BASA IPA 체결

(b) 시범사업 인증업무 수행

✓ 민수헬기 인증계획 수립
✓ 민수헬기에 대한 형식증명 업무수행
✓ 제작증명 및 제작증명 관리를 위한 기술검증업무 수행

(다) 보고서 제출

○ 중간보고서 : 협약일로부터 매년 중간보고서 제출
○ 최종보고서 : 협약 종료 시점

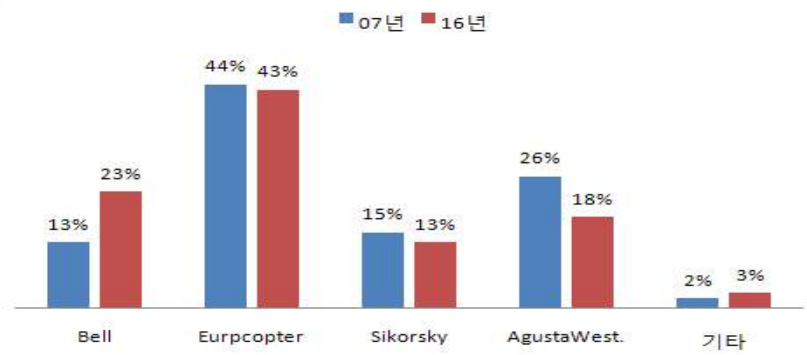
나. KUH 민수전환 헬기

(1) 목표시장 및 판매전망

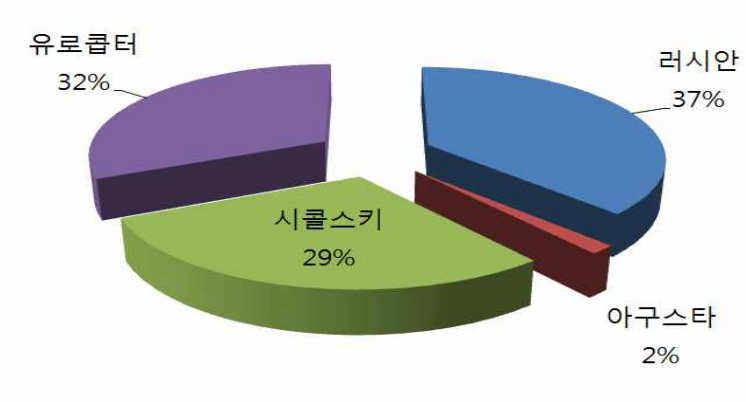
(가) 민수헬기 시장 동향

○ 시장점유

5대 업체가 전체 생산액의 90% 점유하고 있으며, '06년까지 헬기시장 점유율 합이 92.5%에서 '07년 이후 10년간 평균점유율은 97.5%로 상승하여 5대 업체의 시장 지배력 높음. 업체별 시장점유율은 민수부문에서 EC가, 민수와 군수 합산 시 보잉사가 가장 높음



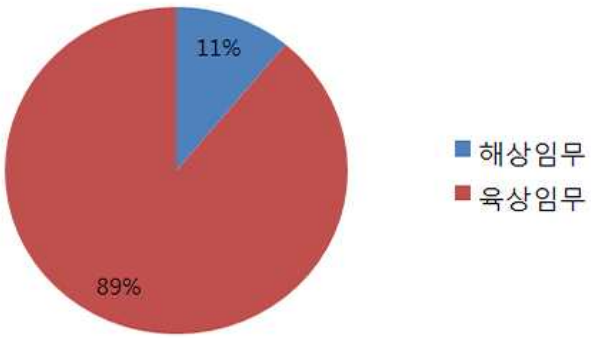
<그림 192> 제작사 별 시장 점유 현황 및 예측, 2007~2016년



<그림 193> 주요 제작사별 중대형 헬기 시장 판매 전망, 2009~2018년

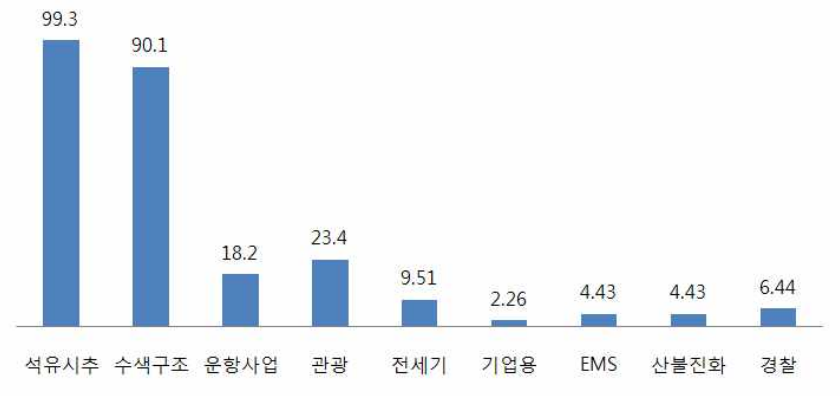
[출처] F&S 세계 헬기시장 분석(2009)

중대형기 시장은 해상 자원개발 및 인원구조를 위해 계기비행 능력을 갖춘 쌍발 엔진 장착 헬기의 제작에 초점을 맞추고 있음



<그림 194> 민수헬기 해상비행 비율

[출처] F&S 세계 헬기시장 분석(2009)



<그림 195> 임무별 해상비행 비율

[출처] F&S 세계 헬기시장 분석(2009)

○ 헬기 제작사간 기술협력: 규모의 경제 추구

- ✓ EADS : 프랑스, 독일, 스페인 합작회사로 미국과 대등 수준의 민항기/헬기 제작회사로 성장
- ✓ Bell & Boeing : 미국 선진업체간 협력으로 V-22(Tilt Rotor) 개발
- ✓ Bell & Agusta : 민수용 중형헬기 AB139(AW139) 공동 개발
- ✓ Eurocopter & AWIL : 친환경 회전익기 통합기술시현기 연구개발 공동투자 결정

('08.2, EU 7th Framework Program : 245M$)

○ 기술보유업체의 해외 직접투자 사례

- ✓ 미국 군수시장 진출을 위한 Eurocopter, AWIL 등 현지공장 설립
- ✓ EC : 미시시피 공장 EC145(LUH), ASTAR 생산라인
- ✓ Agusta : 록히드마틴 제휴, US101 Bell사 최종조립, 필라델피아 공장 AW139생산

○ 기술보유국과 후발국간 협력

- ✓ 후발국의 경우 내수에 기반하여 자국내 산업기반을 구축하고, 세계시장에 진출하기 위하여 신흥기업 태동
- ✓ 중국 AVIC, 일본 KHI, 인도 HAL, 한국 KAI, 터키 TAI 등
- ✓ 후발국 소요에 기반한 산업육성 정책과 선진 기술보유업체의 시장확대 이익 추구 형태로 협력 (KHP, CMH 외)
- ✓ 선진국 사이의 기술경쟁 심화와 탈냉전에 따른 국방예산의 삭감 등이 후발국에게는 기술획득의 기회
- ✓ 일본 사례는 독자개발능력이 있다고 하더라도, 과점시장인 세계 헬기시장 진입을 위해서는 마케팅 측면에서 독자개발보다 국제공동개발 형태가 유리함을 시사

가. 성공사례 : BK117(국제공동개발 MBB(독)) : 512대 생산
(내수 56대, 수출 456대)

나. 실패사례 : MH2000(독자개발) : 3대 생산(생산 중단)

○ 기술현황

5대 제작사는 체계핵심부품(로터, 동력전달장치, AFCS) 기술 자체 확보, 신기술은 정부연구소와 기술협력으로 개발

✓ EC : ONERA(프), DLR(독)이 주도하여 EC에 기술이전 (HELIFLOW사업 등)

✓ Agusta : DERA(영)와 공동으로 세계 최고의 로터 기술력 확보 (BERP 개발)

기술발전은 친환경(저공해, 저소음), 고안전성, 경제성(저항력, 고효율 엔진) 및 고속화, 안락성 제고 분야에서 활발하게 진행 중

현재 선진 헬기제작사에서 신규개발중인 헬기는 중대형 헬기, 고속 헬기, PAV(Personal Aerial Vehicle)형 헬기 등이나 아직 상용화 수준은 낮음. 미국의 경우 군 헬기의 성능 개량 진행으로 지난 30년간 신규 개발된 헬기는 Tilt Rotor인 V-22 외에는 전무한 실정으로 헬기 시장의 주도권을 유럽 업체에게 빼앗기고 있는 실정

○ 가스터빈엔진

✓ 항공기용 가스터빈엔진, 보조동력장치(APU) 시장도 항공기 판매 성장에 따라 향후 지속적 성장세를 유지할 것으로 전망

✓ GE, PW, RR 등 주요 3사가 전체항공용 시장의 70%를 점유

✓ 막대한 개발비로 인한 위험분산을 위해, 국제공동개발을 통한 신규개발 추진 경향

✓ 가스터빈엔진의 경우 고정익기용 터보제트/터보팬 엔진과 회전익기용 터보샤프트엔진 형식의 차이로 부품공통성은 떨어지나, 개발기술은 공통 활용 가능

○ 보조동력장치

✓ '08년 6조원→'18년 9조원('07 Gasturbine Forecast자료)

✓ Honeywell, Sundstrand사가 전체시장의 90%를 점유

✓ 시장 규모 : 년간 18억불(신규 약 6억불, 정비 약 12억불)

✓ 상용항공기(비즈니스제트, 지역간 항공기 및 민항기) APU 수요가 87%, 군용이 13%

✓ 전 기종에 걸쳐 상용항공기 수요 증가로 APU의 수요도 동반 증가 추세

✓ After Market은 주요 수익원으로 비중이 높아지고 있음

✓ 시장은 친환경/저비용/정비성을 요구하고 있음

✓ APU는 전기공급원으로 역할이 증대하고 있으며 APU 단품 판매에서 시스템과의 결합을 통한 패키지화가 진행중임(예: Tail Cone과 APU의 패키지화)

✓ 보조동력장치의 경우는 개발기술 뿐만 아니라 기어박스 등 일부 부품의 경우 회전익/고정익 공통 활용이 가능함

○ 연료계통

✓ 연료탱크: 미국 Amfuel, Aerazur, 영국 GKN이 90%점유

✓ FQMS(연료측정장치) : 미국 BAE, Goodrich, 독일 Autoflug가 80%점유

✓ 조종장치: 미국 Parker, Moog, 영국 Claverham이 70% 점유

○ 동력전달장치

✓ 동력전달장치는 5대 완제기 업체와 독일의 ZFL이 독점

✓ 공급업체 : 5대 완제기업체, ZFL(독) + 면허생산 : HAL(인), HAMC(중), Denel Avi.(남아공)

✓ 전문업체 : 독일 ZFL

✓ *ZFL사 (ZF Luftfahrttechnik, 카젤공장)

✓ 1958년 설립, 약 9천개의 제품을 유로콥터, 벨, 아구스타 등에 공급 완제기업체의 로드를 경감하기 위해 시장 공유/전략적 제휴로 시장 확대

✓ Fly-By-Wire 적용을 위한 서보제어 기술 도입, Hydro-Mechanical 기술 응용, 경량화 첨단소재 사용, COTS(Commercial Off-The-Shelf), HUMS 기능 적용, 전천후 임무장비 적용으로 사업 확대 중임

우리나라는 '09년 기준 군용 700여대 수준(세계 6위권), 민수 180여대 (세계 35위권) 헬기를 보유

<표 111> 국가별 헬기 보유 현황('09년 기준)

군용헬기 보유순위		민수헬기 보유순위	
1	미국(5,326대)	1	미국(12,429대)
2	러시아(2,021대)	2	러시아(2,959대)
3	일본(744대)	3	캐나다(1,800대)
4	독일(737대)	4	호주(1,200대)
5	우크라이나(734대)	5	영국(1,106대)
6	대한민국(700여대)	35	대한민국(202대)

[출처] Forecast International '08

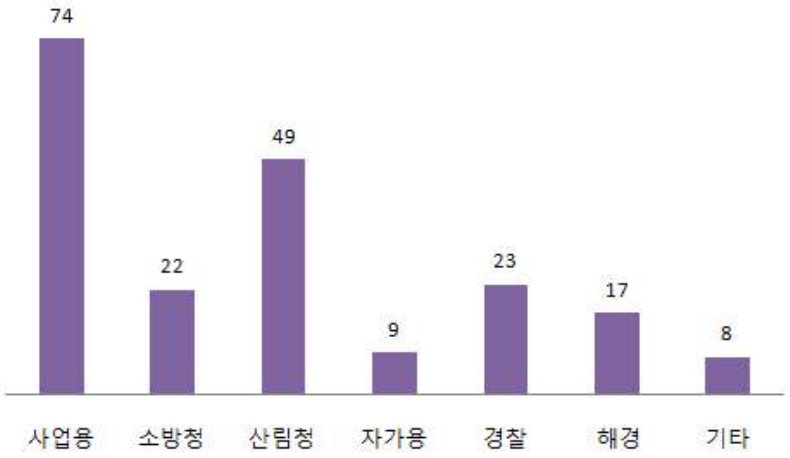
군용에 비해 상대적으로 민수 헬기 운용이 저조한 상태임. 또한, 선진국에 비해 국가운영 헬기의 비중이 높아 (국가6 : 민간4) 순수 민간 헬기운항 부문의 성장이

예상됨. 남북통일은 민수헬기 시장의 판도에 가장 큰 변수로 예상되고 있으며 2020년 700대 수준으로 예측. 2023년경, KUH 양산 및 수출과 KUH 기반 후속헬기의 수요 증가로 생산의 최고점으로 예상되고 있으나 2025년, KUH 사업의 생산량 감소로 헬기 수요가 급격히 감소할 것으로 예상됨. 통상 20년인 AS 기간을 고려할 때, 수출시장 개척과 민수헬기사업 확대로 사업의 지속적 유지가 필요하며, 이를 기반으로 차기 사업에 안정적 진입이 필요함

헬기 운항사업의 경우, 운항사의 영세성과 낮은 운임으로 신규 항공기 도입에 어려움이 있으며, 그 임무도 중량물 운반이나 산불진화 등에 국한되어 선진국과 비교할 때 낙후된 수준이며, 추후 VIP, EMS, Offshore 등 헬기운항시장 활성화시 신규 항공기 구매 또는 리스 수요가 증가할 것으로 예상됨. 국내 민간헬기는 총 202대이며, 이중 경찰청, 산림청, 소방본부 등 정부기관이 119대를 운용, 사업용 74대 및 기업 자가용 9대가 운용되고 있음

- ✓ 정부기관 : 경찰(해경)청: 치안/교통, 산림청: 산불진화/방제
  소방본부(탐색구조)
- ✓ 운항업체 : 인원 및 화물수송, 산불진화, 촬영, 레져 등
- ✓ 자가용 : 대기업 업무용, 방송국 항공촬영(KBS, MBC)

[단위: 대]

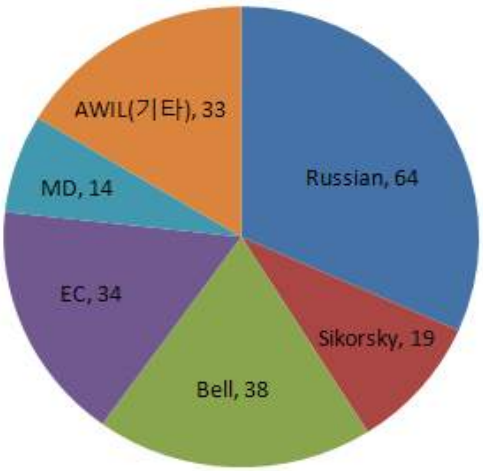


<그림 196> 국내 민간헬기 운용 현황

[출처] 국토해양부 항공안전관리시스템

13년간, 러시아 경협으로 관용헬기 60여대가 도입되었으나, '06년 2차 불곰 사업(경협 차관상환용) 후 신규도입 감소 추세

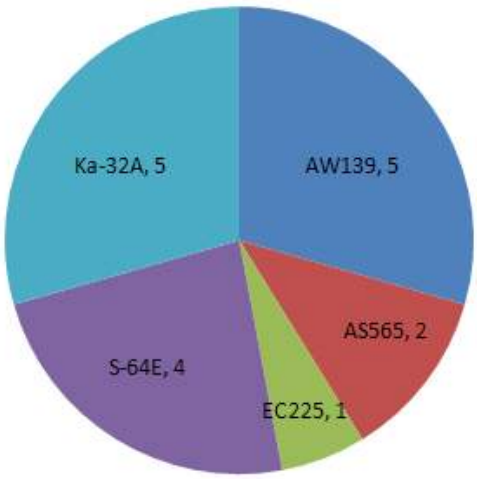
[단위: 대]



<그림 197> 국내 민간헬기 제작사별 현황

[출처] 국토해양부 항공안전관리시스템

2006년 이후 국가운영 헬기(쌍발기준) 조달구매 대수 17 대 中, 경협 차관상환 도입을 위한 계약분인 Ka-32A(5대)를 제외하면 AW139가 해경(4대), 소방청(1대)를 비롯하여 기업업무용 헬기(2대)로 가장 높은 성장세 보임



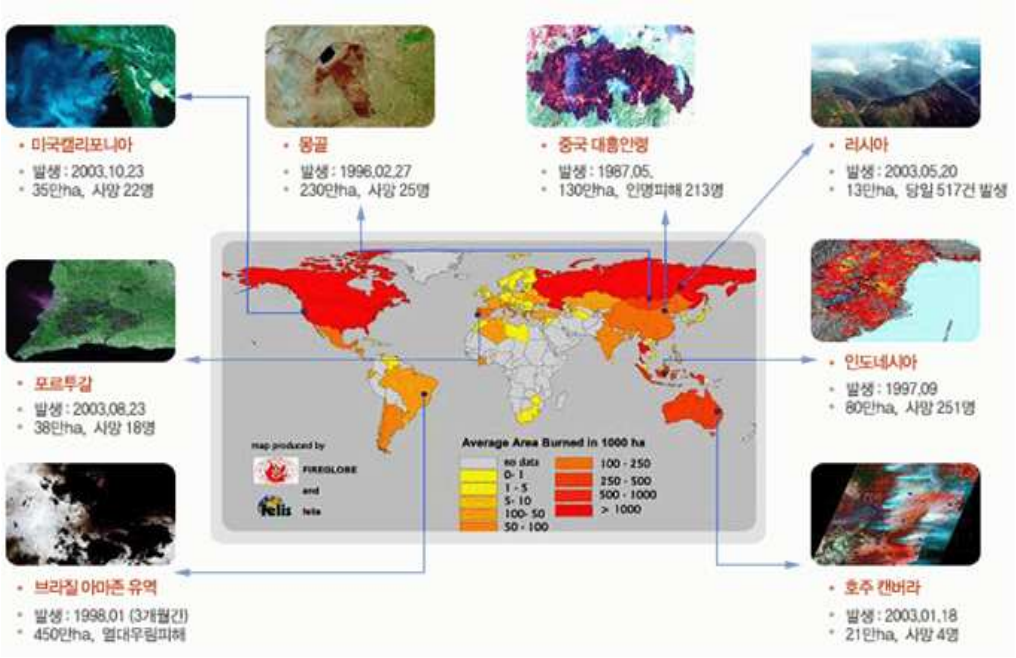
<그림 198> 조달청 국가 헬기 구매 현황 ('06년 ~ 현재)

[출처] 국토해양부 항공안전관리시스템

(나) 국외 민수헬기 수요

○ 지구 온난화로 재난의 대형화

대형산불, 자연재해 대형화로 산불진압 및 구조를 위한 대형헬기 수요 증가



<그림 199> 산림청 산불정보

(출처: 산림청 산불정보)

○ 중국 및 인도 등 신흥개발국의 헬기시장 급신장

중국시장은 전 세계 헬기 제작사의 관심시장으로 2006년 기준, 민수헬기는 130 여대에 불과하나, 2010년 2,000대, 2020년 까지 10,000대 까지 증가할 것으로 전망

인도시장의 경우 EMS, 중량물 운송, 화재진압 헬기의 부재로 향후 중대형기를 중심으로 시장이 비약적으로 성장할 것으로 예상

○ 자원개발을 위한 항공수요 증가

석유, 석탄 및 원자재 가격의 급등으로 자원개발을 위한 격오지 이동으로 수요 증가

- 자원개발관련 주요 헬기 운항업체인 CHC社는 캐나다에 본사를 두고 있으며, 220대의 헬기를 35개국에서 해양시추지원과 같은 자원개발 부문의 역량 높음

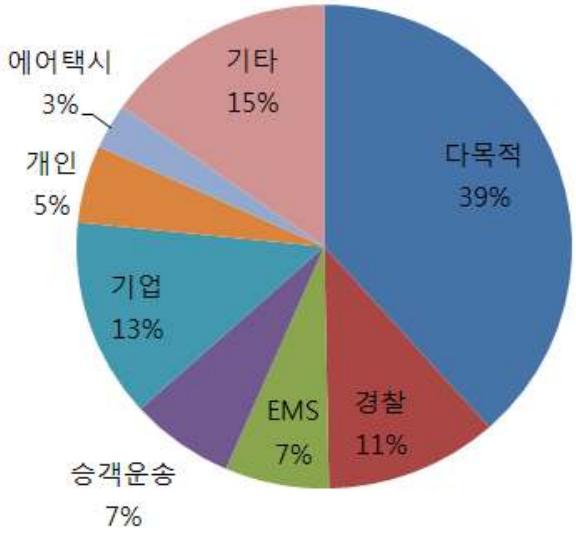
○ 운항제한구역 해제(Open Sky)

각 국의 Open Sky로 헬기 운항환경 개선과 정기항공사의 단거리 최상위 Class 폐지로 기업/개인의 헬기 수요 증가

- 고정익 시장도 Commercial Aircraft 시장은 정체되고 있으나, 기업/개인용 Private Jet 시장은 호황

○ 쌍발 터빈엔진 장착 중대형 헬기시장의 성장

헬기 제작사 Major 업체의 성장세는 뚜렷하며, 특히 고가의 계기비행 자동항법장치가 장착된 쌍발터빈 엔진 장착 헬기시장 성장



<그림 200> 민수헬기 주요 운항임무 분석(Global, '08년 기준)

[출처] F&S 세계 헬기시장 분석(2009)

(다) 국내 민수헬기 수요

○ 국내 헬기 운용 환경

지형적(산악지형 및 다도), 경제적인 여건에서 우리나라의 관용 및 사업용 헬기시장은 발전 가능한 조건을 갖추었다고 판단되나 안보 문제로 인한 주요 운항지역의 공역제한, 운항규정의 유연성 부족으로 성장에 제한

탄탄한 군수 헬기 기반으로 운영을 위한 인적 인프라 및 시설은 높은 수준

○ 공역/환경적 현황

- 비행가능 공역이 상대적으로 적음
- 산악지형으로 통신장애 제약
- 군사적인 비행금지구역 등의 제한이 있음

○ 항공기취급업·정비업 등록현황

- 군헬기 조종 및 정비 인력 풍부한 공급으로 높은 헬기 정비 인프라 보유
- 정비업(18) 급유업(12개), 하역업(7개), 지상조업(7개) 등

○ 국내외 헬기장 현황

- 국내 민간헬기장(헬리포트 포함) 총45개소 운영
  상대적으로 헬기 전용포트의 시설 및 지원시설이 취약
- 일본은 헬기 이착륙 건설에 대한 항공법상의 규제를 완화 ('90년 현재 동경 200개 헬리포트 운영중이며, 민수헬기 등록 대수는 1,100대 수준임)
- 미국 내 개인/구급용 헬리포트는 5,000여개 이상이며, 헬기 착륙이 가능한 야지 고려시 헬기 운영을 위한 최적 조건 갖춤
- 브라질의 경우, 상파울루에서는 '10년 현재, 420대의 민간헬기 운용되고 있으며 420개 헬리포트(브라질 전체의 75%)가 집중되어 도심내 헬기 운항 조건 완화로 인해 시장 성장(상파울로 도심 연 70,000회 이착륙)

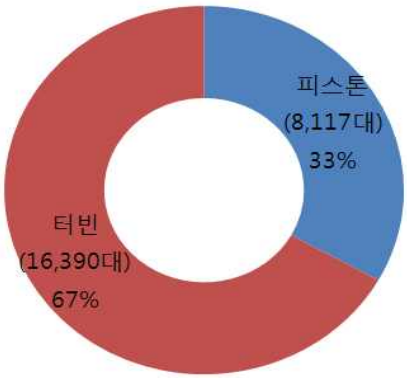
- 영국 런던 Battersea 헬리포트는 연 11,000회 이착륙

○ 산림/환경보호로 헬기 임무영역의 증가

- 지자체의 항공 산림방제 중요성 인식으로 구매/임차 수요 증가
- 증가하는 수요에도 불구하고 중형기 이상의 헬기대수의 부족
- 환경보호(산림훼손방지)를 위해 전력선 시공시 헬기운송 비중 상향 조정
- 자연재해의 대형화로 복구 예산 증가

(라) 국외 민수 헬기 시장전망 (Forecast International 2008)

'09년 末 현재, 세계적으로 24,507 민수헬기가 운용되고 있으며, 터빈엔진은 16,390대(66.8%), 피스톤엔진은 8,117대(33.1%)가 운용됨



<그림 201> 터빈엔진 Vs 피스톤엔진 장착 헬기 비교

[출처] F&S 세계 헬기시장 분석(2009)

세계 항공사는 총 16,800대의 민간항공기를 운영하고 있으며, 글로벌 기업의 성장과 단거리 노선의 최상위 클래스의 폐지로 기업업무용 및 개인 자가용 항공기가 총 31,000대 수준으로 성장함

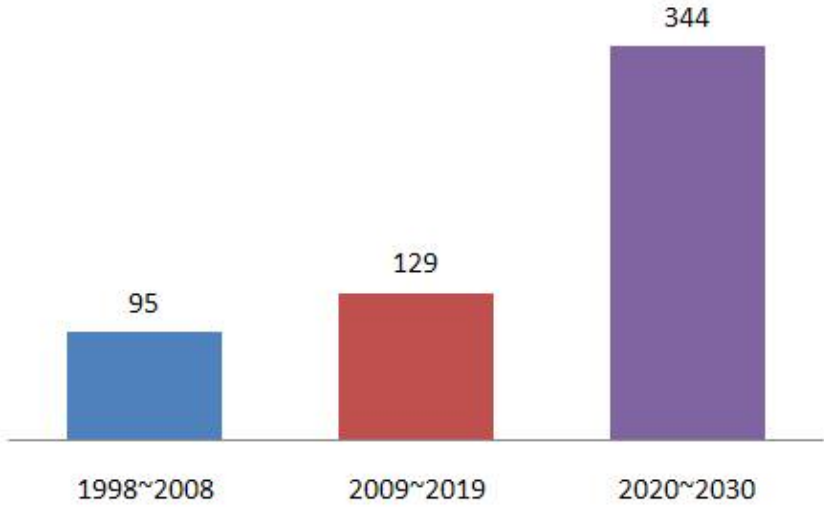
군용 항공기(고정익)는 27,200대, 헬기는 18,300 여대로 추산됨

(마) KUH 기반 민수헬기 시장 전망

○ Heavy Twin (16,000~25,000 lbs)

<표 112> Heavy Twin (16,000~25,000 lbs)

시장 현황 및 전망	(1998-2008)	(2009-2019)	(2020-2030)
대 수	95	129	344
매출액 (단위 : USD 1M)	1,425	1,800	4,810

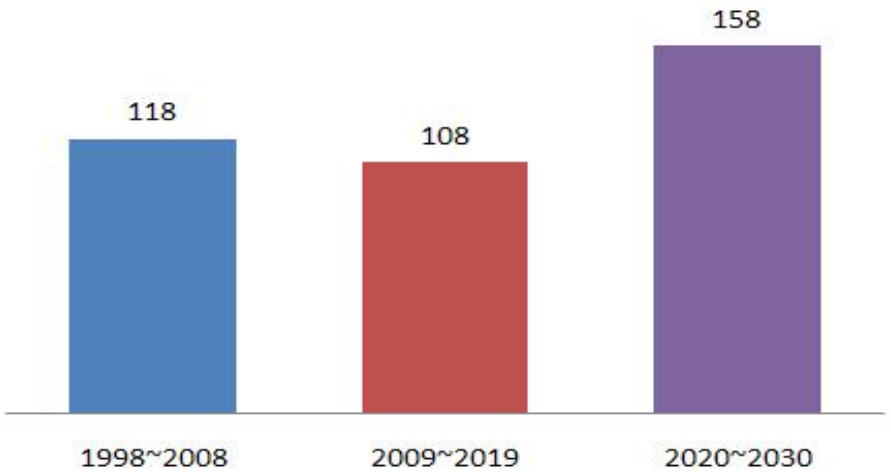


<그림 202> Heavy Twin (16,000~25,000 lbs) 시장현황 및 전망

○ Very Heavy Twin (25,000 lbs 이상)

<표 113> Very Heavy Twin (25,000 lbs 이상)

시장 현황 및 전망	(1998-2008)	(2009-2019)	(2020-2030)
대 수	118	108	158
매출액 (단위 : USD 1M)	1,802	1,614	2,364



<그림 203> Heavy Twin (25,000 lbs 이상) 시장현황 및 전망

○ 판매 전망 : 2017~2036년(20년간) 기준

<표 114> 연도별 판매 전망

구 분		'17~'21	'22~'31	'32~'36	소 계
낙관	내수	21	51	30	102
	수출	46	210	130	386
	소계	67	261	160	488
보수	내수	10	47	25	82
	수출	27	125	65	217
	소계	37	172	90	299
적용기준	평균 수량	52	216	125	393

○ 판매 전망 : 2017~2036년(20년간) 인도 기준

<표 115> 국내 잠재고객별 구매 대수 (추정)

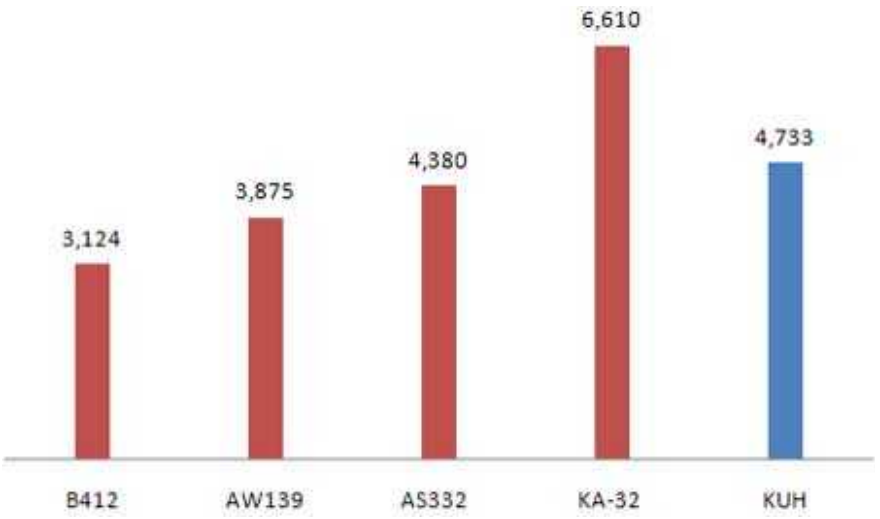
시장 현황 및 전망	기 령			판매전망	
	~10년	10~20년	20년 이상	보수적	낙관적
경찰청	4	10	9	17	21
해경청	11	6	0	12	15
산림청	24	22	0	35	43
소방청	15	7	3	17	21
소계	54	46	12	81	101

(바) KUH 경쟁헬기 기종별 성능 비교

<표 116> KUH 경쟁헬기 기종별 성능 비교

	B412	AW139	AS332	KA-32	민수 인증기 (추정)
등급 분류	Medium Light Twin	Medium Twin	Heavy Twin	Very Heavy Twin	Heavy Twin
자체 중량 (Empty W,kg)	3,124	3,875	4,380	6,610	4,733
최대이륙중량 (MTOW,kg)	5,398	6,400	8,600	12,700	8,709
최대속도 (Vne,kts)	140	167	150	140	144
항속시간 (Endurance,hr)	3.7	3.9	4.2	4.5	3.7
유효하중 (Useful Load,kg)	2,274	2,525	4,100	4,390	3,975

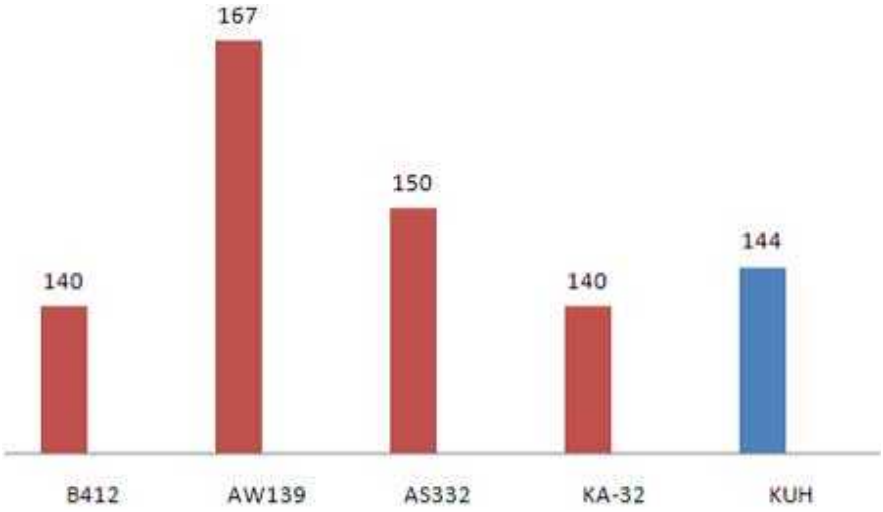
[출처] The Official Helicopter Blue Book(2007)



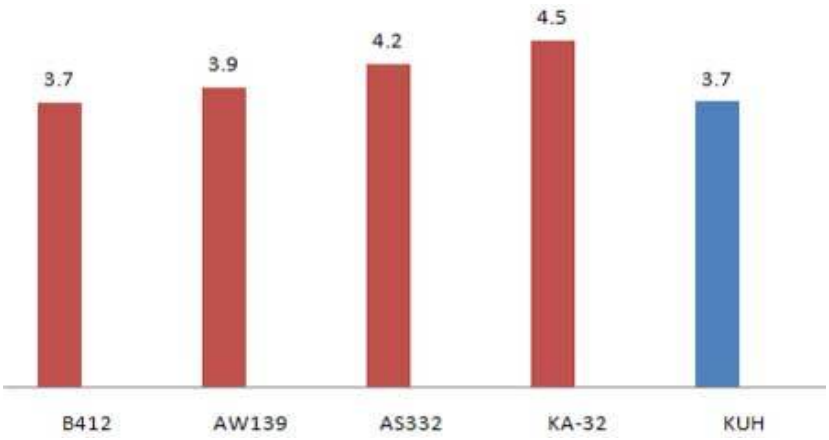
<그림 204> 자체 중량 (Kg)



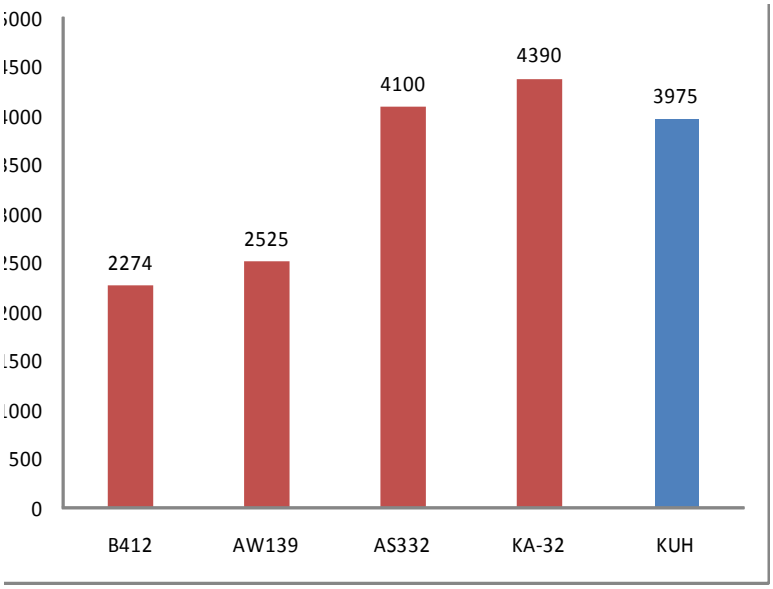
<그림 205> 최대이륙중량 (Kg)



<그림 206> 순항속도 (kts)



<그림 207> 항속시간 (Hr)



<그림 208> 유효하중 (kg)

○ 동급 Class EC 제작 민수헬기 규격/성능 분석

<표 117> 동급 Class EC 제작 민수헬기 규격/성능 분석

	(Super Puma)			EC225	민수 인증기 (추정)
	AS-332L	AS-332L-1	AS-332L-2		
엔진 (SHP)	Turbomeca 1,663x2	Turbomeca 1,819x2	Turbomeca 1,841x2	Turbomeca 2,411x2	1,855x2
외부규격 (LxWxH)	16.29x3.88 x4.92	16.29x2.07 x4.92	16.01x3.86 x4.97	16.8x3.86 x4.97	15x2x4.5
Blade	4	4	4	5	4
좌석 수 (High Density)	2+20 (2+24)	2+20 (2+24)	2+19 (2+25)	2+23	2+16 (2+19)
민수시판 대수	163	218	121	N/A	

다. 민수 헬기 요구도 정의

경쟁 기종 분석 결과와 시장성 분석 결과를 토대로 다음과 같은 개발 요구도를 정의한다.

○ 성능분석 : 중/대형 헬기 시장 요구성능 대비 예상성능

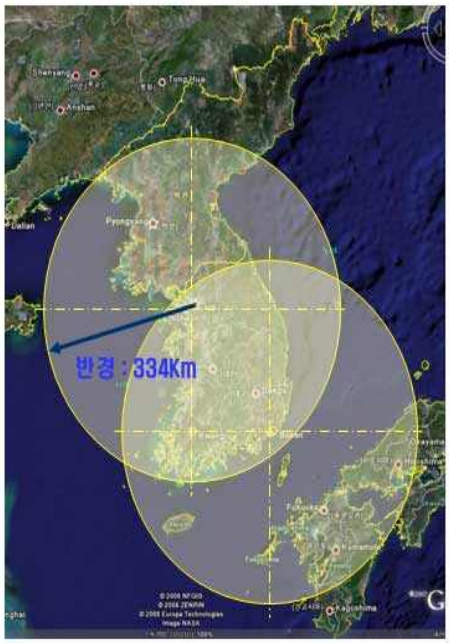
<표 118> 중/대형 헬기 시장 요구성능 대비 예상성능

항 목		시장요구성능	민수 인증기
최대 총 중량	lb	-	19,200
연료 중량	lb	-	3,300
엔진 출력(TOP)	kw	-	1,325
최대 순항속도 SL, MCP	kts	145	144.4
최대 공중정지고도 IRP	ft	6,200	6,188
최대 상승률 MCP	fpm	1,600	1,616
최대 실용상승한도 MCP, 100fpm	ft	13,600	14,170
최대 항속거리 @ VLRC	nm	11 (1)	370 (11.2) (1)
최대 항속시간@ Vy	hr	1.1 (2)	3.7 (1.12) (2)

* 중대형 쌍발급 @MGW, ISA 조건
* VLRC : 최대 항속거리 속도
* Vy : 최대 상승률 속도 (최소 요구마력 속도)
  (1) 최대비항속거리 : (최대항속거리/연료량) X 102
  (2) 최대비항속시간 : (최대항속시간/연료량) X 103

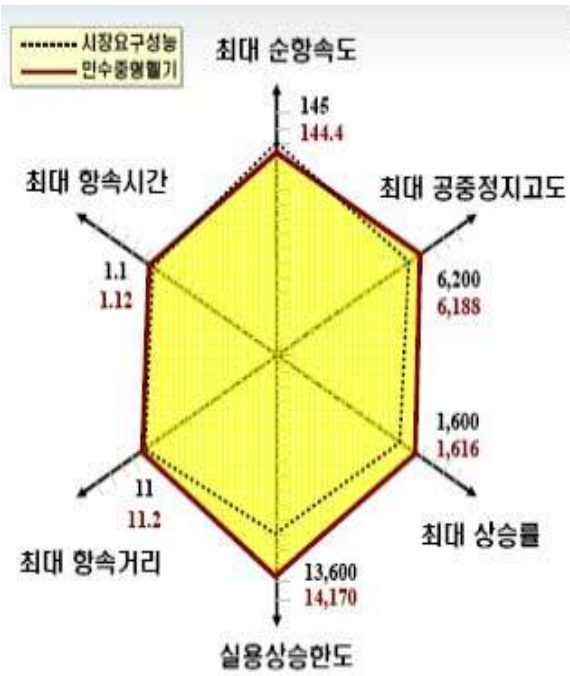
항 목			성능
최대 순항속도	SL, MCP	kts	144.4
최대 항속거리속도	SL, MCP	kts	130
최대 공중정지고도	IRP	ft	6,188
최대 상승률	MCP	fpm	1,616
최대 수직상승률	IRP	fpm	1,171
최대 실용상승한도	MCP,100fpm	ft	14,170
최대 항속거리	@VLRC	nm	360
최대 항속시간	@Vy	hr	3.7

엔진 (ISA,SL)	MRP	shp	1,855 x 2
XMSN	TOP	shp	3,028
	MCP	shp	2,662



항속거리 : 약 667 Km
(연료 재보급 없이 남한 전지역 왕복 가능))

<그림 209> 민수헬기 요구도(1/2)



중대형 쌍발급 @MGW, ISA 조건

항 목		시장요구성능	민수헬기
최대 총 중량	lb	-	19,200
연료 중량	lb	-	3,300
엔진 출력(IRP)	kw	-	1,325
최대 순항속도 SL, MCP	kts	145	144.4
최대 공중정지고도 IRP	ft	6,200	6,188
최대 상승률 MCP	fpm	1,600	1,616
최대 실용상승한도 MCP,100fpm	ft	13,600	14,170
최대 항속거리 @VLRC	nm	(10~12) (1)	370 (11.2) (1)
최대 항속시간 @Vy	hr	(1.0~1.2) (2)	3.7 (1.12) (2)

(1) 최대비항속거리 : (최대항속거리/연료량) X 10^2
(2) 최대비항속시간 : (최대항속시간/연료량) X 10^3

<그림 210> 민수헬기 요구도(2/2)

○ 중량분석 (여객 운송용 기준)

<표 119> 중량분석 (여객 운송용 기준)

항 목	항 목	중량 (kg)	중량 (lb)	Remark
기본중량	표준형상	4,720.6	10,407.0	
	비사용 연료	12.9	28.5	
	소 계	4,733.5	10,435.5	
유상하중	가용 연료	1,496.9	3,300.0	
	Pilot (2명)	154.2	340.0	170 lbs/1인
	승객 (16명)	1,378.9	3,040.0	190 lbs/1인 (개인 수화물 포함)
	추가하중	945.6	2,084.5	
	소 계	3,975.6	8,764.5	
최대 총중량		8,709.1	19,200.0	

○ KUH 민수전환시 주요 인증필요 분야

KUH 개발시 미적용 FAR Part 만족 필요

- Part 33 (엔진)
- Part 34 (연료 누유 및 배기가스 규정)
- Part 36 (소음 규정)

FAR 29 CATEGORY A 급 기준 비행시험 수행 및 풍동시험

- FAR Part 29.55, 59, 60, 61, 62, 67, 77,85

구성품 환경시험 및 소프트웨어 시험

- FAR Part 29.1307, 1309
- 구성품 환경시험(KUH : MIL-STD-810F, 민수헬기 : DO-160)
- S/W(KUH : 사업단 별도 지침, 민수헬기 : DO-178)

Float Landing Conditions

- FAR Part 29.521, 563, 751, 753, 755, 801, 1415

구조 피로평가 시험

- FAR Part 29.571)

결빙

- FAR Part 29.773, 1419, Appendix C

비상탈출

- FAR Part 29.803, 805, 809, Appendix D

- KUH 전기체 목업 활용 Demo 수행

비상조명

- FAR Part 29.812

엔진 인증

- FAR Part 29. 903

Fuel System Crash Resistance

- FAR Part 29.952
- 연료탱크 관련 구조물 내추락성 시험

조종실 음성기록장치

- FAR Part 29.1457

영문판 기술교범 작성

- FAR Part 29.1581, 1583, 1585, 1587, 1589

○ KUH 용도별 형상 특수 장비 구성

고객별 다양한 임무에 부응하기 위한 추가 Kit 개발을 통해 광범위한 용도로 임무 확대 가능하도록 형상 배치 설계

<표 120> 용도별 형상 특수 장비 구성

용도		KUH 활용 (일부 개조 포함)				KIT 개발					
		기본	FLIR	구조용 Hoist	인양 고리	승객석	에어컨	부양 장비	의료 장비	탐색등	소방 장비
여객 운송		●	○		○	●	○				
탐색 및 구조		●	●	●	○	●	○	●		●	
공무	경찰	●	●	○	○	●	○	○		●	
	법무	●	●			●		○		○	
	항공정찰	●	●	●		●					
응급의료		●	○			●	●		●		
해상	여객운송	●	○			●		●			
	응급후송	●	○	○		●	●	●	●		
	화물운송	●	○		●	○		●			
VIP		●	●			●	●				
교육		●	○			●					
화재진화		●	○		●	●	○				●
다목적	화물운송	●	○		●	○	○				
	선로점검	●	●			○				●	
	교통관제	●	○			○				○	
	언론보도	●	○			○					

※ ● : 필수품목 ○ : 선택품목

좌석 배치

좌석 공간 및 배열 관련 인체 치수는 US Army Population(1988) HFDS & DOD-HDBK-743A의 수치 적용

✓ 일반 여객 운송용

KUH 동체 길이 변경 없이 조종사 2명, 승객 19명을 포함한 총 21명 탑승 가능 (Pitch 27인치 적용시)



<그림 211> 일반 여객 승객실 Lay-out(예시)

※ 최대 19명의 승객 탑승 가능토록 탑승석 Layout 재구성

✓ VIP 운송용

KUH 동체 길이 변경 없이 조종사 2명, VIP 승객 9명을 포함한 총 11명 탑승 가능



<그림 212> VIP 승객실 Lay-out(예시)

✓ 응급의료 수송용

- 최대 2명의 응급환자를 이송할 수 있도록 litter kit을 배치하고 의료 응급요원 및 관련 의료장비를 설치
- 의무후송전용헬기의 경우 응급환자 6명까지 후송 가능한 Litter Kit 탑재 개발



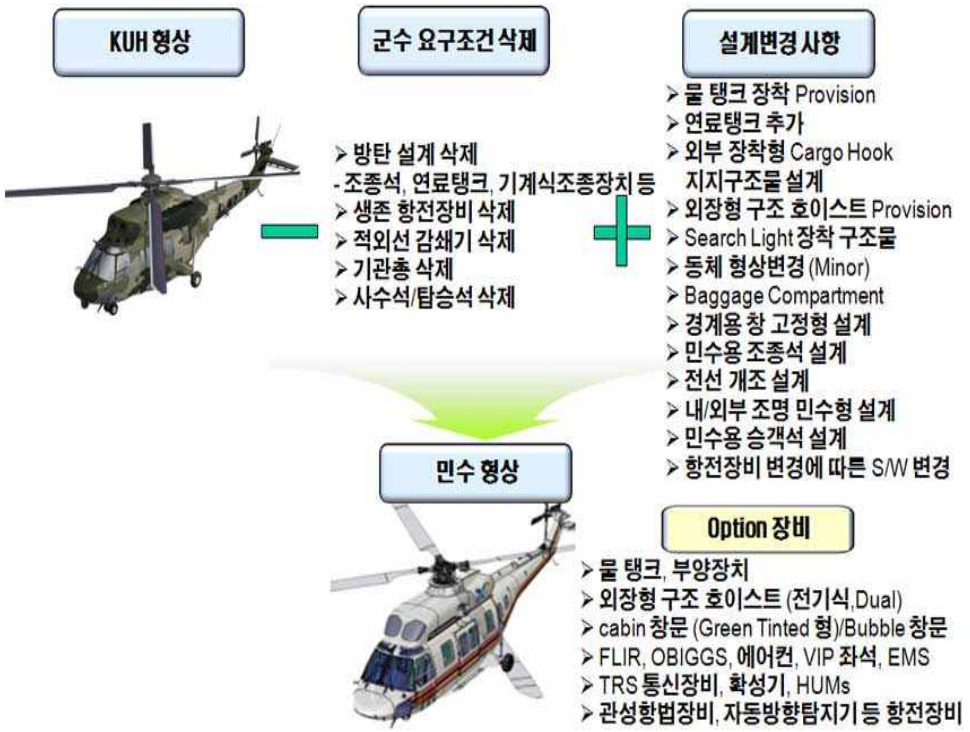
<그림 213> EMS 승객실 Lay-out(예시)

파생형 민수 인증기 형상

KUH 주요 동적 구성품 및 활용가능 구성품 공유 범위를 최대 적용

주요 변경사항은 기체구조 개조, 민수용 좌석의 채택, 냉방장치 개발, 연료탱크 용량 증대, 군수 전용 항전장비의 상용 교체 및 군용 임무장비/내탄 등의 군용 요구도 제거로 기본 중량의 경량화

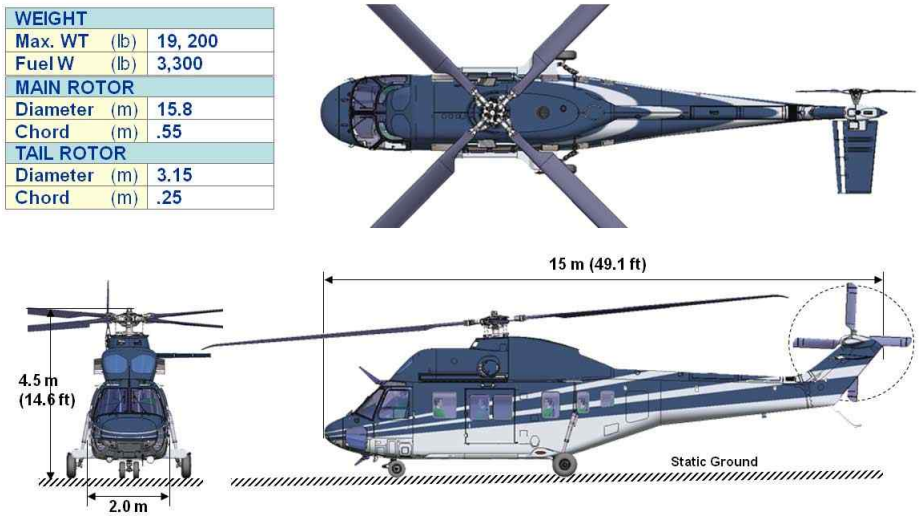
KUH 주요 개량사항



<그림 214> KUH 주요 개량사항

주요 제원(예시)

민수 중/대형 헬기에 대한 시장 요구성능 분석결과에 기초하여 제원 정립 추진



<그림 215> 민수 인증기 주요제원(안)

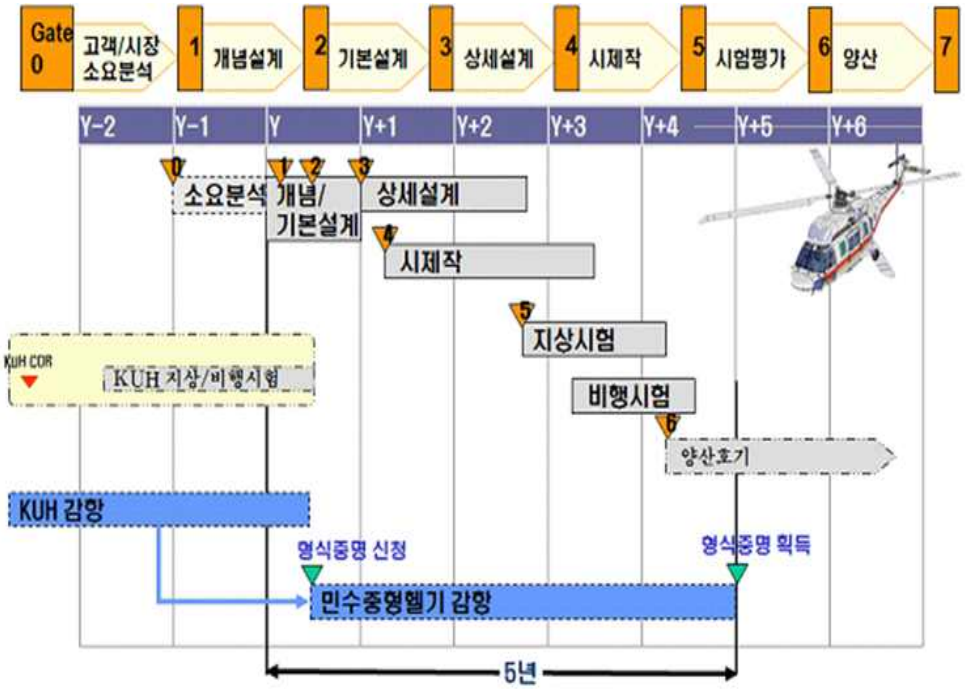
<표 121> 민수 인증기 주요제원(안)

중 량		비 고
Max. WT (lb)	19,200	
Fuel W (lb)	3,300	연료탱크 개조
MAIN ROTOR		
Diameter (m)	15.8	KUH 구성품 활용
Chord (m)	.55	KUH 구성품 활용
TAIL ROTOR		
Diameter (m)	3.15	KUH 구성품 활용
Chord (m)	.25	KUH 구성품 활용

라. 체계 개발 일정

체계개발 일정은 KUH 인증 일정을 감안, 각 요소별 개발 위험을 최소화 시키고 국내 가용자원을 고려하여 다음과 같이 추진함

개발기간은 5년 (형식인증 획득 고려 포함)



<그림 216> 민수 인증기 개발 일정

마. 개발 비용

전제사항

- 2016년 인증획득 초도기 계약
- 보수적 299대, 낙관적 488대로 판매 전망



<그림 217> 민수 인증기 연도별 판매 전망

(1) 총 소요연구비

개발비 산정 기준

- 적용 환율 : 1$=1,000원 고정 (EUR/$: 1.4, GBP/$: 1.6 적용)
- 기준 원가 (KUH 양산원가 비용분석 기준, '09년)

<표 122> 총 개발비 요약

[단위: 억원]

구 분	금 액	비 고
총개발비	2,700	• 주요 Factor - **시제작 4대 : 시제 제작 3대, 구조시험용 1대**
개발원가	1,364	
시제작	363	
설계 (MM)	856 (6,971)	- **시험평가 직접비(풍동시험 모델제작 등) 91억 소요**
시험평가	145 (428)	- **KUH 민수전환시 인증 소요비용**
인증비용	1,336	

※ 정부(인증센터) 과제수행비용 미포함

(2) KUH 민수 전환시 인증소요 비용

<표 123> 인증비용 상세

[단위: 백만원]

주요 인증항목	1차 년도	2차 년도	3차 년도	4차 년도	5차 년도	합 계	비 고
CATEGORY A급 기준 비행시험 수행			2,500	3,000	2,575	8,075	비행시간 2,000시간 고려
비상부주 시험	150	400	550	1,100	550	2,750	해외업체 제안서 비용

주요 인증항목	1차 년도	2차 년도	3차 년도	4차 년도	5차 년도	합 계	비 고
구조 피로평가 시험			2,080	3,700	3,620	9,400	정적/피로시험 및 DAS 센서장비(3 SET)
결빙			10,000	20,000	10,000	40,000	결빙풍동시험 및 결빙 비행시험 포함
비상탈출 DEMO				20		20	KUH 전기체 목업 활용하여 DEMO 수행
비상조명			30	50		80	비상조명 4 SET
엔진 인증	3,000	6,000	12,000	9,000		30,000	GE 제안서 비용
연료계통 Crash 비용		1,000	1,000			2,000	연료탱크 관련 주위 구조물 내추락성 시험
구성품 환경시험 및 소프트웨어 시험	4,621	11,911	12,541	4,391	2,191	35,655	SIL 개조 및 DO-178 기준 소프트웨어 인증. 구성품 환경시험 DO-160 기준 적용.
조종실 음성기록장 치	40	80				120	음성기록장치 및 비행데이타 기록장치 분리
영문판 비행교범 작성	550	1,100	1,650	1,375	825	5,500	
소 계	**8,361**	**20,491**	**42,351**	**42,636**	**19,761**	**133,600**	

바. 핵심과제 선정평가

<표 124> 핵심과제 선정평가

구 분 (배점)	평가항목	평 가 요 소	배점	비고
제안개요 (10)	제안개요	- 과제목표, 중요성, 사업수행단계 등의 이해도 - 제안범위의 정확성과 합리성 - 사업수행전략의 구체성 및 적절성	10	
제안업체 현황 (20)	일반현황	- 제안기관의 일반현황 및 주요 연혁 - 조직 및 인원, 주요사업 내용	5	
	경영현황	- 자기자본비율, 유동자산비율	5	
	유사사업 수행실적	- 항공기 체계 개발 수행실적 및 금액	10	
사업수행 능력 (30)	수행조직	- 수행조직의 적정성 - 수행조직별 업무 및 지원내용	10	
	인력 구성	- 투입 인원 규모 및 인적구성의 적정성 - 투입인력의 전문성(관련인력 경력, 유사분야 사업 참여 실적 등)	10	
	사업 성공 의지	- 사업 책임자의 전문성 - 항공기 양산 의지 - 위험 분담(Risk Sharing) 의지 - 사업 일정의 적절성 - 항공기 마케팅 계획	10	
연구내용 및 추진 전략 (40)	연구내용 구성	- 시장 분석의 적절성 - 연도별 실행 계획 구성의 적절성 - 세부연구내용 구성의 적절성 - 신기술 적용 계획 - 항공기 개발 목표의 적절한 표현 - 사업 위험도 경감계획 표현 - 세부 사업 일정의 표현 - 항공기 인증계획의 적절성	20	
	연구추진 전략	- 요구 기술에 대한 적절한 이해 - 부족 기술에 대한 정확한 인식 - 부족 기술 확보 방안 - 국내 산/학/연 협력 방안의 적절성 - 해외 협력 방안의 적절성	10	
	인증 인프라	- 항공기 인증 유관조직 구성의 적절성 - 항공기 인증관련 참여 실적 - 인증 체계 구성 계획 - 협력업체 인증 체계 구성 계획	10	

사. 핵심과제 제안요구서 (RFP)

핵심과제명	제1-1과제 (1안) : Part29 급 민수헬기 인증인프라 구축 (KUH 민수전환 개발)
1. 연구 목표	
	○ 대형헬기 개발 과정 중 필수적으로 요구되는 운용한계 설정, 기본설계 및 상세 설계 검증, 구조, 계통, 객실, 추진장치 , 성능 등 관련 인증평가기준을 개발하고 시험평가까지 일련의 항공기개발 및 인증과정을 통해 민간헬기 개발시 필요한 인프라 구축을 목표로 하고 나아가 미국 FAA로부터 대형헬기(Part29급)의 형식증명 취득을 목표로 한다.
2. 연구 필요성	
	○ 헬기 개발의 경제성 향상을 위하여 민군헬기 전환개발 추진 필요. ○ 헬기시장 요구조건과 기술개발 추세에 따른 인증체계 변화에 적응 필요. ○ 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.
3. 연구 내용	
	○ Part29급 민수헬기 개발관련 국내외 기술 동향 및 수준 등을 분석하고 기술적, 경제적 타당성을 검토하여 항공기 수출의 제도적 기틀을 만드는 헬기 인증 인프라를 구축하고 Part29급 민수헬기의 BASA IPA 확대추진을 위한 시범인증 기회를 제공할 수 있는 인증 후보기로 현재 개발중인 한국형기동헬기(KUH)를 기반으로한 파생형 민수 헬기를 활용한다. 민수헬기 시범인증 사업을 통해 현재 부품수준의 한미 상호항공안전협정(BASA)에서 Part29급 민수헬기로 IPA를 확대함으로써, 헬기 인증인프라를 구축 및 민수헬기 수출의 기술적·제도적 발판을 구축하는데 목적이 있다. **○ 연구 개발 대상 항공기 및 사업 범위** 민간항공기 개발 과정 중 필수적으로 요구되는 운용한계 설정, 기본설계 및 상세 설계 검증, 구조, 계통, 객실, 추진장치, 성능 등 관련 인증평가기준 개발

	○ 항공기개발 및 인증과정을 통해 민간헬기 개발시 필요한 인프라 구축○ 미국 FAA로부터 대형헬기(Part29급)의 형식증명 취득 ▪ 설 확보 필요시 선정기준 평가(장비활용도, 구축비용) ○ 세부 연구 내용 (1) 인증인프라 구축 (가) 인증 인프라 확보 ▪ 입증방법별 인증 시험평가 항목 분류 ▪ 인증시 필요한 시험시설 현황 조사(국내 보유 기관 및 현황) ▪ 기존 장비활용 및 신규확보 필요 시설, 해외설비 대여 및 해외용역 분류 (나) 인증기술 개발 ▪ 해석기술, 시험평가 기술, 시뮬레이션, 생산기술 등 기술체계 분류 ▪ 기술체계 분류별 국내 기술수준 분석 및 국내 미확보기술 확보방안 (2) 인증기 시범사업 (가) BASA 기반구축 및 협정체결 ▪ BASA IPA 확대를 위한 기반구축 ▪ Part29 급 헬기의 BASA IPA 체결 (나) 시범사업 인증업무 수행 ▪ 시범헬기 인증계획 수립 ▪ 시범사업 대상 헬기에 대한 형식증명 업무수행 ▪ 제작증명 및 제작증명 관리를 위한 기술검증업무 수행 ○ 보고서 제출 - 중간보고서 : 협약일로부터 매년 중간보고서 제출 - 최종보고서 : 협약 종료 시점
4. 연구 추진 방법	
	○ 추진전략 -민수헬기 인증인프라 구축관련 과제와 진행일정을 효율적으로 연계하여 국내 항공기 인증 획득과 BASA 체결을 위한 항공기 제조사 인증 체계를 구축하고 미국 형식증명 획득의 발판을 마

	련
	-시장조사 및 마케팅 분석을 통하여 목표성능을 구체화 하고 항공기 제작원가 절감 방안 연구 등을 통하여 연구 종료 후 시장 진입이 용이 하도록 추진 **ㅇ 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 연구 교류의 활성화 추진 -해외연구기관을 활용한 해외기술조사, 기술연수 및 기술도입, 공동 연구 등을 추진 **ㅇ 사업수행자격** -항공기 체계 개발 경험을 보유한 항공기 제조사로 형식 증명, 생산증명 및 계속 감항성 증명 체계구축에 적합하여야 함.
5. 사업기간 및 소요예산	
	○ 총 사업기간 : 협약일로부터 약 5년(형식증명 획득 기준) ○ 총 사업예산 : 133,600 백만원(인증비용) (단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제1	84	205	423	426	198	1336
	0	0	0	0	0	0
	84	205	423	426	198	1336
총계	84	205	423	426	198	1336
	0	0	0	0	0	0
	84	205	423	426	198	1336

6. 기타	
	○ 연구목표 달성을 위해 필요하다고 판단되는 경우 세부연구내용을 일부 가감할 수 있음 ○ 계상비목 및 비목별 계상기준은 운영규정에 의거하여 필요하다고 인정되는 경우 조정 가능함

2. KAH 민수전환 개발을 통한 인증인프라 구축과제

가. 과제 개요

(1) 핵심과제 정의 및 비전

(가) 핵심과제의 정의

□ 미국과의 BASA IP 체결을 위한 FAR-29급 민수헬기 시범인증 사업 □ 국방부와 지경부에서 공동추진중인 KAH기반 민수형헬기 개발사업과 연계하여 헬기인증 인프라구축 및 형식증명/제작증명/인증 등의 인증취득

본 핵심 과제는 미국과의 BASA 체결을 목적으로 국방부와 지경부에서 공동추진중인 KAH기반 민수형헬기 개발사업과 연계하여 형식증명/제작증명/인증 등의 헬기인증을 취득함으로써 헬기인증 인프라 구축 및 민수헬기 수출의 기술적·제도적 발판을 구축하는데 목적이 있다.

본 기획 연구에서는 FAR-29급 민수헬기 개발관련 국내외 기술 동향 및 수준 등 현 여건을 분석하고 기술적, 경제적 타당성을 검토하여 항공기 수출의 제도적 기틀을 만드는 헬기인증 인프라를 구축하고 FAR-29급 민수헬기의 BASA 체계추진을 위한 시범인증(Shadow Certification) 기회를 제공할 수 있는 인증 후보기로서 국방부가 추진하는 KAH 한국형 공격헬기를 기반으로 지경부에서 파생형으로 개발하는 민수용 헬기를 이용하는 안을 제시하였다. 이 방안은, 최근 지경부에서 수행한 “민수헬기 기획연구” 결과, 민군겸용 헬기개발에 따른 개발비용절감 및 개발기간 단축에 유리하고, 중량이 8,000~12,000 lb인 동급의 쌍발터보 헬기의 시장전망이 유력한 것으로 분석되어 인증대상 시범헬기로 KAH 파생형 민수헬기를 선정하였다.

단, 인증대상 헬기개발 업무는 지경부과제로서 본 핵심과제에는 포함되지 않으며, 또한 인증기술 인력양성 및 인증법규/체계 구축 업무 등 공공기관 소관업무도 포함되지 않는다.

(나) 핵심과제의 비전

- ○ 한미 상호항공안전협정(BASA)을 부품 수준에서 FAR-29급 민수헬기 완제기에 대한 안전인증체계 수준으로 확대 체결함으로써 민수헬기 개발 분야에서 국가 안전인증 능력과 관련 인프라를 구축
- ○ 동북아 허브국가 및 G-10 수준의 선진국 진입을 앞당기기 위하여 인적/물적 자원의 효율적 이동을 가능하게 하는 차세대 민수헬기를 개발함으로써 국가 교통인프라의 한 축을 구축하여 국가 경쟁력을 제고
- ○ 시장 경쟁력 있는 민수헬기 개발을 통해 상용화함으로 국가 미래 성장 동력화를 촉진하고 응급구조, 소방, 경찰 등 공공용 헬기에 대한 수입 대체 효과

및 에어택시 개념의 국내 시장을 창출

○ 민수헬기 운용 및 정비 사업 등의 신규 시장을 창출하는 간접적인 효과를 실현

국가 민수헬기 인증체계 구축

⇩

민수헬기 BASA 체결을 통한 수출기반 구축

⇩

헬기산업의 신성장 동력화

⇩

항공기술의 국제경쟁력 확보

⇩

항공 선진국 진입

<그림 218> FAR29급 민수헬기 인증인프라 구축 비전

(2) 연구배경 및 필요성

(가) 사회 및 문화적 관점

본 기획 연구에서 제 1~5 핵심 과제로 제시된 헬기인증 인프라구축 과제들은 인증부여 체계구축 및 인증 전문인력 육성 등 공공기관 수행업무 관련 과제이며, 본 제 6핵심과제는 헬기개발 수행기업의 인증 인프라구축 및 시범기 인증취득업무 관련 과제이다. 국내에서 개발된 민수헬기를 외국에 수출하기 위해서는 미국과의 BASA 체결이 없으면 원천적으로 불가능하다. 따라서 본 핵심 과제의 수행을 통하여 국내 헬기개발 기업의 BASA 체계 구축활동을 지원하고 항공기의 설계·제작 단계부터 운용에까지 이르는 항공 서비스의 전 단계에 걸쳐 항공 안전의 질적 수준을 선진국 수준으로 혁신할 수 있다.

❖ 항공안전을 선진국 수준으로 혁신

또한 국가 경제 수준과 규모를 고려하여 항공 산업 세계 10위권 육성을 목표로 하기 위해서 항공 교통 산업의 국부창출을 통해 미래 성장산업을 전략적으로 육성해야 하며, 응급구조, 소방, 경찰 등 공공임무 수행의 효율성 제고로 국민의 안전성 및 이동성을 향상시켜 국민편의 제공과 삶의 질을 향상시키고 더 나아가 국가적 대외 신인도 및 경쟁력 강화를 통해 국가 위상을 제고해야 할 필요가 있다.

❖ 항공 교통 산업의 미래 성장 산업화로 국가 위상 제고

(나) 경제적 및 산업적 관점

현재 국내 항공 산업의 세계 시장에 대한 점유율은 약 0.5%에 달하는 실정으로 아직 규모의 경제를 실현하지 못하고 있다. 따라서 국내 개발 헬기의 인증기반을 구축함과 아울러 민수헬기를 개발함으로써 규모의 경제를 실현하는 발판을 마련하

고 미래 성장산업으로서 항공 산업을 육성하는 전략의 수립이 요구된다. 또한 군용 항공기 위주의 개발과 제한된 민항기 해외수주 물량으로 수요의 성장 한계에 달했으며 군수/민수 사업의 발전 균형을 위해 민수헬기 개발 사업이 필수적이다. 국내 항공관련 기술도입생산 또는 부품하청생산 수준의 국내 항공 산업이 독자모델의 민수헬기 개발·수출 수준으로 발전할 수 있는 인프라 구축이 시급한 상황이므로 민수헬기 개발을 위한 고급 연구인력 및 기술 연구체계 인프라 구축이 요구되는 실정이다. 때 마침 국방부와 지경부가 공동으로 추진하는 KAH 군용헬기를 기반으로 한 민수용 헬기 개발사업을 활용하면 기존시설, 장비, 인력, 부품을 활용하여 개발/생산/운용 및 유지비용을 절감 (범위의 경제 및 규모의 경제 극대화 추구)할 수 있고, 헬기사업은 대표적 민군겸용기술 적용 산업으로서 인프라 공유를 통한 중복투자 방지로 경제적 효과를 극대화 할 수 있다.

❖ 민군겸용 헬기개발 인프라 구축으로 경제적 효과 극대화

(다) 기술적 관점

실제 고객에게 인도되고 사용되어짐으로써 실질적인 제품으로 기능하는 민수헬기를 제작하여 보지 못한 우리나라 항공 산업의 현 수준을 감안할 때, 민수헬기를 독자적으로 개발하고 그 안전성을 검증하는 경험을 하지 못하고서는, 국제적인 수준에서의 항공인증 기술을 확보하고 자주적으로 인증업무를 수행하고 있다고 말할 수 없다. 다시 말해, 독자적인 민수헬기 인증체제 및 인증능력 확보를 위해 우리나라가 독자적으로 시범헬기를 개발하고 이에 대한 각종 안전성시험을 수행하여 인증을 취득한 헬기를 개발하여야 결과적으로 항공교통선진국 10위권 수준의 기술력 확보를 인정받을 수 있는 것이다. 따라서 국제적 규범이 요구하는 민수헬기의 각종 안전성 요구사항을 설계에 반영하고 통합하는 기술과 이를 지상 시험 및 비행 시험을 통하여 검증하고 그 결과를 설계에 재 반영하는 기술을 확보하고, 고객에게 인도 후 운용·유지과정에서 발생하는 각종 안전성 관련 문제들을 체계적으로 수집하고 피드백하는 등 고객 후속 지원에 관련된 기술 및 경험을 확보하는 것이 필요하다.

❖ 개발 및 인증 수행 경험 획득으로 인증 체제 및 능력의 자립화

(3) 국내외 기술개발 동향

(가) 선진국 기술개발 동향

○ 군용헬기의 민수용 헬기 개조 개발

- UH-1 : 미국의 Bell社는 1961년 UH-1B로 미 육군에 초도 납품, 1963년 민수용 B204B로 개량되어 형식인증 획득, 기체구조, 변속기, 엔진 등 군용의 주요항목들을 민수용에 공용화.
- OH-58 : Bell社에서 개발한 미육군 정찰헬기를 민수용 B206 JetRanger로 개조개발하여 개발기간 단축과 비용절감 실현.

○ 민수용 헬기 기술동향

- 친환경 항공기 개발기술: 사회적 요구에 따라 저소음, 저공해 항공기의 실현

을 목표로 엔진 배출가스 제어기술, 로터 및 엔진의소음제어기술 집중 연구개발

- 고속성능, 안락성 향상기술: AWIL사의 Tilt Rotor, Sikorsky사의 X-Rotor 등 고속비행 기술개발과 진동저감 및 IT융합기술 등 안락성 향상기술 개발
- 경제성 향상기술: 공력형상 최적화, 구조 경량화 및 엔진효율 향상을 통한 획득비/운용유지비 등 비용 대 효과 극대화 기술 개발

(나) 국내 기술개발 동향

○ 군용헬기의 민수용 개조개발 실적은 아직 없으나 현재 개발 중인 KUH 기동헬기 및 개발착수 예정인 KAH 공격헬기를 기반으로 한 민수용 파생 헬기 개발 추진 중.

(4) SWOT 분석

(가) 기회/위협 요인

FAR29급 민수헬기를 개발하는데 다음과 같은 기회요인이 존재한다.

첫째, 시범기 인증을 통해 BASA 체결에 성공함으로써 차후 국내에서 개발한 민수헬기 수출 기회의 발판이 마련되며 국제 위상이 높여진다.

둘째, 전 세계 신규 헬기사업이 적어 해외 기술협력선 다변화를 통한 국내 기술내실화 기회로 활용할 수 있다.

셋째, 군용헬기기 파생형 민수헬기 개발을 통한 개발비용 절감으로 경제적인 민수헬기 개발 인프라구축이 가능하다.

FAR29급 민수헬기를 개발하는데 다음과 같은 위협요인이 존재한다.

첫째, 민수헬기의 BASA 추진을 위해서는 국내에서 개발하고자 하는 민수헬기에 대하여 사전구매계약을 체결한 미국 내의 고객(구매자)이 있어야 한다.

둘째, 해외 선진기업의 높은 시장진입 장벽(Big 5)으로 후발기업의 시장진입이 어렵다.

셋째, 해외 선진기업의 핵심기술 이전 기피성향과 외국 정부의 기술이전 통제제도로 선진기술 획득이 쉽지 않다.

(나) 강점/약점 요인

FAR29급 민수헬기를 개발하는데 다음과 같은 강점요인이 존재한다.

첫째, 다수 군용기 개발 사업을 통해 대규모 개발사업의 체계종합, 설계/개발/시험평가 능력 확보하여 민수헬기 개발 시 기술 활용이 가능하다.

둘째, 우리나라는 항공 운송 세계 8위권 국가로 민수헬기 상용화시 수요 창출의 가능성이 높다.

셋째, KAH 사업을 통한 공용성 극대화가 가능하며, 기 구축된 관련 산업 인프라를 활용할 수 있다.

FAR29급 민수헬기를 개발하는데 다음과 같은 약점요인이 존재한다.

첫째, 군용기 위주의 개발로 인해 민수헬기 개발 경험이 전무하여 완제기 개발 기술 및 시험/인증 기술 능력이 부족하다.

둘째, 헬기관련 부품소재 기반이 취약하다.

셋째, 민수헬기의 해외 마케팅 및 판매경험이 전무하다.

이러한 우리의 약점과 위협적인 외부요인을 극복하기 위해서는 해외선진업체와의 전략적 제휴를 통한 해외시장 진입을 추진하고, 전략적 기술자립분야를 선택하여 집중적으로 육성할 필요가 있다. 또한 협력추진 대상 국가와 기술협력협정 체결 등 정부차원에서의 사전 지원활동도 매우 효과적일 것이다.

<표 125> SWOT 분석

	강 점 (Strengths)	약 점 (Weaknesses)
내부역량	● 헬기 체계분야 경험이 풍부 (라이선스) 부품생산수출 경험 ● 관련 산업인프라 구축 ● KAH 사업을 통한 공용성 극대화 가능	● 항공관련 부품소재 기반 취약 ● 회전익기 BASA 미체결 ● 해외 마케팅 및 판매경험 전무
	기 회 (Opportunities)	위 협 (Threats)
외부요인	● 세계 장기 수요전망이 낙관적 ● 전세계 신규헬기사업이 적어 기술협력선 다변화/내실화 기회 ● 겸용개발을 통한 개발비용 절감, 규모의 경제 창출 가능	● 신기술 개발 적용 요구 ● 선진기업의 높은 시장진입 장벽 (Big 5) ● A/S망 구축 등 지속적 투자 소요

(5) 연구 내용

민수헬기 수출을 위해 요구되는 BASA 협정체결을 위해 지경부에서 추진 중인 KAH 파생형 민수헬기 개발사업과 연계하여 인증인프라를 구축하고 시범인증취득 업무를 수행한다. 민수헬기 개발 과정 중 필수적으로 요구되는 운용한계 설정, 기본설계 및 상세 설계 검증, 구조, 계통, 객실, 추진 장치, 성능 등 관련 인증평가기준을 개발하고 시험평가까지 일련의 헬기개발 인증과정을 통해 국내 인증인프라 구축 및 형식증명, 제작증명, 인증 등 국내인증 취득 및 미국 FAA로부터 FAR29급 민수헬기의 인증 획득을 목표로 한다.

(가) 인증취득 대상 민수헬기 및 사업 범위

최대이륙중량(MTOW) 8,000 ~ 12,000 파운드의 KAH파생형 FAR29급 민수헬기 개발관련 형식증명, 제작증명, 인증 등의 인증취득을 위한 인프라 구축 및 인증취득 업무를 수행한다.

(나) 세부 연구 내용

1. 헬기인증 인프라 구축

1.1. 인증용 시설 및 장비 확보

- 인증 시험평가항목 식별 및 국내보유 시험시설 조사
- 신규확보시설 선정기준적용 평가(장비활용도, 구축비용) 및 확보방안제시(기존장비활용, 신규확보, 해외설비대여, 해외용역)
- 고정익용 인증 설비의 활용방안 또는 별도설비 운영방안

1.2. 인증기술 개발

- 안전성/신뢰성 인증기술 분석 및 국내 미확보기술 확보방안
- 해석기술, 시험평가기술, 시뮬레이션기술 체계분석 및 구축
- 인증관련 소프트웨어 평가 및 활용방안

2. 시범사업 인증

2.1 BASA 기반구축 및 협정체결

- BASA IPA 체결을 위한 기반구축
- FAR29 급 헬기의 BASA IPA체결
- 시범헬기 인증업무 기본계획 수립

2.2 시범사업 인증업무 수행

- 시범사업 대상 헬기에 대한 형식증명 업무 수행
- 제작증명 및 제작증명 관리를 위한 기술검증업무 수행
- 운항을 위한 인증 업무 수행

○ 보고서 제출

- 중간보고서 : 협약일로부터 매년 중간 보고서 제출
- 최종보고서 : 협약 종료 시점

나. KAH 파생형 민수헬기 시장전망

민수헬기 시장 현황 및 전망 요약

<표 126> 민수헬기 시장 현황 및 전망

구 분	Light Twin	Medium Light Twin *	Medium Twin	Heavy Twin
중 량	8000lb미만	8000-12000lb	12000-16000lb	16000-25000lb
1998-2008	7377 M$	7005 M$	1508 M$	1495 M$
2009-2019	5846 M$	8022 M$	2152 M$	2016 M$
2020-2030	5868 M$	12019 M$	6808 M$	7084 M$

* KAH 파생형이 속한 8000-12000lb 급의 헬기가 현재 시장을 주도하고 있으며, 향후 시장 성장가능성도 가장 유력란 것으로 전망되고 있음.

다. 사업 일정(예시)

<표 127> 민수헬기 사업 일정(예시)

ID	Task Name	2011년				2012년				2013년				2014년				2015년				2016년				2017년				2018년			
		Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4
1	**민수헬기 개발**			—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
2	**탐색개발 단계**			—	—	—	—	—	—																								
3	인증획득 계획수립			—	—	—																											
4	인증인프라 구축				—	—	—	—	—																								
5	BASA IPA 체결					—	—	—	—																								
6	시범헬기 인증신청									▲																							
7	**체계개발 단계**									—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
8	시범헬기 형식증명 절차이행									—	—			—	—			—	—			—	—			—	—	—	—				
9	인증용 설계자료 작성									—	—	—	—	—	—	—	—																
10	인증용 해석자료 작성											—	—	—	—	—	—	—	—														
11	인증용 부품/구성품 시험수행													—	—	—	—	—	—	—	—												
12	시범헬기 제작증명 절차이행											—	—			—	—			—	—												
13	인증용 전기체 지상시험																			—	—	—	—	—	—	—	—						
14	인증용 전기체 비행시험																					—	—	—	—	—	—	—	—	—	—		
15	형식 증명 획득																												▲				
16	**양산준비 단계**																												—	—	—	—	—
17	인증 신청																													▲			
18	인증 절차이행																													—	—	—	
19	인증 획득																																▲
20	**마케팅**																									—	—	—	—	—	—	—	—

라. 소요 연구비(예시)

(1) 총괄예산

<표 128> 총괄예산

(단위 : 백만원)

년 도	정부출연금	기업부담금	계
1차년도(2012)	17,920	-	17,920
2차년도(2013)	23,250	-	23,250
3차년도(2014)	23,250	-	23,250
4차년도(2015)	29,580	-	29,580
5차년도(2016)	18,000	-	18,000
6차년도(2017)	18,000	-	18,000
합 계	130,000	-	130,000

(2) 항목별 예산 구성

<표 129> 항목별 예산 구성

(단위 : 백만원)

세부 연구 내용	정부출연금	기업부담금	계
인증계획 수립 및 인증절차 이행	16,000	-	16,000
인증인프라 구축	23,000	-	23,000
인증용 설계해석 자료 작성	25,000	-	25,000
인증용 부품/구성품 시험	16,000	-	16,000
인증용 전기체 지상시험	16,000	-	16,000
인증용 전기체 비행시험	26,000	-	26,000
Documentation 등 기타 인증관련 업무	8,000	-	8,000
합 계	130,000	-	130,000

마. 핵심과제 선정평가

<표 130> 핵심과제 선정평가

구 분 (배점)	평가항목	평 가 요 소	배점	비고
제안개요 (10)	제안개요	- 과제목표, 중요성, 사업수행단계 등의 이해도 - 제안범위의 정확성과 합리성 - 사업수행전략의 구체성 및 적절성	10	
제안업체 현황 (20)	일반현황	- 제안기관의 일반현황 및 주요 연혁 - 조직 및 인원, 주요사업 내용	5	
	경영현황	- 자기자본비율, 유동자산비율	5	
	유사사업 수행실적	- 항공기 체계 개발 수행실적 및 금액 - 헬기 개조개발 수행실적 및 금액	10	
사업수행 능력 (30)	수행조직	- 수행조직의 적정성 - 수행조직별 업무 및 지원내용	10	
	인력 구성	- 투입 인원 규모 및 인적구성의 적정성 - 투입인력의 전문성(관련인력 경력, 유사분야 사업 참여 실적 등)	10	
	사업 성공 의지	- 사업 책임자의 전문성 - 항공기 양산 의지 - 위험 분담(Risk Sharing) 의지 - 사업 일정의 적절성 - 항공기 마케팅 계획	10	
연구내용 및 추진 전략 (40)	연구내용 구성	- 시장 분석의 적절성 - 연도별 실행 계획 구성의 적절성 - 세부연구내용 구성의 적절성 - 신기술 적용 계획 - 항공기 개발 목표의 적절한 표현 - 사업 위험도 경감계획 표현 - 세부 사업 일정의 표현 - 항공기 인증계획의 적절성	20	
	연구추진 전략	- 요구 기술에 대한 적절한 이해 - 부족 기술에 대한 정확한 인식 - 부족 기술 확보 방안 - 국내 산/학/연 협력 방안의 적절성 - 해외 협력 방안의 적절성	10	
	인증 인프라	- 항공기 인증 유관조직 구성의 적절성 - 항공기 인증관련 참여 실적 - 인증 체계 구성 계획 - 협력업체 인증 체계 구성 계획	10	

바. 핵심과제 제안요구서 (RFP)

핵심과제명	제1-1과제 (2안) : FAR-29급 민수헬기 인증인프라 구축 (KAH 민수 전환 개발)
1. 연구 목표	
	○국내 및 해외수출용 헬기개발 시 요구되는 인증획득을 위해, 미항공국(FAA)의 항공기급 상호항공안전협정(BASA) 체결에 필요한 인증인프라 구축 ○한국형공격헬기(KAH)사업과 연계 개발되는 FAR-29급의 민수형 헬기를 대상으로 시범인증(Shadow Certification)사업 수행 # 단, 인증대상 헬기개발 업무는 지경부과제로서 본 연구목표에는 불포함, 또한, 인증기술인력 양성 및 인증법규/체계 구축 업무 등 공공기관업무 불포함
2. 연구 필요성	
	○ 국내개발 민수용헬기의 운용 안전성확보 및 해외 수출을 위해서는 선진국과 동등한 수준의 국내 헬기인증체계구축이 요구됨 ○ 항공기급 BASA 체결을 위해서는 동급헬기의 시범인증이 필수적임 ○ 현재 진행중인 고정익 항공기의 BASA체결 시범인증사업과 함께 회전익항공기에 대한 시범인증사업도 수행함으로써 국내 항공인프라 구축 완성
3. 연구 내용	
	○ 민수헬기 수출을 위해 요구되는 BASA 협정체결을 위해 지경부에서 추진 중인 KAH 파생형 민수헬기 개발사업과 연계하여 인증인프라를 구축하고 시범인증취득업무를 수행한다. 민수헬기 개발 과정 중 필수적으로 요구되는 운용한계 설정, 기본 설계 및 상세 설계 검증, 구조, 계통, 객실, 추진 장치, 성능 등 관련 인증평가기준을 개발하고 시험평가까지 일련의 헬기개발 인증과정을 통해 국내 인증인프라 구축 및 형식증명, 제작증명, 감항증명 등 국내인증 취득 및 미국 FAA로부터 FAR29급 민수헬기의 인증취득을 목표로 한다. **○ 인증취득 대상 민수헬기 및 사업 범위** 최대이륙중량(MTOW) 8,000~12,000 파운드의 KAH파생형 FAR29

	급 민수헬기 개발관련 형식증명, 제작증명, 감항증명 등의 인증취득을 위한 인프라 구축 및 인증취득 업무를 수행한다.
	ㅇ 세부 연구 내용 1. 헬기인증 인프라 구축 1.1. 인증용 시설 및 장비 확보 - 인증 시험평가항목 식별 및 국내보유 시험시설 조사 - 신규확보시설 선정기준적용 평가(장비활용도, 구축비용) 및 확보방안제시(기존장비활용, 신규확보, 해외설비대여, 해외용역) - 고정익용 인증 설비의 활용방안 또는 별도설비 운영방안 1.2. 인증기술 개발 - 안전성/신뢰성 인증기술 분석 및 국내 미확보기술 확보방안 - 해석기술, 시험평가기술, 시뮬레이션기술 체계분석 및 구축 - 인증관련 소프트웨어 평가 및 활용방안 2. 시범사업 인증 2.1 BASA 기반구축 및 협정체결 - BASA IPA 체결을 위한 기반구축 - FAR29 급 헬기의 BASA IPA체결 - 시범헬기 인증업무 기본계획 수립 2.2 시범사업 인증업무 수행 - 시범사업 대상 헬기에 대한 형식증명 업무 수행 - 제작증명 및 제작증명 관리를 위한 기술검증업무 수행 - 운항을 위한 감항증명 업무 수행 **ㅇ 보고서 제출** - 중간보고서 : 협약일로부터 매년 중간 보고서 제출 - 최종보고서 : 협약 종료 시점
4. 연구 추진 방법	
	ㅇ 추진전략 - KAH파생형으로 개발되는 지경부의 민수헬기개발사업과 진행일정을 효율적으로 연계하여 국내 헬기인증 획득과 BASA 체결을 위한 국내 인증 체계를 구축하고 미국 형식증명 획득의 발판을 마련 - 시장조사를 통하여 목표성능을 구체화하고 해외업체 협력개발체

	계를 통하여 해외 사전구매계약을 확보하여 BASA추진을 위한 선결조건을 충족토록 함
	ㅇ 추진체계 - 관,·산·학·연 역할분담 및 공조체제에 의한 연구개발 추진체계의 효율화 - 특정분야에 있어 국내외 공동 또는 위탁을 통한 연구 수행 - 항공선진국과의 연구협력 체제구축을 통하여 국제적 연구교류의 활성화 추진 - 해외연구기관을 활용한 해외기술조사, 기술연수 및 기술도입, 공동연구 등을 추진 **ㅇ 사업수행자격** - 헬기관련 개발경험을 보유한 항공기 제조사로 형식증명, 생산증명 및 계속 감항성 증명 체계구축에 적합하여야 함.
5. 사업기간 및 소요예산	
	○ 총 사업기간 : 협약일로부터 약 6년(국내 형식증명 완료 기준) ○ 총 사업예산 : 190,100 백만원(추정) (단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	6차년도	계
세부과제 1	179	233	233	295	180	180	1330
	0	0	0	0	0		0
	179	233	233	295	180	180	1330
총계	179	233	233	295	180	180	1330
	0	0	0	0	0		0
	179	233	233	295	180	180	1330

6. 기타	
	○ 연구목표 달성을 위해 필요하다고 판단되는 경우 세부연구내용을 일부 가감할 수 있음 ○ 계상비목 및 비목별 계상기준은 운영규정에 의거하여 필요하다고 인정되는 경우 조정 가능함

제3절 헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증

1. 핵심 과제 개요

가. 핵심 과제 정의 및 목적

헬기 BASA 체계구축 및 시범 사업 인증은 우리나라에서 독자적으로 개발하고자 하는 헬기의 인증을 위하여 요구되는 인증체계 및 인증절차를 구축하고 이를 토대로 형식설계의 적합성 확인, 시제작품에 대한 합치성 검사, 각종 해석자료, 계산자료, 시험평가 등의 적합성 평가, 지상시험 및 비행시험 평가 등을 수행하고자 하는 것이다.

이러한 수행 결과에 따라 헬기에 대한 국내 최초의 독자적인 형식증명을 발급하고 그 과정을 미 연방항공청(FAA)의 절차에 따라 기술평가를 받음으로서, 궁극적으로 미국과 상호항공안전협정(Bilateral Aviation Safety Agreement, BASA)의 이행절차 협약(IPA)을 헬기로 확대하기 위한 연구를 그 목적으로 한다.

나. 연구 개발의 필요성

우리나라 헬기 산업을 육성하기 위해서는 현재 체결된 항공기 부품 수준(기술표준품)의 상호항공안전협정(BASA)을 헬기로 확대하는 것이 매우 중요하다. 이는 현실적으로 세계 각국이 항공기를 수입하는 경우, 미국 연방항공청의 인증을 요구하고 있기 때문이다. 현재 국내에서 개발 중인 소형비행기(KC-100)에 대하여 미국과의 BASA를 추진 중에 있으나 헬기의 경우 기술적인 특성이 비행기와는 다르기 때문에 BASA IPA를 헬기로 확대하기 위해서는 현재 진행 중인 우리나라의 소형비행기 인증 프로세스에 대한 미국의 기술평가와는 별개로 헬기 인증 프로세스에 대한 평가가 요구된다. 이와 관련하여 다음과 같은 두 가지 사항이 요구된다.

첫째, 우리나라의 헬기 인증체계를 미국과 동등한 수준 이상으로 구축하여야 한다.

둘째, 실제 헬기의 인증 과정에서 우리나라의 인증당국이 수행한 적합성 확인 결과가 적절하며, 헬기의 안전을 보장할 수 있는 능력이 있음을 미연방항공청의 기술평가 시 객관적으로 입증해야 한다.

2. 연구 개발 목표 및 내용

가. 연구 개발 목표

인증 측면에서 헬기는 중량에 따라 VLR(Very Light Rotorcraft), 소형헬기(Part 27급), 수송급헬기(Part 29급)로 구분되며, 인증을 위해 입증해야하는 기술적 요구조건 및 적용되는 일부 인증관련 절차가 상이하다. 따라서, 이러한 3가지 헬기 감항분류 각각에 대해서 다음과 같은 과제를 수행하는 것을 연구목표로 설정하였다.

- ○ 헬기급 BASA IPA 체결을 위한 미연방항공청(FAA)과 동등한 인증체제 및 인증절차 개발
- ○ 헬기 인증수행 능력 양성 및 국제적 수준의 인증기술 확보
- ○ 헬기급 BASA 체결을 위한 시범사업 인증

나. 연구 개발 내용

헬기 BASA 체계구축 및 시범 사업 인증 연구의 연구 개발 내용은 다음과 같다.

○ 헬기인증을 위한 법적 기준인 기술기준 개발

현행 우리나라의 헬기에 대한 감항기준은 EASA CS-VLR, FAR Part 27 및 Part 29를 단순히 번역하여 채택한 것으로서 오역과 오류가 많고 용어의 번역이나 문구의 표현이 통일되어 있지 않은 실정으로 민수헬기 인증시 적용하기 위해서는 기술적인 이해를 바탕으로 한 개선 보완이 필요하다. 이와 관련하여 다음과 같은 연구개발을 수행한다.

- - 기술 용어 표준화
- - ICAO, FAA, EASA 등의 기준들 사이의 차이점에 대한 분석 수행하고 이를 반영한 감항기준 개발
- - 감항기준에 대한 상세한 설명을 제공하고 적합성 입증방안에 대한 설명을 포함하는 안내서 개발

○ 헬기인증 및 헬기급 BASA IPA체계 구축

미국과의 BASA 체결을 위해서는 인증능력, 인증관련 법규정 및 절차 등을 포함한 인증체제를 구축하고 시범사업을 통해 국내의 인증체제 및 제도가 미국과 동등한 수준의 헬기 안전성을 보증할 수 있다는 것을 입증해 보여야 한다. 현재 체결된 한-미 BASA IPA를 헬기까지 확대하기 위해서는 헬기 인증에 추가적으로 필요한 관련된 법제도 및 인증 능력을 보완/구축해야 하며 이를 위해 다음과 같은 연구개발을 수행해야 한다.

- 헬기급 BASA IPA 체결을 위한 인증체제 개발
- 헬기 기술분야별 인증능력 배양
- 헬기 인증비행시험조종사 및 인증비행시험엔지니어 확보 및 양성
- 헬기 기술분야별 적합성 평가기술 확보
- 헬기 인증능력 확보를 위한 미국 FAA와 국제협력프로그램 추진

○ 시범사업 대상 헬기에 대한 형식증명 업무 수행

시범사업으로 선정된 헬기의 형식증명 발급을 위해 요구되는 다음과 같은 기술적/절차적 업무를 수행한다.

- 형식증명위원회 운영
- 형식증명계획 및 PSCP 개발
- Certification Basis 설정 및 Issue paper 발행
- 적합성확인
- 합치성검사요구서 및 TIA 개발
- 인증비행시험 수행
- Maintenance Planning 및 Operation 문서 검토
- Flight Manual 승인
- TCDS 및 MMEL 개발
- 헬기 계속감항성체계 확립

○ 제작증명 및 제작증명 관리를 위한 기술검증업무 수행

항공기를 양산하기 위해서는 승인된 형식설계에 합치하는 제품을 제작할 수 있고 제품이 안전한 작동상태에 있음을 제작증명을 통해 보장해야 한다. 따라서 제작증명을 위해 요구되는 다음과 같은 기술검증업무를 연구내용으로 설정하였다.

- 생산준비 및 생산품질보증체제에 대한 감사
- 합치성검사 수행
- 제작증명서 발행

다. 핵심과제 제안요구서(RFP)

핵심과제명	제2-1과제 (1안): Part 29 헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증
1. 연구개발 목표	
	○ Part 29 헬기급 BASA IPA 체결을 위한 미연방항공청(FAA)과 동등한 인증체제 및 인증절차 개발 ○ Part 29 헬기 인증수행 능력 양성 및 국제적 수준의 인증기술 확보 ○ Part 29 헬기급 BASA 체결을 위한 시범사업 인증
2. 연구개발 필요성 및 기술동향	
□ 연구개발의 필요성	○ 국산 개발 Part 29급 헬기의 수출을 위해서는 미국과의 Part 29 헬기급 BASA IPA 체결이 필수 ○ 미국과의 Part 29 헬기급 BASA 체결조건 충족을 위한 개발이 필요 - 미연방항공청(FAA)와 동등한 수준의 인증체제 및 인증절차 확보 - 적정한 수준의 인증 조직과 인력 및 세계적 수준의 인증기술 확보 - 개발되는 헬기에 대한 인증 수행 - 인증체제, 조직과 인력, 인증기술, 인증실무 등에 관한 미연방항공청(FAA)의 기술평가에 합격 등 ○ 국내 독자 개발 헬기 및 부품에 대한 해외수출 기반 조성
□ 기술동향	<국 내> ○ 해외기술도입 생산방식에 대한 의존도가 높은 국내 항공 산업의 구조로 인해 인증 기술기반이 취약함. ○ 2008년 미국과 BASA 및 TSO품에 대한 IPA가 체결되었고 현재 소형항공기급으로의 IPA 확대를 위한 시범인증사업과 미국 FAA의 기술평가가 진행되고 있으나, ○ 국내 민간헬기 개발 실적이 없어 헬기 인증을 위한 기술기준이나 인증기술이 갖추어져 있지 않음. ○ 헬기 수출을 위한 외국과의 항공안전협정이 체결되어 있지 않음. <국 외> ○ 미국, 유럽, 일본 등과 같은 항공기 및 부품 수출국은 항공기급의 인증체계를 국가 주도로 구축하여 사업 초기단계에서 산

업체 수요에 맞게 체계적이고 일관성 있게 인증 활동을 지원함.

○ 자국에 도입되는 항공기에 대해 인증을 수행하고 있음. 특히, 미국은 수입항공기에 대한 인증을 위한 선행조건으로 BASA와 IPA의 체결을 요구하고 있음. BASA와 IPA가 체결되어 있지 않으면 미국으로의 수출을 위한 인증 신청 자체가 불가함.

○ 유럽은 EU 국가들이 유럽항공안전기구(EASA)를 구성하여 협정국간에 공동으로 인증을 수행하고 있음.

○ 후발 항공국가인 싱가포르, 인도네시아, 말레이시아, 대만, 중국 등도 미국의 인증체계와 동등한 수준의 인증기반을 조성하여 자국에서 생산되는 항공기를 미국에 수출할 수 있는 항공안전협정을 체결하였으며 IPA 대상을 확대하고 있음.

3. 연구개발 내용

○ 헬기인증을 위한 법적 기준인 기술기준을 개발

○ 기술기준의 기술적 이해와 적합성 입증방안 수립을 지도하기 위한 기술기준 해설서 개발

○ Part 29 헬기인증 및 Part 29 헬기급 BASA IPA 체계 구축
- Part 29 헬기급 BASA IPA 체결을 위한 인증체제 개발
- 헬기 기술분야별 인증능력 배양
- 헬기 인증비행시험조종사 및 인증비행시험엔지니어 확보 및 양성
- 헬기 기술분야별 적합성 평가기술 확보
- 헬기 인증능력 확보를 위한 미국 FAA와 국제협력프로그램 추진

○ 시범사업 대상 헬기에 대한 형식증명 업무 수행
- 형식증명위원회 운영
- 형식증명계획 및 PSCP 개발
- Certification Basis 설정 및 Issue paper 발행
- 적합성확인
- 합치성검사요구서 및 TIA 개발
- 인증비행시험 수행
- Maintenance Planning 및 Operation 문서 검토
- Flight Manual 승인
- TCDS 및 MMEL 개발
- 헬기 계속감항성체계 확립

○ 제작증명 및 제작증명 관리를 위한 기술검증업무 수행

- 생산준비 및 생산품질보증체제에 대한 감사
- 합치성검사 수행
- 제작증명서 발행

○ Part 29 헬기급 BASA IPA 추진
- Part 29 헬기급 BASA IPA 협상 신청
- Part 29 헬기급 BASA IPA를 위한 기술평가 수검
- Part 29 헬기급 BASA IPA 개발 및 체결

<년차별 연구개발 내용>

○ 1차년도
- Part 29 헬기 기술기준 개발
- Part 29 헬기급 BASA IPA 체결을 위한 인증체제 개발
- 헬기 기술분야별 인증능력 배양
- 헬기 인증능력 확보를 위한 미국 FAA와 국제협력프로그램 추진
- Part 29 헬기급 BASA IPA 협상 신청

○ 2차년도
- Part 29 헬기 기술기준 개발
- Part 29 헬기 기술기준 해설서 개발
- Part 29 헬기급 BASA IPA 체결을 위한 인증체제 개발
- 헬기 기술분야별 인증능력 배양
- 헬기 기술분야별 적합성 평가기술 확보
- 형식증명위원회 구성
- 형식증명계획서 개발

○ 3차년도
- Part 29 헬기 기술기준 해설서 개발
- Part 29 헬기급 BASA IPA 체결을 위한 인증체제 개발
- 헬기 기술분야별 인증능력 배양
- 헬기 기술분야별 적합성 평가기술 확보
- 형식증명 PSCP 개발
- Certification Basis 설정 및 Issue paper 발행
- 형식증명위원회 운영
- 생산품질보증체제에 대한 1차 감사
- Part 29 헬기급 BASA IPA를 위한 기술평가 수검

○ 4차년도
- 형식증명위원회 운영
- 헬기 인증비행시험조종사 및 인증비행시험엔지니어 확보 및 양성
- 헬기 기술분야별 적합성 평가기술 확보
- 적합성확인
- 합치성검사요구서 개발
- 합치성검사 수행
- Part 29 헬기급 BASA IPA를 위한 기술평가 수검

○ 5차년도
- 형식증명위원회 운영
- 적합성확인
- 합치성검사요구서
- 합치성검사 수행
- Maintenance Planning 및 Operation 문서 검토
- Part 29 헬기급 BASA IPA를 위한 기술평가 수검

○ 6차년도
- 형식증명위원회 운영
- TIA개발 및 인증비행시험 수행
- Maintenance Planning 및 Operation 문서 검토
- Flight Manual 승인
- TCDS 및 MMEL 개발
- 생산준비 및 생산품질보증체제에 대한 감사
- 국내 형식증명 및 제작증명 발행
- 헬기 계속감항성체계 확립
- Part 29 헬기급 BASA IPA를 위한 기술평가 수검

○ 7차년도
- 형식증명 사후관리
- BASA IPA개발 및 IPA 서명
- FAA 형식증명 취득

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략

○ 연구책임자는 단계별 목표를 수립하고, 그에 적합한 추진전략 및 일

정계획 수립

○ 헬기급 BASA IPA 체결 과정과 시범인증헬기에 대한 인증과정을 통해 국제적으로 인정받을 수 있는 헬기 인증체계 확립과 실무능력 확보

○ 시범인증헬기의 국내 인증 과정에 대한 FAA의 기술평가를 통해 FAA로부터 우리나라의 인증체제와 인증능력을 검증받아 헬기급 BASA IPA를 체결

□ 추진체계

○ 산업체에 대한 인증취득 능력 확보 지원과 공조체제 구축을 통해 연구개발을 효율적으로 추진

○ FAA 뿐만 아니라 국제적으로 인정받을 수 있는 인증능력 확보를 위해 항공선진국의 자문을 적극적으로 활용

○ 우리나라 인증기관인 국토해양부에 대한 적극적인 지원 및 공조를 통해 헬기급 BASA IPA의 신청, 기술평가, IPA 개발 및 체결 전 과정이 차질없이 진행되도록 추진

5. 최종성과물

□ 주요 최종성과물

○ Part 29 헬기급 BASA IPA 체결

○ 시범인증사업 헬기에 대한 국내 형식증명 및 제작증명, FAA 형식증명

○ 미연방항공청(FAA)과 동등한 수준의 인증체계 및 인증기술

○ 시범인증사업 헬기 인증관련 문서

○ 헬기 기술기준 및 기술기준 안내서

6. 연구기간 및 지원예산

□ 전 체

○ 총 연구기간 : TBD

· 1차년도 연구기간 : TBD
· 2차년도 연구기간 : TBD
· 3차년도 연구기간 : TBD
· 4차년도 연구기간 : TBD
· 5차년도 연구기간 : TBD
· 6차년도 연구기간 : TBD
· 7차년도 연구기간 : TBD

○ 사업예산 :

- 당해연도 사업비 : 정부 250억원
- 총사업비 : 정부 250억원

(단위 : 억원)

	1차 년도	2차 년도	3차 년도	4차 년도	5차 년도	6차 년도	6차 년도	계
세부과제 1	30	40	40	40	40	40	40	250
	0	0	0	0	0			0
	30	40	40	40	40	40	40	250
총계	30	40	40	40	40	40	40	250
	0	0	0	0	0			0
	30	40	40	40	40	40	40	250

7. 기 타

○ 과제별 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
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

※ 1차년도 연구기간은 협약일로부터 사업단 1차년도 운영협약 종료일까지로 함. 다만, 선정 후 사업단 총괄기관과의 협약시 핵심과제 연구기간이 변경될 수 있음

○ 연구책임자(기관)는 성과목표(지표)별 달성목표치 및 가중치 등을 신청용 연구개발계획서에 제안하여야 함. 성과목표는 본 제안요구서의 5항에 정의된 성과물을 필수적으로 포함해야 하며, 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용할 계획임(※ 목표대비실적 평가자료 등으로 활용하여 인센티브 및 제재조치 강구)

○ 1차년도 연구기간 중, 선정된 주관기관(핵심연구책임자)은 제안한 연구개발계획서의 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화하여 사업단장 및 평가원의 승인을 거쳐 동 연구개발계획서를 수정·보완하여야 함

○ 기 수행되었거나(종료과제, 중단과제 등) 현재 수행중인 동 핵심과제 관련 연구개발결과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함
(www.kicttep.re.kr 정보마당, www.kordi.go.kr 참조)

○ 향후 본 핵심과제는 사업단내 타 핵심과제 또는 타 사업과 연구내용의 연계·조정 및 이에 따른 예산조정이 가능함

○ 추후 사업단 운영계획은 수정·보완될 수 있으며, 이에 따라 핵심과제 내 특정 기술개발에 대한 추진방식 등이 변경될 수 있음

○ 인증과제 주관기관이 수행하는 인증업무에 영향을 받지 않도록 이에 관한 법적인 절차 및 판단에 대해서 제 4핵심과제 참여기관은 관여할 수 없음

핵심과제명	제2-1과제 (2안): Part 27 헬기 BASA 체계구축 및 시범사업 인증

1. 연구개발 목표

○ Part 27 헬기급 BASA IPA 체결을 위한 미연방항공청(FAA)과 동등한 인증체제 및 인증절차 개발

○ Part 27 헬기 인증수행 능력 양성 및 국제적 수준의 인증기술 확보

○ Part 27 헬기급 BASA 체결을 위한 시범사업 인증

2. 연구개발 필요성 및 기술동향

□ 연구개발의 필요성

○ 국산 개발 Part 27급 헬기의 수출을 위해서는 미국과의 Part 27 헬기급 BASA IPA 체결이 필수

○ 미국과의 Part 27 헬기급 BASA 체결조건 충족을 위한 개발이 필요

- 미연방항공청(FAA)와 동등한 수준의 인증체제 및 인증절차 확보
- 적정한 수준의 인증 조직과 인력 및 세계적 수준의 인증기술 확보
- 개발되는 헬기에 대한 인증 수행
- 인증체제, 조직과 인력, 인증기술, 인증실무 등에 관한 미연방항공청(FAA)의 기술평가에 합격 등

○ 국내 독자 개발 헬기 및 부품에 대한 해외수출 기반 조성

□ 기술동향

<국 내>

○ 해외기술도입 생산방식에 대한 의존도가 높은 국내 항공 산업의 구조로 인해 인증 기술기반이 취약함.

○ 2008년 미국과 BASA 및 TSO품에 대한 IPA가 체결되었고 현재 소형항공기급으로의 IPA 확대를 위한 시범인증사업과 미국 FAA의 기술평가가 진행되고 있으나,

○ 국내 민간헬기 개발 실적이 없어 헬기 인증을 위한 기술기준이나 인증기술이 갖추어져 있지 않음.

○ 헬기 수출을 위한 외국과의 항공안전협정이 체결되어 있지 않음.

<국 외>

○ 미국, 유럽, 일본 등과 같은 항공기 및 부품 수출국은 항공기급의 인증체계를 국가 주도로 구축하여 사업 초기단계에서 산업체 수요에 맞게 체계적이고 일관성 있게 인증 활동을 지원함.

○ 자국에 도입되는 항공기에 대해 인증을 수행하고 있음. 특히, 미국은 수입항공기에 대한 인증을 위한 선행조건으로 BASA와 IPA의 체결을 요구하고 있음. BASA와 IPA가 체결되어 있지 않으면 미국으로의 수출을 위한 인증 신청 자체가 불가함.

○ 유럽은 EU 국가들이 유럽항공안전기구(EASA)를 구성하여 협정국간에 공동으로 인증을 수행하고 있음.

○ 후발 항공국가인 싱가포르, 인도네시아, 말레이시아, 대만, 중국 등도 미국의 인증체계와 동등한 수준의 인증기반을 조성하여 자국에서 생산되는 항공기를 미국에 수출할 수 있는 항공안전협정을 체결하였으며 IPA 대상을 확대하고 있음.

3. 연구개발 내용

○ 헬기인증을 위한 법적 기준인 기술기준을 개발

○ 기술기준의 기술적 이해와 적합성 입증방안 수립을 지도하기 위한 기술기준 해설서 개발

○ 왕복엔진 Part 27 헬기인증 및 Part 27 헬기급 BASA IPA체계 구축

- Part 27 헬기급 BASA IPA 체결을 위한 인증체제 개발
- 헬기 기술분야별 인증능력 배양
- 헬기 인증비행시험조종사 및 인증비행시험엔지니어 확보 및 양성
- 헬기 기술분야별 적합성 평가기술 확보
- 헬기 인증능력 확보를 위한 미국 FAA와 국제협력프로그램 추진

○ 시범사업 대상 헬기에 대한 형식증명 업무 수행

- 형식증명위원회 운영
- 형식증명계획 및 PSCP 개발
- Certification Basis 설정 및 Issue paper 발행
- 적합성확인
- 합치성검사요구서 및 TIA 개발
- 인증비행시험 수행
- Maintenance Planning 및 Operation 문서 검토
- Flight Manual 승인
- TCDS 및 MMEL 개발
- 헬기 계속감항성체계 확립

○ 제작증명 및 제작증명 관리를 위한 기술검증업무 수행

- 생산준비 및 생산품질보증체제에 대한 감사

- 합치성검사 수행
- 제작증명서 발행

○ Part 27 헬기급 BASA IPA 추진
- Part 27 헬기급 BASA IPA 협상 신청
- Part 27 헬기급 BASA IPA를 위한 기술평가 수검
- Part 27 헬기급 BASA IPA 개발 및 체결

<년차별 연구개발 내용>

○ 1차년도
- Part 27 헬기 기술기준 개발
- Part 27 헬기급 BASA IPA 체결을 위한 인증체제 개발
- 왕복엔진 Part 27 헬기 기술분야별 인증능력 배양
- 헬기 인증능력 확보를 위한 미국 FAA와 국제협력프로그램 추진
- Part 27 헬기급 BASA IPA 협상 신청

○ 2차년도
- Part 27 헬기 기술기준 해설서 개발
- 왕복엔진 Part 27 헬기 기술분야별 인증능력 배양
- 왕복엔진 Part 27 헬기 기술분야별 적합성 평가기술 확보
- 형식증명위원회 구성 및 운영
- 형식증명계획서 및 PSCP 개발
- Certification Basis 설정 및 Issue paper 발행
- 생산품질보증체제에 대한 1차 감사
- Part 27 헬기급 BASA IPA를 위한 기술평가 수검

○ 3차년도
- Part 27 헬기 기술기준 해설서 개발
- 형식증명위원회 운영
- 헬기 인증비행시험조종 사 및 인증비행시험엔지니어 확보 및 양성
- 왕복엔진 Part 27 헬기 기술분야별 적합성 평가기술 확보
- 적합성확인
- 합치성검사요구서 개발
- 합치성검사 수행
- Part 27 헬기급 BASA IPA를 위한 기술평가 수검

○ 4차년도
- 형식증명위원회 운영
- TIA개발 및 인증비행시험 수행
- Maintenance Planning 및 Operation 문서 검토
- Flight Manual 승인
- TCDS 개발
- 생산준비 및 생산품질보증체제에 대한 감사
- 국내 형식증명 및 제작증명 발행
- 헬기 계속감항성체계 확립
- Part 27 헬기급 BASA IPA를 위한 기술평가 수검

○ 5차년도
- 형식증명 사후관리
- BASA IPA개발 및 IPA 서명
- FAA 형식증명 취득

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략
○ 연구책임자는 단계별 목표를 수립하고, 그에 적합한 추진전략 및 일정계획 수립
○ 헬기급 BASA IPA 체결 과정과 시범인증헬기에 대한 인증과정을 통해 국제적으로 인정받을 수 있는 헬기 인증체계 확립과 실무능력 확보
○ 시범인증헬기의 국내 인증 과정에 대한 FAA의 기술평가를 통해 FAA로부터 우리나라의 인증체제와 인증능력을 검증받아 헬기급 BASA IPA를 체결

□ 추진체계
○ 산업체에 대한 인증취득 능력 확보 지원과 공조체제 구축을 통해 연구개발을 효율적으로 추진
○ FAA 뿐만 아니라 국제적으로 인정받을 수 있는 인증능력 확보를 위해 항공선진국의 자문을 적극적으로 활용
○ 우리나라 인증기관인 국토해양부에 대한 적극적인 지원 및 공조를 통해 헬기급 BASA IPA의 신청, 기술평가, IPA 개발 및 체결 전 과정이 차질없이 진행되도록 추진

5. 최종성과물

□ 주요 최종성과물
○ Part 27 헬기급 BASA IPA 체결
○ 시범인증사업 왕복엔진 Part 27 헬기에 대한 국내 형식증명 및 제작증명, FAA 형식증명
○ 미연방항공청(FAA)과 동등한 수준의 인증체계 및 인증기술

○ 시범인증사업 헬기 인증관련 문서
○ 헬기 기술기준 및 기술기준 안내서

6. 연구기간 및 지원예산

□ 전 체

○ 총 연구기간 : TBD
- 1차년도 연구기간 : TBD
- 2차년도 연구기간 : TBD
- 3차년도 연구기간 : TBD
- 4차년도 연구기간 : TBD
- 5차년도 연구기간 : TBD

○ 사업예산 :
- 당해연도 사업비 : 정부 150억원
- 총사업비 : 정부 150억원

(단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	6차년도	계
세부과제 1	20	30	40	40	20	-	150
	0	0	0	0	0		0
	20	30	40	40	20	-	150
총계	20	30	40	40	20	-	150
	0	0	0	0	0		0
	20	30	40	40	20	-	150

7. 기 타

○ 과제별 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
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

※ 1차년도 연구기간은 협약일로부터 사업단 1차년도 운영협약 종료일('08.9.23)까지로 함. 다만, 선정 후 사업단 총괄기관과의 협약시 핵심과제 연구기간이 변경될 수 있음

○ 연구책임자(기관)는 성과목표(지표)별 달성목표치 및 가중치 등을 신청용 연구개발계획서에 제안하여야 함. 성과목표는 본 제안요구서의 5항에 정의된 성과물을 필수적으로 포함해야 하며, 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에

대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용할 계획임(※ 목표대비실적 평가자료 등으로 활용하여 인센티브 및 제재조치 강구)

○ 1차년도 연구기간 중, 선정된 주관기관(핵심연구책임자)은 제안한 연구개발계획서의 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화하여 사업단장 및 평가원의 승인을 거쳐 동 연구개발계획서를 수정·보완하여야 함

○ 기 수행되었거나(종료과제, 중단과제 등) 현재 수행중인 동 핵심과제 관련 연구개발결과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함
(www.kicttep.re.kr 정보마당, www.kordi.go.kr 참조)

○ 향후 본 핵심과제는 사업단내 타 핵심과제 또는 타 사업과 연구내용의 연계·조정 및 이에 따른 예산조정이 가능함

○ 추후 사업단 운영계획은 수정·보완될 수 있으며, 이에 따라 핵심과제 내 특정 기술개발에 대한 추진방식 등이 변경될 수 있음

○ 인증과제 주관기관이 수행하는 인증업무에 영향을 받지 않도록 이에 관한 법적인 절차 및 판단에 대해서 제 4핵심과제 참여기관은 관여할 수 없음

제4절 항공안전 인증 교육 시스템 구축

1. 핵심과제 개요

가. 핵심과제 정의 및 비전

(1) 핵심과제의 정의

본 핵심과제는 국내 항공 산업이 미래 성장 동력산업으로 도약하는 것을 지원하기 위하여 미연방항공청(FAA: Federal Aviation Administration)을 비롯한 항공선진국과 동등한 수준의 인증 인프라를 구축하고 이에 따른 항공기 인증 인력양성 체계를 구축하는 것이다.

(2) 핵심과제의 비전

- 항공우주기술 및 산업기술의 급속한 발전에 따라 항공기에 대한 안전성을 보장할 수 있는 인증인프라 구축 및 인증기술의 개발이 중요시 되고 있다.
- 항공기 안전성 인증을 위한 기술 뿐 아니라 인증 인력은 국제적으로 해당 국가의 감항당국 고유기술로 기술이전을 기피하는 분야 중의 하나로서 항공기 제작국가에서 자체적인 기술개발 및 인력구축이 필요하며 또 꼭 실현되어야 할 부분이다.
- 이러한 항공기 안전성을 보장하기 위하여 항공 안전 인증 인력양성 체계를 구축함으로서 취약한 항공인증 분야 인력기반을 확대함은 물론 전문 인력의 효율적인 공급으로 안정적인 성장을 도모 할수 있다. 또한 항공산업 발전의 저변을 마련함으로서, 항공업계는 물론 국가적 차원에서도 경쟁력을 확보할 수 있는 기회가 될것이다.

2. 연구배경 및 필요성

- 국내 항공산업 규모는 연간 41억불 규모로서 세계 10위 수준이나, 연간 무역적자가 2억불 발생하는 등 자립도가 미약한 실정이다. 또한 항공운송분야에서도 우리나라는 국제민간항공기구(ICAO)의 이사국이며, 세계 8위의 규모의 항공강국이나, 국제기구 등에서 근무하는 국제인력의 저변이 미약하여 국제적 역량이 부족한 실정이다. 특히 항공기 인증부문에 있어서는 아직 초보단계에 머무르고 있는 실정이다.
- 우리나라에서 설계, 제작된 민간 항공기를 전 세계에 수출하고 세계 유수 항공기 제작사들과 어깨를 나란히 경쟁할 수 있는 체제를 구축하기 위해서는 항공

기 운용 안전성을 확보하는 것이 첫 번째 과제이며, 항공기 인증인력을 확보하는 것이 그 첫 단계가 될 것이다.

- 이러한 항공산업 발전 기본 계획 달성을 위해서는 항공 항공산업 발전 기본계획 달성을 위한 항공 안전인증 획득, 갱신, 보존 인력을 양성하기 위한 전문교육 프로그램이 필요하며, 설계개발 기술인력이 인증규정을 명확히 이해하여 설계에 반영할 수 있도록 체계적인 교육시설 및 교육과정이 필요하다.
- 더불어 민수 부품 수출의 증가로 인증전문가(프로세스, 설계, 시험평가)에 대한 소요가지속적으로 증가함으로서, 국가차원의 항공기 인증기술 및 인력양성 체계의 기관별, 지역별 균형적이고, 효율적 운영체계가 요구된다.
- 또한 Green Aircraft 시장 선점을 위한 친환경 항공기 개발을 위한 고성능 항공기 외형설계 기술, 경량화 설계 기술, 고효율 엔진설계 기술, 저 소음 설계기술, 온실가스 배출 저감 기술 필요에 따라 이 분야에 대한 인증 인력 체계도 구축이 되어야 한다.

3. 연구개발 목표 및 연구내용

가. 핵심과제 최종 연구목표

(1) 최종목표

○ 인력양성을 위한 교육 및 평가제도 연구
○ 인증 인력 양성을 위한 교육 과정 및 프로그램 개발
○ 인증 인력 양성을 위한 교육시설, 교보재 구축
○ 개발된 교육과정 및 교육프로그램 시범 운행을 통해 항공 안전 인증 인력 양성 프로그램 검증

(2) 기술개발 내용

○ 항공안전인증인력의 수요예측
✓ 교육기관별, 지역별, 분야별, 등급별 인력양성 현황 조사
✓ 배출인력의 활용실태 및 문제점 분석
✓ 교육기관 시설 및 운영 실태 조사

○ 항공안전인증 기술 교육 과정 및 프로그램 개발
✓ 교육 시스템 구성 방안 제시
▪ 기초과정(공통기술)
▪ 심화과정(특화기술)
▪ 전문과정

✓ 기초과정(공통기술) 교육 프로그램 제시
- 인증체계
- 인증규정 구조
- 법률 체계

○ 심화과정(특화기술) 교육 프로그램 제시
✓ 과제 분류
- 수송기
- 소형항공기
- 회전익기
- 친환경기술 적용 및 신기술 인증기술 분야

✓ 공통기술분야
- 인증관리 일반
- 구조(Structure)
- 세부계통(Mechanical System)
- 비행(flight)
- 전자전기(Avionics)
- 추진장치(Propulsion)
- 객실안전(Cabin Safety)

✓ 전문과정 교육 프로그램 제시 : 항공기 이론 및 설계 , 해석 , 신뢰성등

○ 강사 확보 및 양성방안 제시
✓ 국내외 분야별 전문가 중 추천 및 선발
✓ 선발된 전문가를 중심으로 전문 강사 교육 과정 개발
✓ 전문 강사 교육 프로그램 개발

○ 교육시설, 교보재 구축
✓ 교육 프로그램에 대한 교육시설, 교보재 구축 방안 제시
✓ 원거리 직무 교육을 위한 온라인 콘텐츠 교안 개발, 온라인 교재 개발

○ 항공안전 인증 기술 핸드북 개발
✓ 각 해당 항공기에 대한 규정 내용 분석
✓ 각 규정의 인증 요소들로부터 설계 분야별 검증방법,검증도구등을 정립
✓ 설계자 입장에서 각 설계 단계별 인증 규정의 명확한 분석을 통한 설계 가이드 제공

○ 교육이수자에 대한 처우 방안 제시
  ✓ 인증 당국과 협의 하, 인증당국에서 발급하는 자격증과 연계 방안 제시

○ 개발된 교육과정 및 교육프로그램 시범 운행
  ✓ 전문교육 전담강사 섭외 및 교육대상자 리스트의 확보
  ✓ 교육수료인원 및 Man·Hour 목표 설정
  ✓ 수료생 만족도 조사를 통한 항공 안전 인증 인력 양성 프로그램 검증

<표 131> 각 차년도 연구개발 내용

차년도	연구개발 내용
1차년도	교육기관별, 지역별, 분야별, 등급별 인력양성 현황 조사 배출인력의 활용실태 및 문제점 분석 교육기관 시설 및 운영 실태 조사 시험 평가 설비 수요 조사
2차년도	교육 시스템 구성 방안 제시 기초과정(공통기술) 교육 프로그램 제시 심화과정(특화기술) 교육 프로그램 제시 전문과정 교육 프로그램 제시 강사 확보 및 양성방안 제시 장비구축 로드맵 수립 및 장비도입심의위원회 구성, 운영
3차년도	교육이수자에 대한 처우 방안 제시 교육시설, 교보재 구축 항공안전기술 핸드북 개발 전문교육 전담강사 섭외 및 교육대상자 리스트의 확보 시험장비 구축 Open Lab. System 운영, 산학연 장비 공동운영체제 구축
4차년도	교육수료인원 및 Man·Hour 목표 설정 1~3차년도 까지 개발한 교육 과정 및 프로그램 시범 운행 교육목표에 맞게 수강자의 교육 효과를 극대화할 수 있도록 교재를 구성하고, 필요시 보조교재를 사용할 수 있도록 반영 시험장비 구축 Open Lab. System 운영, 산학연 장비 공동운영체제 구축
5차년도	수료생 만족도 조사를 통한 항공 안전 인증 인력 양성 프로그램 검증 항공 안전 인증 인력 양성프로그램 점검 및 교육 프로그램의 향후 발전 방향을 제시 시험장비 구축 R&D, 시제품 제작지원 등 구축 장비 및 시설의 연계활용 방안 수립

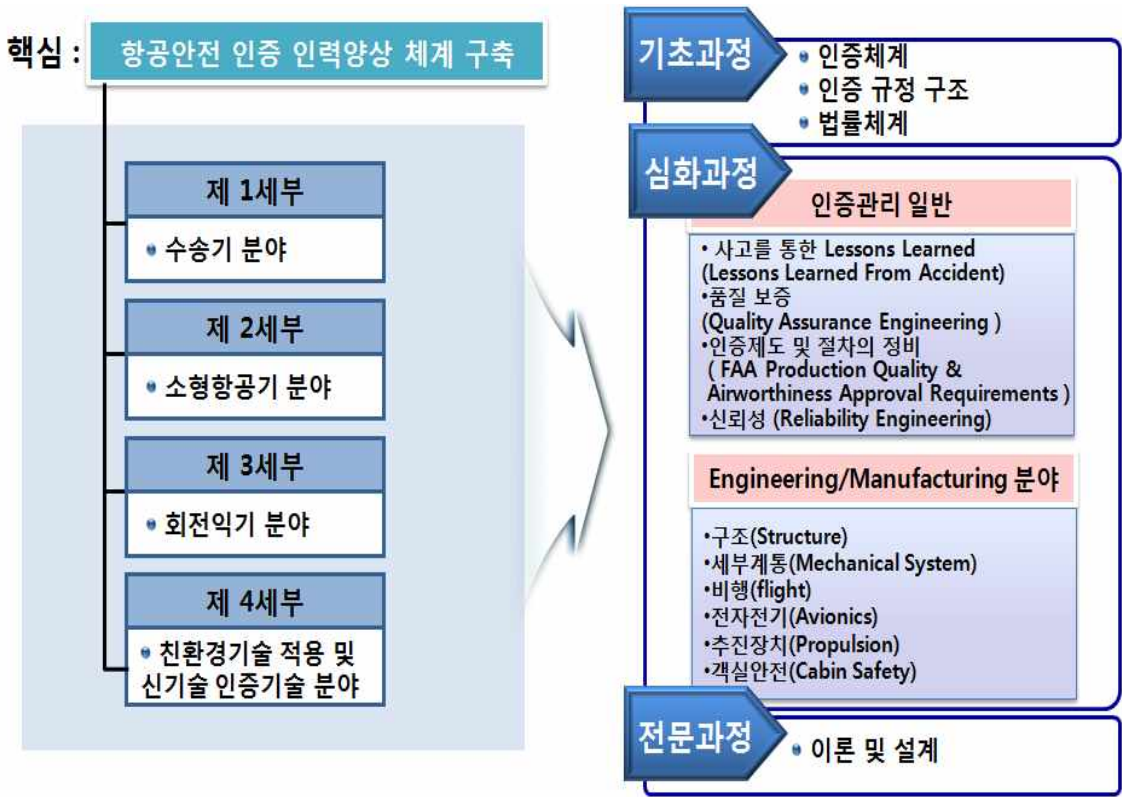
나. 연구개발 추진 체계

본 핵심과제는 심화과정별로 1개씩 총 4개의 참여 기관을 선정한다.

제 1세부는 FAR Part 25/ KAS 25/ CS 25급의 해당하는 수송기급 항공기 분야, 제 2세부는 FAR Part 23/ KAS 23, KAS VLA/ CS 23, CS VLA급의 해당하는 소형항공기 분야

제 3세부는 FAR Part 27,29/ KAS 27,29/ CS 27,29급의 해당하는 회전익 항공기 분야

제 4세부는 FAR Part 33,34,35,36/ KAS 33,34,35,36/ CS 333,34,35,36 급의 해당하는 엔진, 소프로펠러, 소음을 포함하는 친환경기술 적용 및 신기술 인증기술 분야로 세부기관은 총 4개의 세부기관으로 구성한다.



<그림 219> 연구개발 추진 체계

○ 항공안전인증인력양성체계 구축의 범위는 다음과 같다.

✓ 항공안전인증제도: 항공법 시행규칙, 운항기술기준 및 인증기준(고시, 훈령, 기술표준품)

✓ 항공안전인증기술기준: 항공기, 엔진 및 프로펠러의 설계, 성능 시험평가, 제작관련기술

✓ 대상항공기 : 경항공기와 항공기급의 고정익(KAS Part23/25 /VLA) 및 회전익 항공기(KAS Part27/29/VLR)

✓ 대상엔진: 대상항공기용의 모든 엔진(KAS Part 33)
✓ 대상프로펠러: 대상항공기용의 모든 프로펠러(KAS Part 35)
✓ 항공기 엔진의 연료, 배기가스 배출기준(KAS Part 34)
✓ 항공기 소음에 대한기준(KAS Part 36)

○ 교육중점 사항을 다음과 같다.
✓ 항공안전인증 제도, 법령체계 이해 및 숙지
✓ 항공안전인증 절차 이해 및 숙지
✓ 항공안전인증 업무의 기술 분야별 종사자의 실무

다. 핵심과제 연구개발 동향

(1) 항공안전인증인력의 수요예측
(가) 항공선진국 인증 체제 현황
① 미국의 위임제도 (Designee)
○ DER(Designated Engineering Representative)
✓ 형식증명에 대한 기술자료의 검토를 인가
✓ 시험품목 또는 시제기에 대한 적합성 검사를 미 연방 항공국에 요청

○ DMIR(Designated Manufacturing Inspection Representatives)
✓ 생산품 및 관련 부품들이 설계에 합치되는지를 결정하는 업무를 수행
✓ 엔진, 프로펠러, 생산부품 그리고 항공기에 대해 감항 증명서(Airworthiness certificate)를 발행

○ DAR/ODAR (Designated Airworthiness Representative / Organizational Designated Airworthiness Representative)
✓ 생산 및 정비분야가 있으며, 감항허가를 위하여 신청자의 기술적 판단, 감항성의 결정 등의 업무 수행

<표 132> FAA의 업무위임 체계

	DER	DMIR	DAR/ODAR
자 격	본인신청 또는 업체가 신청	생산승인 소지서 또는 생산승인 소지서가 승인한 공급 업체가 추천하거나 고용한 사람	DAR은 유자격자이면 되나, ODAR은 생산승인 소지서 또는 생산승인소지서가 승인한 부품 공급업체가 고용한 사람

일반 요건	· 14CFR의 관련 지식에 정통한 사람 · 해당분야의 직무 경험 · 기본적인 업무태도 만족성 · 직무수행 능력		
최소 필수요건	· 1년 이상 FAA와 함께 업무를 수행한 경험 및 8년 이상 기술분야 경험 주: 비행시험 조종사 DER은 기타의 최소 요건이 있음	· 위임 업무에 요구되는 최근 기술 지식 및 경험 (직무업무 특성에 따라 1년에서 5년까지 요구)	· DMIR의 요건과 동일 예외: ODAR은 해당 절차 매뉴얼에 따르며, Order 8100.8 의 자격을 만족하여야 함
임명 기간	· 자격은 1년 동안 유효하며, 이후 갱신 주: DAR 및 ODAR은 1년에서 5년까지 신축성있게 요구		

(출처 : 중소형항공기 인증기술 개발기획, 국토해양부 ,2009)

② National Resource Specialist(NRS) 제도

○ National Resource Specialist(NRS) 는 항공기 형식증명 과정에서 다양한 인증 관련 현안 발생 시 해당 분야의 전문가를 활용할 수 있도록 하는 것으로 각 분야별 엔지니어 전문가와 몇 명의 검사 전문가로 구성되어 있다.

○ NRS의 주요 업무는 다음과 같다.

✓ 본부에 보고서 제출

✓ 기술적 이슈에 대한 조언

✓ 연구개발 프로젝트 업무

✓ 증명서 발행 및 규정 발포에 대한 조언

* 미국의 National Resource specialists(NRS)의 목록은 Order 8000.45, "Aircraft Certification National Resource Specialists"에 제시되어 있다.

모든 전문가를 인증 전문 종사자로 활용하기 어려운 만큼 위와 같은 항공선진국 인증체제연구를 통하여, 각 분야 전문가 DB를 구축하고 해당 분야의 인증 현안 발생 시 활용하는 제도 검토가 필요하다.

(나) FAA 의 항공기 인증조직 및 인적 구성

FAA의 Aircraft Certification Directorate는 다음과 같이 4개의 지역으로 (Transport Airplane/Small Airplane/Rotorcraft/Engine & Propeller) 구분되어 있으며, 각 Directorate 별로 ACO와 MIDO가 포함되어 있다.



<그림 220> Geographic Boundary 및 Aircraft Certification Directorate의 현황
(출처 : 중소형항공기 인증기술 개발기획, 국토해양부 ,2009)

FAA Certification Directorate 별 ACO/MIDO 현황은 Transport Airplane Directorate : ACO(3개) / MIDO(4개) , Small Airplane Directorate : ACO(4개) / MIDO(7개) / MISO(4개), Rotorcraft Directorate : ACO (1개) / MIDO (3개), Engine & Propeller Directorate : ACO (2개) / MIDO (5개) 로 구성되어 있다.

대표적인 예로 Small Airplane Directorate 은

○ Aircraft Certification Office (4개) :

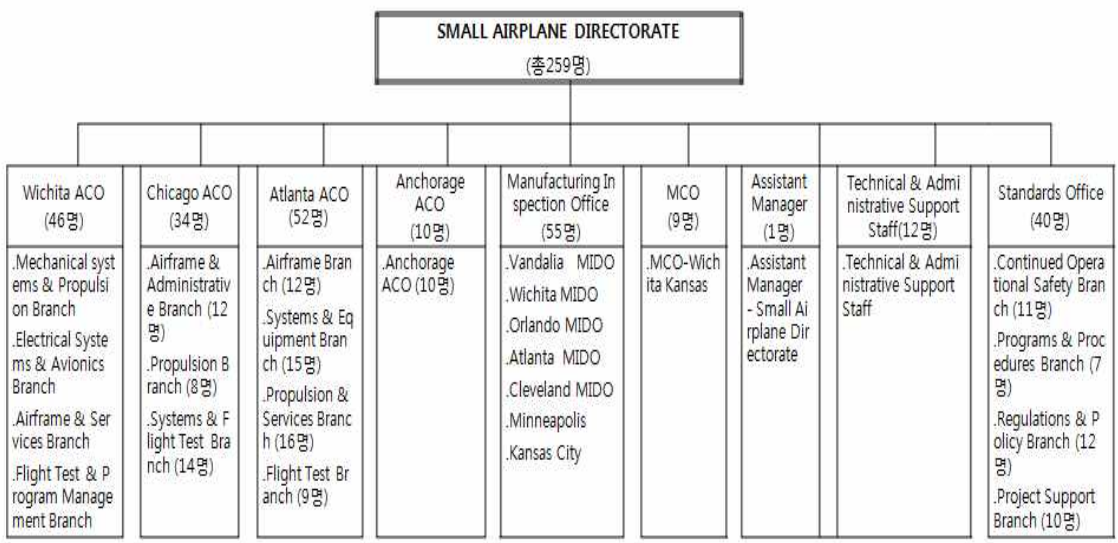
Atlanta ACO / Anchorage ACO / Chicago ACO / Wichita ACO

○ Manufacturing Inspection Field Offices (11개) :

MIDO : Atlanta, Georgia MIDO/Orlando, Florida MIDO/Cleveland, Ohio MIDO/Vandalia, Ohio MIDO/Minneapolis MIDO/ Kansas City, Missouri MIDO/Wichita, Kansas MIDO

MISO : Mobile, Alabama MISO/Savannah, Georgia MISO/Chicago, Illinois MISO/Detroit, Michigan MISO

로 구성되어 있으며 Small Airplane Directorate 조직도 및 조직구성은 다음과 같다.



<그림 221> Small Airplane Directorate 조직도 및 조직구성
(출처 : 중소형항공기 인증기술 개발기획, 국토해양부 ,2009)

(다) 국내 인증 체계 및 인증전문가 소요

○ 국내 인증 체계

국내 인증 체제는 감항당국인 국토해양부 항공정책실에서 항공우주안전인증센터를 전문기관으로하여 항공기의 감항 기술기준 만족여부 결정 ,안전성 요구조건 및 이행절차를 설정,자국의 민간 감항당국에 항공안전에 대한 업무 수행을 법적으로 위임등을 수행하고 있다.

○ 인증전문가의 담당 분야

국내 인증 전문가의 담당 분야는 다음과 같다.



<그림 222> 국내 인증전문가 담당 분야

항공기 인증에 필요한 인증전문가의 인력소요는 개발계획에 맞추어 설계부터 제작 및 시험 그리고 최종 항공기인증 프로그램이 완료되는 시점까지 항공기 개발 전반에 필요할 것으로 판단된다.

특히 설계 및 제작 단계에 인증전문가의 인력 소요가 집중적으로 필요할 것으로 판단되며, 재설계와 같은 시행착오를 줄일 수 있도록 인증규정에 대한 정확한 이해를 바탕으로 인증에 대한 전문지식을 갖춘 설계자의 인력소요 또한 필요할 것으로 판단된다.

(라) 국내 항공 인증 인력 현황

항공안전인증기술 교육의 잠재수요를 파악하기 위해서는 국내의 항공산업에 종사하는 기술인력 현황 조사할 필요가 있고 현재 항공기술 인력 현황은 다음과 같다.

① 항공 산업체 종사 인력 현황

<표 133> 항공 산업체 종사 인력 현황

구분	분야	2008년	2009	2010(전망)
항공	일반관리	1,338	2,045	2,073
	연구개발	1,935	1,825	1,950
	기술직	1,270	2,443	2,455
	기타(생산직)	3,493	3,160	3,209
소계		8,036	9,473	9,687
우주	일반관리	45	44	45
	연구개발	213	242	262
	기술직	17	9	12
	기타(생산직)	26	12	12
소계		301	307	331
합계		8,337	9,780	10,018

(*출처: 항공우주산업진흥협회, 2010년)

② 항공관련 연구기관 종사 인력

항공우주연구원을 비롯한 정부출연연구원에 종사하는 항공기술인력은 약 1,000명인 수준

③ 항공관련 대학 및 대학원 인력양성 현황

항공우주공학과 설치 대학(교)는 총15개 대학이 있으며, 이들 대학(교)에서 배출하는 졸업생은 약 1,500명 수준

④ 항공관련 전문대학 인력양성 현황

전문대학의 경우, 약10개의 대학이지만 대부분 운항서비스 분야이며 항공기 정비 및 생산과 관련되어 년간 약 1,500여명의 인력이 양성되고 있다.

⑤ 숙련된 기술인력의 양성 및 유지현황

○ 숙련기술인력에 대한 교육은 공업고등학교, 직업훈련학교, 그리고 직장내의 사내 교육 프로그램이 있다.

○ 신규사원을 대상으로 실시하고 있는 기업별 사내교육 프로그램은 일반적으로 기초기술분야에 초점을 두고 있다.

⑥ 항공산업 인력의 특징

○ 전문인력 양성 및 유지에 장기간 소요

- 항공산업은 시스템 종합산업으로 모든 분야를 집대성하는 특성이므로 전문인력을 양성하는데 10년 이상의 장기간 소요된다.
- 확보된 전문기술의 안정적 유지가 필요하며, 이를 위해 적정규모의 국가연구개발사업등을 통해 확보된 핵심기술 유지가 필요하다.

○ 항공기술 인력은 타산업분야로의 기술이전 및 파급 극대화 가능

- 항공산업의 항공전자 등은 타 산업으로의 기술력 파급효과가 크므로 국제경쟁력을 갖춘 정보통신 분야에 파급될 경우 비약적 발전에 기여한다.

○ 항공기술 인력은 시험평가 및 인증기술이 요구됨

- 항공기 개발을 위해서는 비행안전성 확보를 위해 요구되는 필수 시험평가 및 이에 따른 감항성 인증 업무 수행한다.

(2) 항공안전인증 기술 교육 과정 및 프로그램 개발

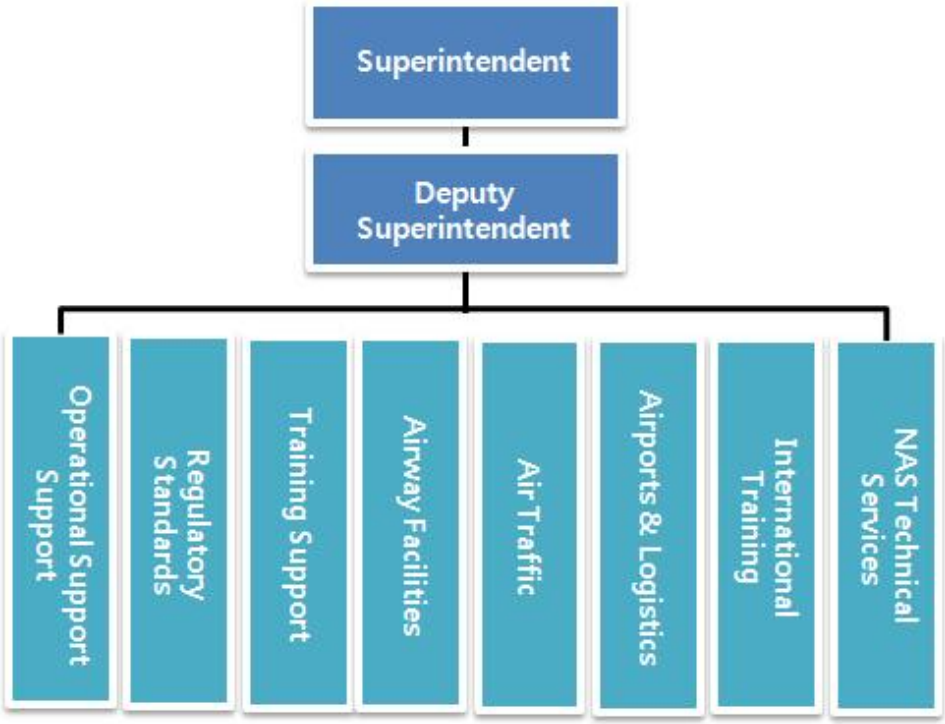
(가) 항공선진국 항공 안전 인증 전문인력 양성을 위한 교육 인프라 현황

① 미연방항공청 (FAA)

미연방항공청 FAA는 오클라호마시에 있는 MMAC(Mike Monroney Aeronautical Center)의 아카데미를 중심으로 전문분야별 교육과정 운영한다.

본 교육과정은 항공기 인증관련 규정, 기준, 절차는 물론 항공교통, 활주로, 공항 등에 관련한 항공 전반에 걸친 교육을 실시한다.

FAA 직원들의 교육을 위한 아카데미의 조직은 다음과 같다.



<그림 223> FAA Academy의 조직도

FAA 아카데미의 교육과정은 크게 다음과 같이 분류할 수 있다.

<표 134> FAA 아카데미의 교육과정

교육 분야	과목 수
Transportation Safety Institute Training	30
Civil Aero-medical Center Education	30
Management and General Training	149
Airports Training	23
Logistics	27
Aviation system Standards	42
Regulatory Standards	510
Airway Facilities Training	857
Air Traffic Training	289
Security & Hazardous Material Training	39

거리 직무교육은 인터넷을 통한 E-교육인 CBI(Computer-Based Instruction)와 비디오테이프로 배포된 IVT(Interactive Video Tele-training)으로 나뉘어 각 직무에 맞는 교육을 전파하고 있다. 예를 들어, Aviation Safety Engineer(ASE)의 경우 시스템, 동체, 추진 등에 대한 직무 수행을 위한 교육을 이수하고, Aviation Safety Inspector(ASI)는 계속 운용 안전성과 인증에 대한 업무 기능을 교육받는다.

또한 FAA 아카데미에서는 국제적인 교류를 위해 각국의 항공관련 종사자들에게도 문호를 개방하여 교육기회를 제공하고 있다. AMA-800에서 담당하고 있는 이 업무는 저비용 고품질의 교육을 제공함으로써 전 세계의 항공안전을 증진시키기 위해 수행되고, FAA의 교육과 협조는 정부 간의 협정, 통상적으로 FAA와 수혜국의 민간감항당국에 의해 이뤄진다.

항공기 인증에 관련한 교육은 AMA-200 Regulatory Standard Division에서 수행하고 있으며, 교육과정은 다음과 같이 분류되어 있다.

AMA-220 Aircraft Certification
AMA-230 Operations
AMA-240 Aviation Automation
AMA-250 Airworthiness
AMA-260 Contracts & Program Admin

항공기 인증에 관련한 교육은 FAA의 조직 내 교육훈련 담당자(ATM, Aircraft Certification Training Manager)를 두어 지속적인 인증전문가 양성 및 유지에 힘쓰고 있다. 현장직무교육(OJT)과 일부 자습과정을 제외한 대부분의 교육과정을 전문교육기관(FAA academy)을 통해 제공하고 있다. FAA academy는 해당 교육과정에 대한 전문지식과 인증경험을 겸비하고 있는 전문 강사들을 바탕으로 교육에 참석하는 개인, 기관, 단체의 요구를 반영하여 다양한 교육과정을 제공하고 있다.

② Kansas University

1864년에 개교한 미국의 캔자스 대학교(Kansas University)에서는 평생교육원(KUCE, The University of Kansas Continuing Education)을 통해 다양한 교육 기회를 제공하고 있다. 항공산업에 종사하는 엔지니어, 제조자 등을 위한 30여개의 단기과정을 마련 하였다.

대학교에서의 직무교육 코스는 해당 분야별로 산업체 전문가, 교수, 감항당국 담당자 등이 참여하여 교육과정을 구성하고, 강사로도 직접 참여하여 이론뿐만 아니라 현장실무능력을 갖춘 고급인력 양성에 기여하고 있다.

<표 135> Kansas University의 교육과정

구 분	교육과정	과목 수
이론 및 설계	Aircraft Structures Design and Analysis 외	19
인증	FAA Functions and Requirements Leading to Airworthiness Approval 등	2
응용/신뢰성	Basic MATLAB/SIMULINK 등	3
비행시험	Advanced Flight Tests 등	3
소프트웨어	Software Safety, Certification, and DO-178B	1
기타	Aviation Weather Hazards	1

③ 유럽 감항당국 (JAA/EASA)

1970년 일부 유럽 국가를 중심으로 유럽항공 요구조건(JAR, Joint Airworthiness Requirements) 제정을 위한 상호협력을 시작으로 유럽공동감항당국(JAA)이 구성/운영 하고 있다. JAA에서는 JAR을 포함하여 인증, 정비, 운용, 면허 등 전문분야별 교육과정을 개설 하여 교육을 실시하고 있다.

<표 136> JAA의 교육과정

분류	과정명	교육 내용
인증	IR21	- 이전 인증과 EASA의 인증 비교 - EC 규정 1702/2003(JAR 21과의 비교) - 기관(POA & DOA) 승인에 대한 개요 - 인증 절차에 대한 개요 - 각국 감항당국의 표준화에 대한 표준화
	POA Production Organization Approval	Part 21 Subpart G 생산 요구조건에 대한 일반개요 - Part 21 Subpart G Section A and AGM (POA)의 상세사항 - POA 없는 생산(Subpart F)에 대한 개요 - POA(Part 21 Subpart G Section B)와 AGM의 신청 - Part 21 POA 특권 사용에 대한 실례
정비	Part M	- EASA에 대한 개요와 의사결정 절차 소개 - Part M에 대한 상세 검토 및 EU국가의 역할과 기능 소개

분류	과정명	교육 내용
	Part 145	- EASA에 대한 개요와 의사결정 절차 소개 - Part 145에 대한 상세 검토 및 EU국가의 역할과 기능 소개
	Part 66/147	- EASA에 대한 개요와 의사결정 절차 소개 - Part 66/147에 대한 상세검토 및 EU국가의 역할·기능 소개
운용	JAR-OPS 1	- JAA 소개 - JAR-OPS 1 Section 1 and 2 - 개요 - JAR-OPS 1 subparts - 설명 - 품질시스템
	JAR-OPS 3	- JAA 소개 - JAR-OPS 3 - 일반 개용 - JAR-OPS 3 subparts - 설명 - 품질 시스템
면허	JAR-FCL	- JAA의 기원, 발전, 활동범위와 EASA로의 전환 - 규정제정 절차, 면허 팀의 역할과 CJAA 면허국, JAR - FCL의 개발과 시행 절차 - JAR-FCL의 중요 요구조건 ·일반 ·면허 ·교육기관 승인 ·실무와 이론 교육과정 ·형식과 등급 ·JAR-OPS와의 인터페이스 ·담당자와 조사관 ·조사 ·국가시스템에서 JAR시스템으로의 이전 ·헬리콥터분야의 차이 ·의학 요구조건 개요 ·비행 엔지니어에 대한 개관 ·표준화 원리와 방법

(출처 : 중소형항공기 인증기술 개발기획, 국토해양부 ,2009)

④ Cranfield University

✓ 서유럽 최대의 항공안전 관련 연구 및 개발 기관

✓ 단기과정으로 직무능력 향상을 위해 특화된 교육과정을 개설

✓ 교육과정은 강사진이 교수, 감항당국 담당자, 산업체 전문가로 구성되어 대학의 이론적 교육뿐만이 아니라 산업체의 실무교육을 접목하여 다양하고 실무적인 내용으로 강의

<표 137> Cranfield University의 교육과정

구 분	교육과정	과목 수
사고조사	Aircraft Accident Investigation 등	3
레이더/안테나	Adaptive Antennas - Introduction 등	20
이론 및 설계	Aircraft Conceptual Design 등	19
운항관리	Airline Fleet Planning 등	12
응용분야	Evolutionary Algorithms 등	9
유도무기	Guided Weapons 등	4
법/규정	International Air Law and Regulation	1
안전/신뢰성	Infrastructure & Safety Management 등	3

이외에도 크랜필드 대학교의 직무연수교육센터(CPD, Continuing Professional Development Course)에서는 공학, 컴퓨터, 관리, 제조, 재료, 안전성/신뢰성 등에 관련된 교육과정뿐만이 아니라, 산업공학과 제조공학 등 항공산업과 관련된 다양한 교육과정이 개설되어 있다.

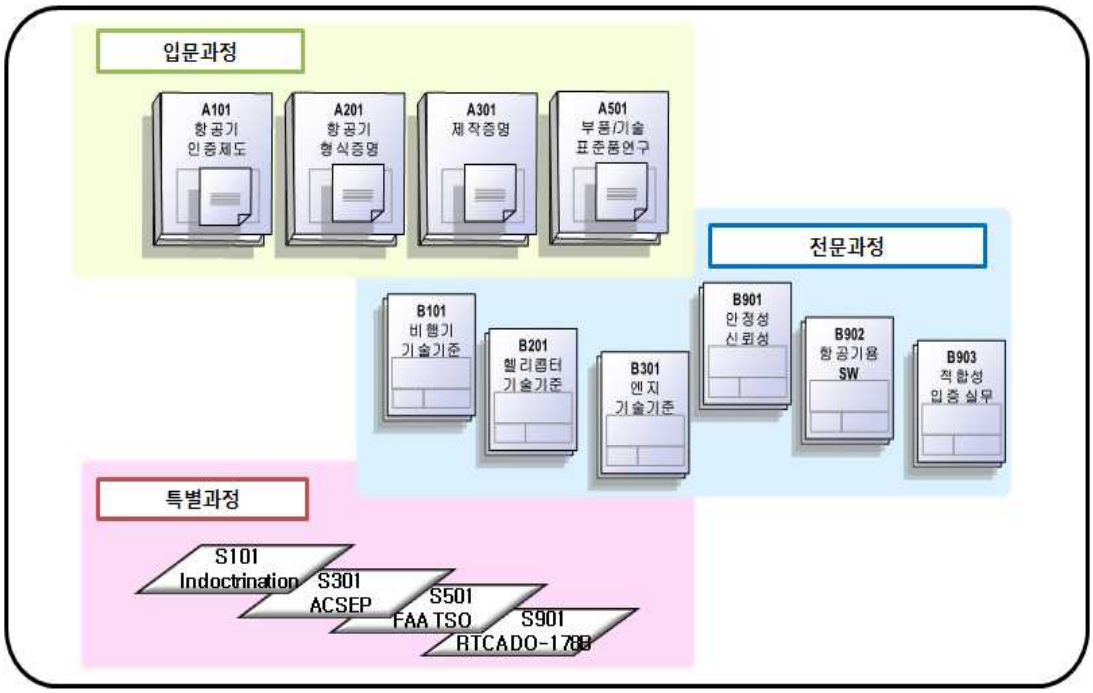
(나) 국내 항공 안전 인증 전문인력 양성을 위한 교육 인프라 현황

① 항공우주 안전 인증 센터

✓ 교육대상 : 항공산업체, 연구기관, 감항당국 등의 종사자 또는 이공계 대학 및 대학원 학생

✓ 강 사 진 : 대학 교수, 전문기관(항우연), 항공안전본부, 항공산업체 등에 근무하는 분야별 전문가 위촉

✓ 교육장소 : 한국항공우주연구원 교육실 (필요시, 산업체 또는 대학)



<그림 224> 항공우주 안전 인증 센터 교육 과정

② 감항인증 전문교육기관 - 방위사업청

✓ 기본과정과 전문과정으로 분류하여 기본 과정 2개 차수 운영(1개차수 : 약 30명수준)

✓ 전문과정 미운영

✓ 예산 미반영으로 무상운영



<그림 225> 방위사업청 '09년도 기본 교육 과정 (26개 과목, 20명 강사구성)

③ 항공우주기술인력 양성 - 국토해양부

○ 교육목적 : : 선진국 수준의 교육프로그램 도입을 통해 국제 경쟁력을 갖춘 기술 인재 양성

○ 교육과정

✓ 심화교육 과정은 여러 분야의 지식과 기술이 결합된 체계통합적(System Integration) 과목을 45시간(또는 3학점) 이상 포함하여 편성

✓ 교육과정은 다음의 3가지 기능에 집중

<표 138> 항공우주기술인력 양성 교육과정

핵심 기능	내 용
Knowledge	항공기술 분야별 전문지식 및 국제표준기술 관련 지식
Skill	졸업 후 R&D 또는 산업계에서 실무를 직접 담당할 수 있는 기술
Experience	실험실습 등에 의한 경험 부여

○ 세부과목

<표 139> 항공우주기술인력 양성 교육과정 세부과목

핵심과목	세부과목
항공기 및 우주 시스템 기술	• 시스템엔지니어링 기술 • 인증 기술 • 항공기 • 설계/제작 기술 • 항공재료 기술 • 항공기 전자기술 • 항공기 전기·통신 기술 • 발사체 기술 • 위성체 기술
차세대 항공 운송 시스템 기술	• 차세대 항행시스템 기술 • 항공교통관리 • 시스템 기술 • 공항시스템 기술 • 항공운항 기술

(다) 항공 안전 인증 전문인력 양성을 위한 기술 교육 과정 및 프로그램 개발

인증전문가 양성을 위한 교육과정을 다음과 같은 3개의 과정으로 구분하여 개발, 운영함으로서 조기에 인증전문가를 양성할 수 있는 체계를 수집하여야 한다. 본 보고서에서는 항공 안전 인증 전문인력 양성을 위한 교육과정 및 교육 프로그램의 개발 을 제시하고자 한다.

- 기초과정
- 심화과정
- 전문과정

각 분야별 세부 교육 과정 및 교육 프로그램은 다음과 같다.

○ 기초과정

✓ 인증체계
✓ 인증 규정 구조
✓ 법률체계

기초 과정은 각 감항당국의 인증체계를 이해하고, 인증의 기준이 되는 인증 규정 구조를 이해하며, 인증을 위한 법규체제등을 이해하기 위한 교육을 실시하여 인증 인력을 양성하기위한 전반적인 기초교육을 실시한다.

○ 심화과정

✓ 공통기술 분야 과정

심화과정의 공통기술 분야과정은 다음과 같은 프로그램을 통하여 교육을 실시한다.

- Lessons Learned From Accident
- Quality Assurance Engineering
- FAA Production Quality & Airworthiness Approval Requirements
- Reliability Engineering

✓ 구조 분야 과정

구조분야에 대한 교육프로그램은 다음과 같은 프로그램으로 구성할 수 있다.

- 항공기 구조 인증(Aviation Safety Engineer-Airframe)
- 항공기 응력해석 기초(Introduction to Aircraft Stress Analysis)
- 항공기 하중 기초(Introduction to Aircraft Loads)
- Introduction to Aircraft Aerodynamics
- Flutter/Aeroelastic Stability
- 복합재 기초(Composite Material)
- Damage Tolerance
- Aircraft Fatigue & Damage Tolerance
- Crashworthiness
- Aging Aircraft - Corrosion Prevention and Control Program

- Principles of AeroelasticityAircraft Structural Loads: Requirements, Analysis, Testing, and Certification
- Aircraft Structures Design and Analysis
- Durability and Damage Tolerance Concepts for Aging Aircraft Structure

여기에서 제 3세부기관인 회적익기 분야에서는 다음과 같은 프로그램을 추가적으로 구성할수 있다.

- Rotorcraft Structural Dynamics and Aeroelasticity

✓ 세부계통 분야 과정

세부계통 분야에 대한 교육프로그램은 다음과 같은 프로그램으로 구성할 수 있다.

- 항공기 세부계통 인증(Aviation Safety Engineer - Systems)
- 시스템 안전성 평가(System Safety Assessment)
- Reliability and 1309 Design Analysis for Aircraft Systems
- 항공기 결빙방지(Aircraft Icing)
- Flight Control and Hydraulic Systems
- Mechanical Design Reliability
- Aircraft Icing: Meteorology, Protective Systems, Instrumentation, and Certification
- Flight Control Actuator Analysis and Design
- Digital Flight Control Systems: Analysis and Design
- Aerodynamic Design Improvements: High-Lift Systems and Cruise Performance

여기에서 제 3세부기관인 회적익기 분야에서는 다음과 같은 프로그램을 추가적으로 구성할수 있다.

- 헬리콥터 시스템 이해(Rotorcraft Systems and Surveillance)

✓ 비행 분야 과정

비행 분야에 대한 교육프로그램은 다음과 같은 프로그램으로 구성할 수 있다.

- Flight Test Principles and Practices
- Operational Aircraft Performance and Flight Test Practices
- Airplane Flight Dynamics: Open and Closed Loop

여기에서 제 3세부기관인 회적익기 분야에서는 다음과 같은 프로그램을 추가적으로 구성할수 있다.

- Advanced Flight Tests
- Helicopter Performance, Stability and Control

✓ 전자전기 분야 과정

전자전기 분야에 대한 교육프로그램은 다음과 같은 프로그램으로 구성할 수 있다.

- 항공기 소프트웨어의 이해(Aircraft Software Fundamentals)
- 전자장비 인증절차(Avionics Certification Procedures)
- Fundamental Avionics

- 항공기 배선기초(Aircraft Wiring Practices)
- HIRF & Lightning Protection
- 항공기 낙뢰보호(Lightning Protection of Aircraft)
- Software Safety, Certification, and DO-178B
- Complex Electronic Hardware
- Software Change Impact Analysis
- System Software Reliability
- Software Quality Engineering
- 항공기의 계기에 대한 이해(Aircraft Instrument Systems)
- Electronic Design Reliability
- Antennas - Introduction
- Radar - Introduction
- Digital FDR
- Advanced Navigation
- Aviation Weather Hazards

여기에서 제 3세부기관인 회적익기 분야에서는 다음과 같은 프로그램을 추가적으로 구성할수 있다

- 헬리콥터의 계기에 대한 이해(Helicopter Instruments)

✓ 추진장치 분야 과정

추진장치 분야에 대한 교육프로그램은 다음과 같은 프로그램으로 구성할 수 있다.

- 항공기 추진장치 인증(Aviation Safety Engineer - Propulsion)
- 항공기 엔진제어의 이해(Fundamentals of Aircraft Engine Control)
- General Aviation Aircraft Propulsion Systems: Practical Concepts and New Directions

✓ 객실안전 분야 과정

객실안전 분야에 대한 교육프로그램은 다음과 같은 프로그램으로 구성할 수 있다.

- 비상탈출 및 구조장비 인증기술

○ 전문과정

전문과정은 설계개발 기술인력이 인증규정을 명확히 이해하여 설계에 반영할 수 있도록 설계 개발 기술인력을 위한 프로그램으로 구성한다. 이에 해당하는 프로그램으로는 항공기 이론 및 설계, 해석, 신뢰성 등으로 구성할 수 있다. 이는 일반적인 항공기 설계 교육 프로그램이 아닌 인증을 고려한 설계 교육 프로그램으로서 설계자로 하여금 인증규정에 대한 정확한 이해를 바탕으로 재설계와 같은 시행착오를 줄일수 있도록 함이 목적이다.

(3) 항공안전기술 핸드북 개발

인증 규정 및 항공기 기술기준은 그 내용이 법령과 같은 형식으로 이루어져 있어

그 내용을 이해하기가 어렵다. 이러한 규정을 인증 인력 뿐 아니라 설계개발 기술 인력이 각 해당 규정을 쉽게 적용할수 있도록 항공안전기술 핸드북을 개발하여 상호 공유 및 인증 실무에 적용될 수 있도록 한다.

항공안전기술 핸드북은 다음과 같은 내용을 포함하도록 한다.

○ 기술기준 세부 요건 조사 분석

본 핸드북 개발을 위하여 각 해당 항공기에 대한 기술 조항별 세부 요건을 분석하도록 한다.

기술기준 조항별 세부요건 분석은 각 감항기술기준을 기본으로 각 규정 구성 차례를 따라 수행하도록 한다.

조항별 세부요건 분석 방법은 조항내용을 제시하고, 조항 내용을 세부 분석한 내용을 제시하며 세부 내용 분석중 참고 문헌 및 제정 이력을 명시하도록 한다.

다음은 소형항공기급에 해당하는 내용이다.

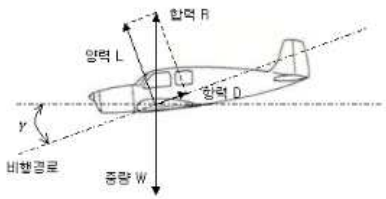
§23.71 Glide: Single-engine airplanes.

1. 조항 내용

§23.71 Glide: Single-engine airplanes.
The maximum horizontal distance traveled in still air, in nautical miles, per 1,000 feet of altitude lost in a glide, and the speed necessary to achieve this must be determined with the engine inoperative, its propeller in the minimum drag position, and landing gear and wing flaps in the most favorable available position.

2. 내용 분석

"활공비행(gliding flight)"이란 엔진 추력이 없는 무동력 상태에서 행하는 비행으로 비행 경로는 전방 하방을 향하며, 상대풍은 후방 상방으로 작용하여 날개의 공기 흐름은 합력을 만든다.



이 때 비행경로(flight path)와 수평선이 이루는 각을 활공각(gliding angle)이라 하고 활공각은 다음

$$\tan\gamma = \frac{D}{L} = \frac{1}{L/D}$$

과 같이 구해진다.

3. 참고문헌

- FAA AC 23-8B Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes, Section 23.71

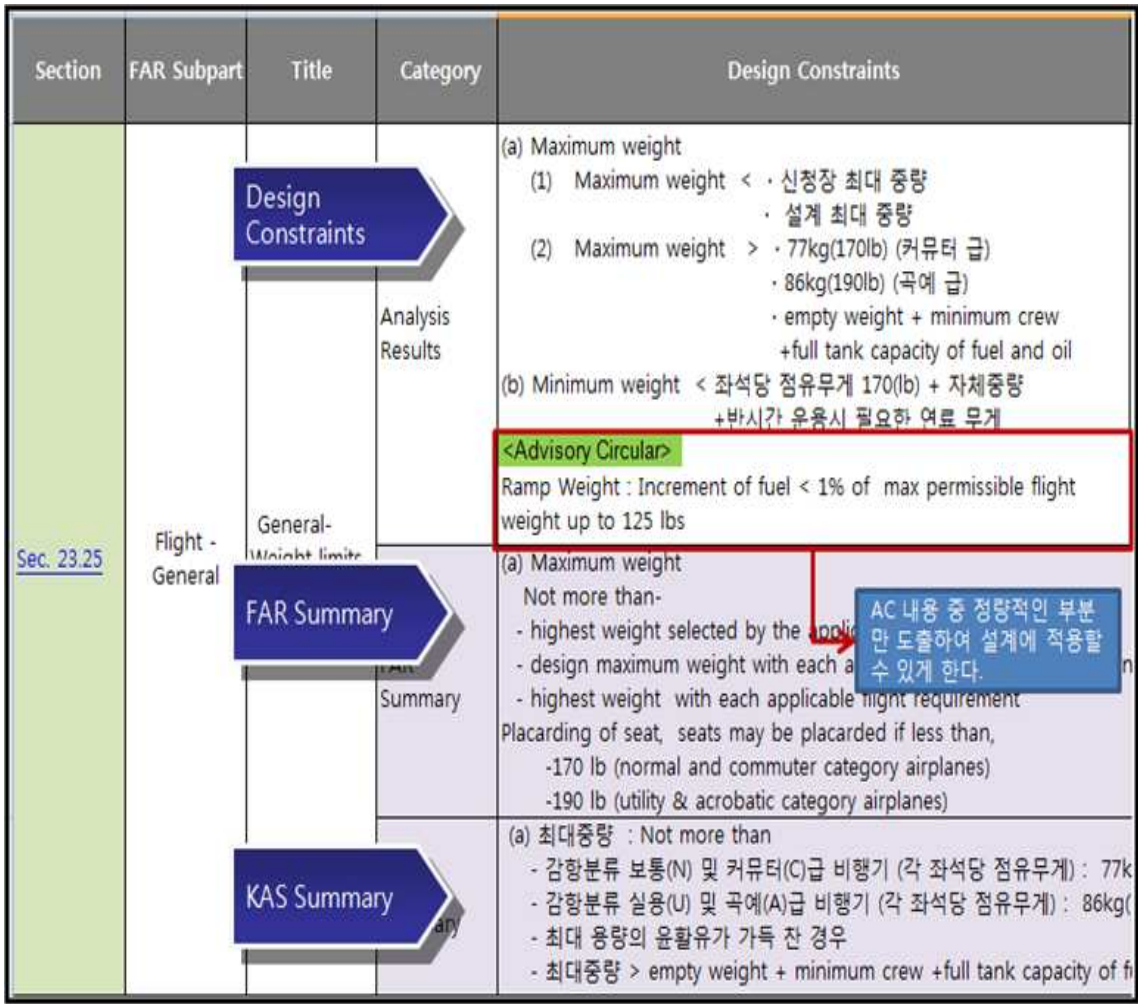
<그림 226> 소형항공기급에 대한 기술기준 세부 요건 조사 분석 예시
(출처 : 항공안전기술개발사업 제1단계 단계보고서, 항우연, 국토해양부)

○ 세부 요건 분석을 통한 설계 적용 요건 조사 분석

본 핸드북은 인증 인력을 위한 Guideline 제공할 뿐 아니라 설계 기술 개발 인력으로 하여금 인증 규정을 이해하고 이를 설계에 반영할수 있도록 Guideline 제공을 목적으로 한다. 특히 인증 규정은 설계 단계에서 설계자가 규정을 확인하여 설계하기에는 직접적인 값을 제시하는 경우가 드물어 많은 번거로움이 있다. 따라서 본 핸드북은 인증 규정을 분석하여 세부 요건을 분석하고 인증 요건과 설계 변수 간의 연관성을 분석 하여 각 분야별 설계제약조건을 제시한다. 더불어 해당규정의 적용할 수 있는 디자인 단계 , 검증 변수, 검증 방법 , 검증자원 ,검증 도구등을 제시한다.

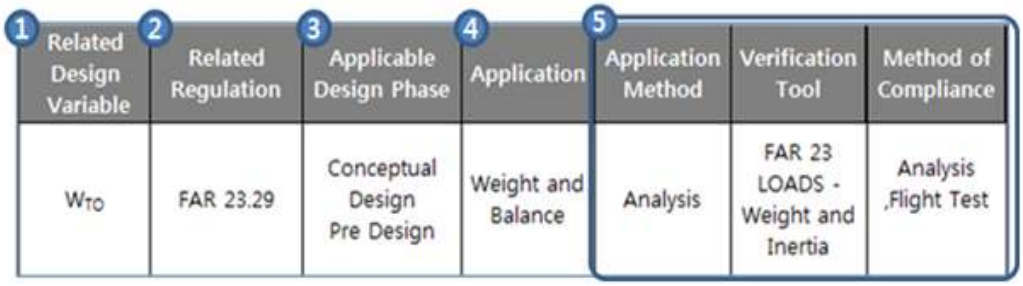
항공안전기술 핸드북은 다음과 같은 내용또한 포함하도록 한다.

✓ 세부 요건 분석을 통해 각 해당 항공기에 대한 인증 규정 요약 하고 인증 요건과 설계 변수 간의 연관성을 분석 하여 각 분야별 설계제약조건을 제시한다. (예시 : 소형항공기급 - FAR 23 ,KAS 23)



<그림 227> Design Constraints 작성

✓ 해당규정의 적용할 수 있는 디자인 단계 , 검증 변수, 검증 방법 , 검증자원 ,검증 도구를 제시한다. (예시 : 소형항공기급 - FAR 23 ,KAS 23)



1 Related Design Variable	2 Related Regulation	3 Applicable Design Phase	4 Application	5 Application Method	Verification Tool	Method of Compliance
W_{TO}	FAR 23.29	Conceptual Design Pre Design	Weight and Balance	Analysis	FAR 23 LOADS - Weight and Inertia	Analysis ,Flight Test

<그림 228> 해당규정의 적용할 수 있는 디자인 단계 , 검증 변수, 검증 방법 , 검증자원 ,검증 도구

① Related Design Variable

Related Design Variable는 규정 내용 분석을 통해 필요한 설계 인자를 확인하고 그와 관련된 설계 변수를 의미한다.

EX)

FAR 23.49 Design Constraints	단발비행기 와 2,720kg(6,000lb) 이하의 다발 비행기 - 조종가능실속속도 V_{SO} < 61(knots-KAS) - 최소등속실속속도 V_{S1} < 61(knots-KAS)

여기서 관계된 Design Variable VSO ,VS1 stall speed 를 구하기위한 Design Variable 는 Wing loading (W/S) ,CL 등이 있다.

② Related Regulation

규정내용에서 서로 연계되어 명시되는 관련 규정을 말한다.

EX)

FAR 23.31	다음 항을 만족시킬 경우 탈부착 가능한 밸러스트를 사용해도 무방하다. (a) 밸러스트를 운반하는 장소가 설치되고 ,23.1557의 의해 표시 (b) 탈부착 밸러스트에 적절한 배치에 대한 지시사항은 비행구정, 승인된 규정에 나타나 있어야 한다.

여기서 Related Regulation 은FAR 23.1157

③ Applicable Design Phase

Applicable Design Phase 은 총 3가지 Design(Conceptual Design , Preliminary Design , Detail Design) 단계로 구성

EX)

FAR 23.783	(a) 출입문 개수 >1 개 (f) Commuter(커뮤터) 급 항공기 적용 규정 (1) 승객 탑승구 문 형태 >높이 122 cm(48inch), 폭 61cm(24inch) <모서리의 곡률 반지름은 출구 폭의 1/3 (2) Test(정적극한 하중계수) 윗방향 : 3.0g ,곡기류 4.5g 전방 : 9.0g 측방향 : 1.5 g 아랫 : 6.0g

여기에서 Applicable Design Phase 는 Conceptual Design , Preliminary Design 에 해당된다.

④ Application

Applicable Design Phase에서 어느 단계에 해당하는지를 의미한다.

FAR 23.3	(a) 조종사 제외 승객수< 9인 , 최대이륙중량(N) < 12500(lb) (b) 조종사 제외 승객수 < 9인 , 최대이륙중량(U) < 12500(lb) (a) 조종사 제외 승객수< 9인 , 최대이륙중량(N) < 12500(lb) (b) 조종사 제외 승객수 < 19인 , 최대이륙중량(U) < 19000(lb)

위에 규정은 Conceptual Design 단계중 이륙중량계산 단계에 해당한다.

⑤ Application Method , Verification Tool , Method of Compliance

- Method of Complianc(MOC) : CCL 의 MOC로 총 9개의 적용분야로 나누어서 표기 한다.

<표 140> MOC 적용분야

MOC	MEANS
0	Statements
1	Drawing/Description/Document/Manual
2	Analysis
3	Safety Assessment
4	Laboratory Test
5	Ground Test
6	Flight Test
7	Inspection
8	Simulation
9	Equipment Qualification

- Application Method : 어떠한 방법으로 입증을 할 것인지 여부를 판단한다. 이는 CCL의 Method of Compliance와 비슷한 의미로 CCL의 MOC 중 설계 단계에서 적용할 수 있는 방법을 표기한다. 예를 들어 FAR 23.25 의 MOC 가 Analysis (AN), Flight Test (FT) 라면 설계 단계에서는 Analysis (AN) 로 입증할 수 있다.
- Verification Tool : 해당 규정을 검증 할 수 있는 Tool을 의미한다.

예를 들어 FAR 23 .25 의 MOC는 AN, FT 이고, Application Method 은 AN 라면 이 규정은 LOADS Analysis Program을 이용하여 AN를 통해 입증할 수 있다.

(4) 교육용 시험 평가 설비 구축

(가) 시험 평가 설비 수요 조사

- 항공 산업체 및 연구기관 보유시설 , 장비 현황, 운영현황, 장비 수요 조사
- 업계지원, 활용도, 시급성, 중복성 등을 고려한 필요 장비 구축 전략 수립
- 항공우주 연구원 , 국방과학 연구소 등 기존기관의 시험(성능,신뢰성 등)과 차별화된 시험 평가 설비 구축 방안 검토

(나) 인증 교육용 시험 평가 설비 구축

○ 관련 대학,연구서, 연구센터 등과 장비의 공동 활용을 통하여 장비의 중복 배제 및 설비 활용을 극대화하여 사업 비용을 최소화 함

○ 기존 시험 평사 설비 수용 조사를 통해 시험 평가 설비 유지 및 보완

○ 신규 설비 도입

- 장비구축 로드맵 수립 및 장비도입심의위원회 구성, 운영
- R&D 및 신뢰성 지원 장비 구축 및 서비스체계 확립
- 기초분석장비 구축
- 항공기 설계 해석 장비 구축
- Rig 시험 장비 구축
- 인증 시험 장비 구축(기능 시험, 내구성 시험, 환경 시험, 신뢰성 시험)
- Open Lab. System 운영, 산학연 장비 공동운영체제 구축
- R&D, 시제품 제작지원 등 구축 장비 및 시설의 연계활용 체제 강화

(5) 핵심과제 추진 일정 제안요구서(RFP)

수행업무 \ 일정		Y1				Y2				Y3				Y4				Y5			
		Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4
1	인력양성 현황 조사	■	■																		
2	배출인력의 활용실태 및 문제점 분석	■	■	■	■																
3	교육기관 시설 및 운영 실태 조사	■	■	■	■																
4	시험 평가 설비 수요 조사	■	■	■	■																
5	교육 시스템 구성 방안 제시					■	■														
6	교육 프로그램 제시(기초/심화/전문)					■	■	■	■												
7	강사 확보 및 양성방안 제시							■	■												
8	장비구축 로드맵 수립 및 장비도입심의위원회 구성, 운영					■	■	■	■												
9	교육이수자에 대한 처우 방안 제시									■	■	■	■								
10	교육시설, 교보재 구축									■	■	■	■								
11	항공안전기술 핸드북 개발									■	■	■	■								
12	Open Lab. System 운영, 산학연 장비 공동운영체제 구축									■	■	■	■	■	■	■	■				
13	시험장비 구축									■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■
14	교육 과정 및 프로그램 시범 운행													■	■	■	■				
15	항공 안전 인증 인력 양성 프로그램 검																	■	■	■	■

	증					
16	항공 안전 인증 인력 양성 프로그램 점검 및 교육 프로그램의 향후 발전 방향 제시					
	R&D, 시제품 제작지원 등 구축 장비 및 시설의 연계활용 방안 수립					

○ 총 사업비 산출 방법 및 세부 산출 내역

<표 141> 총 사업비 산출 방법 및 세부 산출 내역

(단위 : 천원)

		1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제1	인건비	245,000	315,000	325,000	325,000	150,000	1,360,000
	직접비	175,000	225,000	325,000	325,000	250,000	1,300,000
	운영비	175,000	225,000	325,000	325,000	150,000	1,200,000
	시험평가설비	105,000	135,000	325,000	325,000	450,000	1,340,000
세부과제2	인건비	160,000	200,000	315,000	315,000	175,000	1,165,000
	직접비	100,000	125,000	225,000	225,000	125,000	800,000
	시험평가설비	140,000	175,000	360,000	360,000	200,000	1,235,000
세부과제3	인건비	160,000	200,000	350,000	350,000	245,000	1,305,000
	직접비	100,000	125,000	250,000	250,000	175,000	900,000
	시험평가설비	140,000	175,000	400,000	400,000	280,000	1,395,000
세부과제4	인건비	160,000	200,000	280,000	280,000	175,000	1,095,000
	직접비	100,000	125,000	200,000	200,000	125,000	750,000
	시험평가설비	140,000	175,000	320,000	320,000	200,000	1,155,000
총계		1,900,000	2,400,000	4,000,000	4,000,000	2,700,000	15,000,000

라. 핵심과제 제안요구서(RFP)

핵심과제명	제 3-1 과제 : 항공안전 인증 인력양성 체계 구축

1. 연구개발 목표

○ 인력양성을 위한 교육 및 평가제도 연구
○ 인증 인력 양성을 위한 교육 과정 및 프로그램 개발
○ 인증 인력 양성을 위한 교육시설, 교보재 구축
○ 개발된 교육과정 및 교육프로그램 시범 운행을 통해 항공 안전 인증 인력 양성 프로그램 검증
○ 교육용 시험 평가 설비 구축

2. 연구개발 필요성 및 기술동향

□ 연구개발의필요성

○ 이러한 항공산업 발전 기본 계획 달성을 위해서는 항공 항공산업 발전 기본계획 달성을 위한 항공 안전인증 획득, 갱신, 보존 인력을 양성하기 위한 전문교육 프로그램이 필요
○ 설계개발 기술인력이 인증규정을 명확히 이해하여 설계에 반영할 수 있도록 체계적인 교육시설 및 교육과정이 필요.
○ 민수 부품 수출의 증가로 인증전문가(프로세스, 설계, 시험평가)에 대한 소요가지속적으로 증가함으로서, 국가차원의 항공기 인증기술 및 인력양성 체계의 기관별, 지역별 균형적이고, 효율적 운영체계가 요구.
○ 또한 Green Aircraft 시장 선점을 위한 친환경 항공기 개발을 위한 고성능 항공기 외형설계 기술, 경량화 설계 기술, 고효율 엔진설계 기술, 저 소음 설계기술, 온실가스 배출 저감 기술 필요에 따라 이 분야에 대한 인증 인력 체계 구축 필요.

□기술동향

<국 내>
○ 우리나라는 국제민간항공기구(ICAO)의 이사국이며, 세계 8위의 규모의 항공강국이나, 국제기구 등에서 근무하는 국제인력의 저변이 미약하여 국제적 역량이 부족한 실정
○ 특히 항공기 인부문에 있어서는 아직 초보단계에 머무르고 있는 실정
○ 우리나라에서 설계, 제작된 민간 항공기를 전 세계에 수출하고 세계 유수 항공기 제작사들과 어깨를 나란히 경쟁할 수 있는 체제를 구축하기 위해서는 항공기 운용 안전성을 확보하는 것이 첫 번째 과제이며, 항공기 인증인력을 확보하는 것이 그 첫 단계

○ 현재 국내에서는 선진국과의 항공안전협정(BASA)시험인증, 인증용 항공기개발, 항공사고예방기술, 항공안전기술 등의 항공관련 많은 R&D 사업을 계획하고 있는 만큼, 이를 수행할 수 있는 우수한 기술인력에 대한 수요가 더욱 증가할 것으로 전망

○ 이에 따라 감항당국인 국토해양부를 비롯해 인증 전문기관인 항공우주안전인증센터 및 방위사업청에서 전문인력 양성을 위한 교육을 실시하고 있지만 미비한 상태임

<국 외>

○ 항공선진국에서는 고부가가치의 항공산업을 보호하기 위해 인증 기술에 대한 이전을 국가차원에서 규제하는 현실을 감안하여 항공기 및 관련제품에 대한 인증기술 동향 정보를 수집하여 정기 세미나 또는 심포지움을 통하여 산업체에 전파하고, 인증전문가 양성을 위한 교육과정을 인증전문기관 또는 교육기관의 교과과정으로 개설하여 인증전문가를 양성하고 있음

○ 미국의 연방항공청은 17,850명에 달하는 직원들의 교육을 위하여 오클라호마시에 있는 MMAC(Mike Monroney Aeronautical Center)의 아카데미를 중심으로 전문분야별 교육과정을 운영하고 있음

○ 1970년 일부 유럽 국가를 중심으로 유럽항공 요구조건(JAR, Joint Airworthiness Requirements) 제정을 위한 상호협력을 시작으로 유럽공동감항당국(JAA)이 구성·운영되었는데, JAA에서는 JAR을 포함하여 인증, 정비, 운용, 면허 등 전문분야별 교육과정을 개설하고 있음.

3. 연구개발 내용

Ⅰ 연구개발 내용(세부과제별)

핵심과제 “항공안전 인증 교육 시스템” 은 다음과 같은 4개의 세부과제로 추진함. 핵심 기관인 제 1세부기관에서 핵심 전체 관리 및 과제간 교과과정 및 관리 운영.

□ 제 1세부과제 : 수송기 분야

○ 항공안전인증인력의 수요예측

- 교육기관별, 지역별, 분야별, 등급별 인력양성 현황 조사

- 배출인력의 활용실태 및 문제점 분석
- 교육기관 시설 및 운영 실태 조사

○ 항공안전인증 기술 교육 과정 및 프로그램 개발
- 교육 시스템 구성 방안 제시
  • 기초과정(공통기술)
  • 심화과정(특화기술)
  • 전문과정
- 기초과정(공통기술) 교육 프로그램 제시
  • 인증체계
  • 인증규정 구조
  • 법률 체계
- 심화과정(특화기술) 교육 프로그램 제시
  ① 인증관리 일반
  ② 구조(Structure)
  ③ 세부계통(Mechanical System)
  ④ 비행(flight)
  ⑤ 전자전기(Avionics)
  ⑥ 추진장치(Propulsion)
  ⑦ 객실안전(Cabin Safety)
- 전문과정 교육 프로그램 제시 : 항공기 이론 및 설계 , 해석 , 신뢰성등

○ 강사 확보 및 양성방안 제시
- 국내외 분야별 전문가 중 추천 및 선발
- 선발된 전문가를 중심으로 전문 강사 교육 과정 개발
- 전문 강사 교육 프로그램 개발

○ 교육시설, 교보재 구축
- 교육 프로그램에 대한 교육시설, 교보재 구축 방안 제시
- 원거리 직무 교육을 위한 온라인 콘텐츠 교안 개발, 온라인 교재 개발

○ 항공안전 인증 기술 핸드북 개발
- 각 해당 항공기에 대한 규정 내용 분석
- 각 규정의 인증 요소들로부터 설계 분야별 검증방법,검증도구등을 정립
- 설계자 입장에서 각 설계 단계별 인증 규정의 명확한 분석을 통한 설계 가이드 제공

○ 교육이수자에 대한 처우 방안 제시

- 인증 당국과 협의 하, 인증당국에서 발급하는 자격증과 연계 방안 제시

○ 개발된 교육과정 및 교육프로그램 시범 운행
- 전문교육 전담강사 섭외 및 교육대상자 리스트의 확보
- 교육수료인원 및 Man·Hour 목표 설정
- 수료생 만족도 조사를 통한 항공 안전 인증 인력 양성 프로그램 검증

○ 교육용 시험 평가 설비 구축
- 시험 평가 설비 수요 조사
- 기존 시설 유지 및 보완
- 신규 설비 도입

○ FAA 전문교육기관으로 인가 받기 위한 방안 연구 제시

□ 제 2세부과제 : 소형항공기 분야

○ 항공안전인증 기술 교육 과정 및 프로그램 개발
- 교육 시스템 구성 방안 제시
  - 기초과정(공통기술)
  - 심화과정(특화기술)
  - 전문과정
- 기초과정(공통기술) 교육 프로그램 제시
  - 인증체계
  - 인증규정 구조
  - 법률 체계
- 심화과정(특화기술) 교육 프로그램 제시
  ① 인증관리 일반
  ② 구조(Structure)
  ③ 세부계통(Mechanical System)
  ④ 비행(flight)
  ⑤ 전자전기(Avionics)
  ⑥ 추진장치(Propulsion)
  ⑦ 객실안전(Cabin Safety)
- 전문과정 교육 프로그램 제시 : 항공기 이론 및 설계 , 해석 , 신뢰성등

○ 강사 확보 및 양성방안 제시
- 국내외 분야별 전문가 중 추천 및 선발

- 선발된 전문가를 중심으로 전문 강사 교육 과정 개발
- 전문 강사 교육 프로그램 개발

○ 교육시설, 교보재 구축
- 교육 프로그램에 대한 교육시설, 교보재 구축 방안 제시
- 원거리 직무 교육을 위한 온라인 콘텐츠 교안 개발, 온라인 교재 개발

○ 항공안전 인증 기술 핸드북 개발
- 각 해당 항공기에 대한 규정 내용 분석
- 각 규정의 인증 요소들로부터 설계 분야별 검증방법,검증도구등을 정립
- 설계자 입장에서 각 설계 단계별 인증 규정의 명확한 분석을 통한 설계 가이드 제공

○ 교육이수자에 대한 처우 방안 제시
- 인증 당국과 협의 하, 인증당국에서 발급하는 자격증과 연계 방안 제시

○ 개발된 교육과정 및 교육프로그램 시범 운행
- 전문교육 전담강사 섭외 및 교육대상자 리스트의 확보
- 교육수료인원 및 Man·Hour 목표 설정
- 수료생 만족도 조사를 통한 항공 안전 인증 인력 양성 프로그램 검증

○ 교육용 시험 평가 설비 구축
- 시험 평가 설비 수요 조사
- 기존 시설 유지 및 보완
- 신규 설비 도입

□ 제 3세부과제 : 회전익기 분야

○ 항공안전인증 기술 교육 과정 및 프로그램 개발
- 교육 시스템 구성 방안 제시
  - 기초과정(공통기술)
  - 심화과정(특화기술)
  - 전문과정
- 기초과정(공통기술) 교육 프로그램 제시
  - 인증체계
  - 인증규정 구조
  - 법률 체계

- 심화과정(특화기술) 교육 프로그램 제시
  ① 인증관리 일반
  ② 구조(Structure)
  ③ 세부계통(Mechanical System)
  ④ 비행(flight)
  ⑤ 전자전기(Avionics)
  ⑥ 추진장치(Propulsion)
  ⑦ 객실안전(Cabin Safety)
- 전문과정 교육 프로그램 제시 : 항공기 이론 및 설계 , 해석 , 신뢰성등

○ 강사 확보 및 양성방안 제시
- 국내외 분야별 전문가 중 추천 및 선발
- 선발된 전문가를 중심으로 전문 강사 교육 과정 개발
- 전문 강사 교육 프로그램 개발

○ 교육시설, 교보재 구축
- 교육 프로그램에 대한 교육시설, 교보재 구축 방안 제시
- 원거리 직무 교육을 위한 온라인 콘텐츠 교안 개발, 온라인 교재 개발

○ 항공안전 인증 기술 핸드북 개발
- 각 해당 항공기에 대한 규정 내용 분석
- 각 규정의 인증 요소들로부터 설계 분야별 검증방법,검증도구등을 정립
- 설계자 입장에서 각 설계 단계별 인증 규정의 명확한 분석을 통한 설계 가이드 제공

○ 교육이수자에 대한 처우 방안 제시
- 인증 당국과 협의 하, 인증당국에서 발급하는 자격증과 연계 방안 제시

○ 개발된 교육과정 및 교육프로그램 시범 운행
- 전문교육 전담강사 섭외 및 교육대상자 리스트의 확보
- 교육수료인원 및 Man·Hour 목표 설정
- 수료생 만족도 조사를 통한 항공 안전 인증 인력 양성 프로그램 검증

○ 교육용 시험 평가 설비 구축
- 시험 평가 설비 수요 조사
- 기존 시설 유지 및 보완

- 신규 설비 도입

□ 제 4세부과제 : 친환경기술 적용 및 신기술 인증 기술 분야

○ 항공안전인증 기술 교육 과정 및 프로그램 개발
- 교육 시스템 구성 방안 제시
  - 기초과정(공통기술)
  - 심화과정(특화기술)
- 기초과정(공통기술) 교육 프로그램 제시
  - 인증체계
  - 인증규정 구조
  - 법률 체계
- 심화과정(특화기술) 교육 프로그램 제시
  ① 인증관리 일반
  ② 엔진
  - 일반
  - 설계 및 구조 (왕복엔진, 터빈엔진)
  - 블록시험 (왕복엔진, 터빈엔진)
  ③ 프로펠러
  - 일반
  - 설계 및 구조
  - 시험 및 검사
  ④ 항공기 엔진의 연료·배기가스 배출
  ⑤ 항공기소음

○ 강사 확보 및 양성방안 제시
- 국내외 분야별 전문가 중 추천 및 선발
- 선발된 전문가를 중심으로 전문 강사 교육 과정 개발
- 전문 강사 교육 프로그램 개발

○ 교육시설, 교보재 구축
- 교육 프로그램에 대한 교육시설, 교보재 구축 방안 제시
- 원거리 직무 교육을 위한 온라인 콘텐츠 교안 개발, 온라인 교재 개발

○ 항공안전 인증 기술 핸드북 개발
- 각 해당 항공기에 대한 규정 내용 분석
- 각 규정의 인증 요소들로부터 설계 분야별 검증방법,검증도구등을 정립
- 설계자 입장에서 각 설계 단계별 인증 규정의 명확한 분

석을 통한 설계 가이드 제공

○ 교육이수자에 대한 처우 방안 제시
- 인증 당국과 협의 하, 인증당국에서 발급하는 자격증과 연계 방안 제시

○ 개발된 교육과정 및 교육프로그램 시범 운행
- 전문교육 전담강사 섭외 및 교육대상자 리스트의 확보
- 교육수료인원 및 Man·Hour 목표 설정
- 수료생 만족도 조사를 통한 항공 안전 인증 인력 양성 프로그램 검증

○ 교육용 시험 평가 설비 구축
- 시험 평가 설비 수요 조사
- 기존 시설 유지 및 보완
- 신규 설비 도입

Ⅱ 각 차년도 연구개발 내용

차년도	연구개발 내용
1차년도	- 교육기관별, 지역별, 분야별, 등급별 인력양성 현황 조사 - 배출인력의 활용실태 및 문제점 분석 - 교육기관 시설 및 운영 실태 조사 - 시험 평가 설비 수요 조사 - FAA 전문교육기관으로 인가 받기 위한 방안 연구 제시
2차년도	- 교육 시스템 구성 방안 제시 - 기초과정(공통기술) 교육 프로그램 제시 - 심화과정(특화기술) 교육 프로그램 제시 - 전문과정 교육 프로그램 제시 - 강사 확보 및 양성방안 제시 - 장비구축 로드맵 수립 및 장비도입심의위원회 구성, 운영
3차년도	- 교육이수자에 대한 처우 방안 제시 - 교육시설, 교보재 구축 - 항공안전기술 핸드북 개발 - 전문교육 전담강사 섭외 및 교육대상자 리스트의 확보 - 시험장비 구축 - Open Lab. System 운영, 산학연 장비 공동운영체제 구축
4차년도	- 교육수료인원 및 Man·Hour 목표 설정 - 1~3차년도 까지 개발한 교육 과정 및 프로그램

	시범 운행 - 교육목표에 맞게 수강자의 교육 효과를 극대화 할 수 있도록 교재를 구성하고, 필요시 보조교재를 사용할 수 있도록 반영 - 시험장비 구축 - Open Lab. System 운영, 산학연 장비 공동운영체제 구축
5차년도	- 수료생 만족도 조사를 통한 항공 안전 인증 인력 양성 프로그램 검증 - 항공 안전 인증 인력 양성프로그램 점검 및 교육 프로그램의 향후 발전 방향을 제시 - 시험장비 구축 - R&D, 시제품 제작지원 등 구축 장비 및 시설의 연계활용 방안 수립

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략

○ 연구책임자는 단계별 목표를 수립하고, 그에 적합한 추진전략 및 일정계획 수립

○ 항공안전 인긍 인력 양성체계 구축을 통해 국제적으로 인정받을 수 있는 인증체계 확립과 실무능력 확보

○ 교육대상자

항공기 완제기, 부품의 설계 및 제작 또는 수출입 기업, 연구기관에 종사하는 엔지니어

항공기 관련 직무에 종사는 공공기관의 종사자

위에 제시된 기관에 협업 또는 취업을 희망하는 기관 및 엔지니어 개인

○ 전문강사: 국내외 분야별 전문가 중 추천 및 선발

군용 또는 민간항공기 항공안전인증업무 또는 유사업무 경력자

5년 이상 해당분야 현직 종사자

최근 5년 이내 해당분야 강사 경력자

최근 5년 이내 해당분야 교육 이수자

□ 추진체계

○ 산업체에 대한 인증취득 능력 확보 지원과 공조체제 구축을 통해 연구개발을 효율적으로 추진

○ FAA 뿐만 아니라 국제적으로 인정받을 수 있는 인증능력 확보를 위해 항공선진국의 자문을 적극적으로 활용

5. 최종성과물

□ 주요 ○ 항공안전인증인력의 수요예측

최종성과물	○ 항공안전인증기술 교육훈련 과정 개발 ○ 항공안전인증기술 교육 프로그램 개발 ○ 강사 확보 및 양성방안 개발 ○ 교육시설, 교보재 구비 ○ 항공안전기술 핸드북 ○ 교육과정 및 교육프로그램 시범 운행 보고서 ○ 교육용 시험 평가 설비 구축
□ 기술적 기대성과	○ 국내에서 개발하는 항공기에 대해 우리가 인증을 하고 우리 인증을 외국으로부터 인정받기 위해서는 기술기준에 대한 항공선진국 수준의 심층적인 이해가 절대적으로 필요. ○ 따라서 본 항공안전 인증 교육 시스템 구축을 토대로 헬기등 항공기 개발 고급연구인력 및 기술연구체계 인프라 구축하여 우리나라 자체 개발 항공기 및 도입항공기에 대한 신뢰성 있는 안전성 검증에 따라 세계적 수준의 인증시스템, 계속감항성 유지체제 구축, 안전성 인증기술을 확보할 수 있음. ○ 또한 우리나라 항공산업의 신뢰도 향상 및 안전성 증진 기대할 수 있을 것이며 우리나라 자체 개발 항공기의 설계, 제작에 대한 신뢰성 있는 검증에 따른 항공안전 향상을 기대할 수 있음
□ 사회 경제적 파급효과	○ 항공안전 인증 교육 시스템을 구축함에 따라 우리의 기술능력에 의한 자주국방력을 제고할 수 있게 되어 국내수요 항공기의 자체개발/생산체제를 구축하게 됨으로써 수조원에 해당하는 국방예산을 절감하는 기틀이 될 수 있음 . ○ 또한 우리나라 자체 적으로 신뢰성 있는 안전성 검증을 수행함에따라 안전한 항공여행에 대한 국민적 기대에 부응하고 항공기 운항 환경에서의 위험요소 분석 및 저감에 따른 국가 및 항공사의 사고예방 체계를 효과적으로 구축하여 증가추세인 우리나라 항공교통량에 대비한 항공교통시스템의 안전성·신뢰성·운영 효율성을 향상 시킬수 있음
□ 활용방안	○ 본 연구를 통해 항공기 인증 인력을 확보하여 우리나라 자체에서 설계,제작,인증받은 항공기를 전 세계에 수출하여 세계 유수 항공기 제작사들과 경쟁할 수 있는 체계를 구축하며 항공기 운용 안정성을 확보 할 수 있음 . ○ 또한 항공 안전인증 획득,갱신 보존하기 위한 전문 인력을 확보할수 있고, 인증전문프로세스, 설계, 시험평가) 인력이 지속적으로 증가함으로서 항공산업의 비약적 발전 및 대외 신뢰도

의 제고를 기대할 수 있음

○ 더불어 본 과제를 통해 개발된 항공안전기술 핸드북을 토대로 설계개발 기술인력이 인증규정을 명확히 이해하여 설계에 반영할 수 있도록 하여 재설계에 따르는 비용을 줄일수 있음.

6. 연구기간 및 지원예산

□ 전 체

○ 총 연구기간 및 총 연구비
- 총 연구기간 : 2012년 ~ 2016년 (5년)
- 총 연구비 : 150억원 (정부출연금 150억)

○ 1차년도 (2012년) 연구기간 및 연구비
- 1차년도 연구기간 : 협약일로부터 12 개월
- 1차년도 연구비 : 정부출연금 19억 이내

(단위 : 억원)

	1차 년도	2차 년도	3차 년도	4차 년도	5차 년도	계
세부과제1	7	9	13	13	10	52
	0	0	0	0	0	0
	7	9	13	13	10	52
세부과제2	4	5	9	9	5	32
	0	0	0	0	0	0
	4	5	9	9	5	32
세부과제3	4	5	10	10	7	36
	0	0	0	0	0	0
	4	5	10	10	7	36
세부과제4	4	5	8	8	5	30
	0	0	0	0	0	0
	4	5	8	8	5	30
총계	19	24	40	40	27	150

7. 기 타

○ 과제별 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
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

※ 1차년도 연구기간은 협약일로부터 사업단 1차년도 운영협약 종료일까지로 함. 다만, 선정 후 사업단 총괄기관과의 협약시 핵심과제 연구기간이 변경될 수 있음

○ 연구책임자(기관)는 성과목표(지표)별 달성목표치 및 가중치 등을 신청용 연구개발계획서에 제안하여야 함. 성과목표는 본 제안요구서의 5항에 정의된 성과물을 필수적으로 포함해야 하며, 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용할 계획임(※ 목표대비실적 평가자료 등으로 활용하여 인센티브 및 제재조치 강구)

○ 1차년도 연구기간 중, 선정된 주관기관(핵심연구책임자)은 제안한 연구개발계획서의 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화하여 사업단장 및 평가원의 승인을 거쳐 동 연구개발계획서를 수정·보완하여야 함

○ 기 수행되었거나(종료과제, 중단과제 등) 현재 수행중인 동 핵심과제 관련 연구개발결과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함
(www.kicttep.re.kr 정보마당, www.kordi.go.kr 참조)

○ 향후 본 핵심과제는 사업단내 타 핵심과제 또는 타 사업과 연구내용의 연계·조정 및 이에 따른 예산조정이 가능함

○ 추후 사업단 운영계획은 수정·보완될 수 있으며, 이에 따라 핵심과제 내 특정 기술개발에 대한 추진방식 등이 변경될 수 있음

제5절 헬기 인증 핵심 기술 개발

1. 핵심과제 개요

가. 핵심과제 정의 및 비전

(1) 핵심과제의 정의

본 핵심과제는 헬리콥터 운항과 인증에 요구되는 인증기술 개발이다. 헬리콥터 및 항공기 자체에서 발생되는 사고를 예방하고, 기체의 구성품과 운항 조건에 따른 안전성을 진단하기 위하여 인증기술 개발이 요구되어 진다. 국내 항공기의 경우 개발 역사가 짧고 경험이 부족하기 때문에 이에 따른 인증 기술 성숙이 늦게 되었다. 특히 결빙, 낙뢰 등과 같은 많은 경험과 높은 기술수준이 요구되는 인증 기술의 경우 기술 확보가 요구 된다.

(2) 핵심과제의 비전

- 인증 기술 개발을 통하여 항공 사고를 미연에 방지하기 위한 보조 장치나 기타 안전 증진 기기를 개발하고, 항공기 안전을 향상시킬 수 있는 설계/해석/실험 기술을 개발함으로써 국내 항공안전수준 향상에 기여
- 국제 항공관련 기구나 FAA, EASA 등에서 요구하는 동급의 항공기를 국내 인증 기술로 인증하고 저렴하게 보급하고 유지 보수함으로써 국내 항공기 운용자들의 항공사고 노출 위험도를 저감
- 국내 선진 기술과 관련 항공 인프라를 적극적으로 활용함으로 연구개발 투자 비용절감과 고부가 가치의 항공 인증 시스템의 국내 개발
- 헬리콥터 인증 기술 개발을 통하여 국내 개발 항공기의 안전성 기술 향상으로 국내 항공 브랜드 가치를 제고하고, 내수 및 해외시장 진출을 모색하여 국내 완제기 및 항공 사고 예방시스템 및 인증 기술 산업 활성화를 증진

2. 연구배경 및 필요성

가. 사회・문화적 관점

항공기의 사용이 증대되면서 항공기 안전과 신뢰도에 대한 기술적 인증이 매우 중요해 지고 있다. 특히 민간 항공기의 경우 사고 위험을 정확히 감지하고 대비하는 기술이 필요 되어 지고 있다. 헬리콥터의 경우 그 운항 특성 때문에 안전성 확

보가 매우 중요하다. 이와 함께 그린 기술에 대한 범국가적인 참여가 두드러지면서 환경 소음의 저감이 부각되고 있다.

이와 같이 항공기의 안전과 환경 규제가 강화됨에 따라 이에 따른 인증 기술의 중요도가 커지고 있다. Icing, Lighting, Noise, Category A 항목과 같은 안전과 환경에 직접적인 인증 기술은 이와 같은 안전, 환경 규제에 적합한 기술 분야 이다. 또한 우리나라에서 아직까지 기술 발달이 더딘 분야이기 때문에 개발이 요구되어지고 있다. 본 인증기술 부분에서 언급하는 Icing, Lighting, Noise, Category A 는 헬리콥터 인증 뿐 아니라 추후 수출에도 긍정적인 영향을 끼칠 수 있는 매우 핵심적인 분야이기도 하다. 본 장에서 이야기 하고 있는 인증기술 분야는 전문가들과의 협의와 토론을 통해서 선정한 것 중 가장 우선시 필요한 것을 정한 것이다. HIRF, 조류 충돌등과 같은 인증 추가 기술 또한 향후 추가할 수 있을 것으로 사료 된다.

3. 연구개발 목표 및 연구내용

가. 핵심과제 최종 연구목표

(1) 최종목표

- ○ 인증기술 개발을 통한 헬리콥터 운항 안전성과 신뢰성 향상
- ○ 국내 기술과 인프라 활용을 통한 인증기술 연구 개발
- ○ 인증기술 국내 개발, 국내 및 국외 시설 확보 및 활용 방안
- ○ 국내 인증기술 개발을 통한 항공기 안전성 향상을 통한 브랜드 가치 제고 및 해외시장 진출 모색

헬리콥터 사고를 방지할 수 있도록 인증 과정에서 보다 높은 인증기술을 적용 함으로써 헬리콥터 안전성과 신뢰성을 향상 시킨다. 국내 헬리콥터 및 고정익 개발 기술과 관련 인증 인프라 시설을 적극적으로 활용함으로써 연구 개발 투자 비용을 절감하고 국내 미성숙 인증 기술을 확보한다.

항공 인증 기술 개발을 통하여 국내 개발 헬리콥터 및 고정익 항공기의 안전성 향상으로 브랜드 가치를 제고하고, 내수 및 해외시장 진출을 모색할 수 있다. 또한 개발 된 인증 기술은 개발/설계 단계에서 통합하여 적용될 수 있다.

<표 142> 분류. 헬기 인증 핵심 기술 분야

세부과제 분류	기 술 개 발 목 표
Lighting Protection 설계 및 적합성 인증 기술	낙뢰에 의한 항공기의 영향을 분석하고 이에 따른 Lighting Protection 기술을 구축하고 인증 단계에서 적용
Icing Protection 설계 및 적합성 인증 기술	Icing 현상을 예측하고 De-icing 또는 Anti-icing 기술을 개발하여 헬리콥터의 안전성 향상과 사고 방지
소음 적합성 인증 기술	소음 인증을 위한 해석 및 시험 기술 확보 하며 인증에 필요한 저소음 기술을 구축
Category A 를 적합성 인증 기술	항공기의 엔진 중 하나가 꺼졌거나 작동 불능 상태에서 운항 할 수 있도록 하여 안전성 향상
복합재료 헬기 구조물의 결함허용기법 및 인증기술	BASA 인증용 헬기용 복합재료 구조물의 결함 및 손상 허용 설계 기술 개발 및 인증 획득 기술 확보

(2) 기술개발 내용

(가) 시험평가 인증기술 분야

○ Lighting Protection 설계 및 적합성 인증 기술
- Lighting Protection 인증요건에 대한 연구
- Lighting 현상 및 예측 기법에 대한 연구
- Lighting 예측과 항공기 손상에 대한 해석적 실험적 방법 연구
- Lighting Protection 설계 기술 및 비행 시험 인증 연구

○ Icing Protection 설계 및 적합성 인증 기술
- Icing 형상 예측 기술
- Icing 측정을 위한 해석적/실험적 방법 개발
- Icing test를 위한 시설 확보 및 활용 방안
- Icing Protection 설계 기술 연구 및 비행 시험 인증 연구

○ 소음 적합성 인증 기술
- 소음 인증요건에 대한 연구
- 소음 현상 및 소음원에 대한 연구
- 소음 예측 기법에 대한 수치적 연구
- 소음 측정을 위한 실험적 방법 연구
- 인증 요건을 위한 저소음 기술 개발 및 적용 방안

- 소음 인증을 위한 비행 시험 방안 및 인증 연구

○ Category A 적합성 인증 기술
- Category A Operation 인증요건에 대한 연구
- 이착륙시 엔진 정지 및 안전 이착륙 현상에 대한 연구
- 이착륙 엔진 정지시 헬기 기체 손상에 대한 해석적 실험적 방법 연구
- Category A Operation 헬기 설계 기술 연구
- Category A Operation 헬기 위험 비행 시뮬레이션 기술 연구
- Category A Operation 인증 비행 시험 인증 연구

○ 복합재료 헬기 구조물의 결함허용기법 및 인증기술
- 복합재료에 내장된 초음파센서를 이용한 비파괴검사기술 개발
- 복합재료 구조물의 손상허용성 평가 및 인증 기준 연구
- 복합재료 구조물의 피로수명 평가 방법 개발
- 복합재료 구조물의 손상허용성 평가 기법 개발
- 결함을 가진 복합재료 구조물의 수리 및 성능 시험평가

나. 세부과제의 필요성 및 연구개발 동향

(1) 시험평가 인증 기술 분야

(가) Lighting Protection 설계 및 적합성 인증 기술

항공기에 대한 낙뢰 타격은 대략 대지에서 2~4.5km 사이에서 낙뢰피격이 많으며, 구름의 분포형태상 온도가 0°C 이하인 4.5km 상공에서는 구름내부의 낙뢰를 맞을 확률이 높고 그 이하에서는 구름-대지간의 낙뢰를 맞을 가능성이 큰 것으로 보고 있다. 통계적으로 항공기는 매 3,000 비행시간마다 1회의 낙뢰를 맞는 것으로 보고되고 있으며, 미주간을 운항하는 여객기의 경우 년 평균 1회의 낙뢰를 맞고 있다고 한다.

운항중인 항공기가 구름-대지간의 낙뢰를 맞는 경우 항공기는 낙뢰 전하의 이동경로가 되는 셈이며, 이 때 전하가 통전이 되지 않는 겨우 절연파괴가 일어나 일종의 파괴 현상이 일어나게 된다. 항공기에 대한 낙뢰의 영향으로서 특징적인 것은 항공기가 진행하는 과정에서 앞부분에 낙뢰를 맞는 경우 항공기가 속도를 가지고 이동하는 동안 낙뢰가 계속 지속되므로 항공기를 휩쓸고 지나가는 형태를 최하게 되는데, 이를 특별히 소사타격(Swept stroke)이라고 한다. 소사타격은 낙뢰전류의 지속기간이 길고, 다중 타격(Multiple stroke)의 현상을 갖게 되어 여러 가지 파괴 현상을 나타낸다.

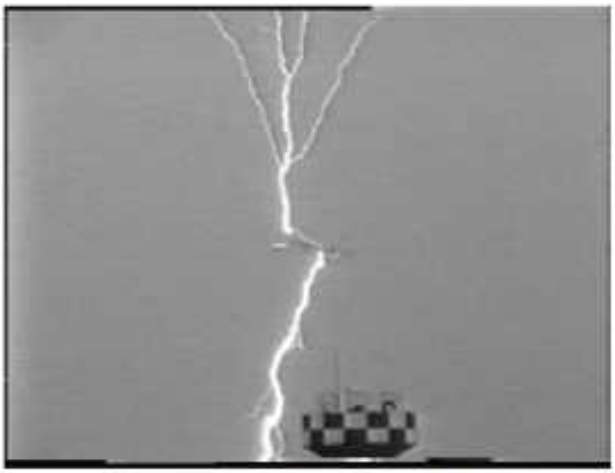
항공기에 대한 낙뢰의 영향은 크게 낙뢰 전압 또는 낙뢰 전류의 작용에 의하며 항공기에 나타나는 영향은 직접영향과 간접영향으로 나눈다. 낙뢰의 직접영향은 낙

뢰 아크의 직접적인 부탁 또는 낙뢰 전류의 전도로 인하여 항공기나 장비에 물리적인 손상을 일으키는 것으로 정의하며, 간접영향은 낙뢰전류 또는 낙뢰전압이 항공기를 관통하는 과정에서 일종의 자장을 형성하여 항공기의 전기회로에 유도되는 전기적 과도현상으로 항공전자장비에 손상내지는 기능장애를 일으키는 것을 말한다.

낙뢰의 직접영향의 내용으로는 낙뢰 전류의 장기간 지속으로 인한 금속체 부분의 용융 또는 전소, 움푹 패임, 가열 현상, 전자력, 이음매의 아크발생, 충격파와 과압력 등이 있으며, 아크의 발생이 연료탱크 내에서 발생할 경우 연료탱크의 폭발로 이어질 수 있다. 유리섬유 등과 같은 복합소재의 경우 통전이 되지 않으므로 낙뢰 직격을 받을 경우 적절한 통전경로를 장비하지 않을 경우 절연 파괴가 일어나 치명적인 피해를 입힐 수 가 있다. 낙뢰의 간접영향은 낙뢰 전류가 지나가는 동안 암페어의 법칙에 의해 자장이 형성되며 다시 이 자장이 항공기 배선을 지나는 경우 기전력 유도되어 전기 또는 신호를 이동시키는 회로에 갑작스런 과도 전기가 흘러 장비를 손상시킬 수 있다. 이러한 항공기의 낙뢰 직/간접영향으로부터 항공전자 장비를 보호하기 위해서는 항공기에 대한 낙뢰의 영향과 항공기 내부 시스템을 분석하고 해당 부품에 대한 위협 내용에 대한 보호 설계를 통해 달성해야 한다.

비행중인 금속제 항공기가 낙뢰를 맞을 때, Faraday의 새장 효과(Faraday Cage Effects, 정전기 차폐 효과 라고도 함)에 따라 충격 전류는 항공기체 바깥 표면을 따라 윙팁 또는 꼬리 구조를 경유하여 나가므로 내부 탑재 시스템이 보호되고 있다. 그러나 현대 항공기는 기체 구조에 상당한 량의 복합재료를 채용함에 따라 좌석 제어장치부터 플라이 바이 와이어 시스템에 이르는 각종 시스템이 전자장비에 대한 의존성이 증가하게 되어 과거에 경험되지 않은 문제를 나타나고 있다.

항공기에 대한 낙뢰 타격은 항공기가 낙뢰가 구름에서 지상으로 전파되는 과정에서 항공기에 낙뢰가 맞는 경우보다는 낙뢰가 항공기 자체에서 유발된다는 사실은 이해하기 시작한 것은 1980년대에 들어서부터 이다. 대기권을 운항하는 항공기가 낙뢰를 맞게 되는 것은 주로 강력한 전하가 형성이 되어 있는 구름 속을 지나는 과정에서 전계 영역과 충돌하면서 발생되는 유발 낙뢰(triggered lightning)가 주종으로 전체 항공기가 맞게 되는 낙뢰의 90%를 차지하며 나머지는 구름 지상간의 낙뢰가 진전되는 과정에서 맞는 것으로 보고되고 있다.



<그림 229> 유발 낙뢰의 발생장면

(일본 Kamatzu 공군기지에서 촬연된 이륙중인 항공기의 낙뢰 타격장면, 낙뢰가 항공기를 중심으로 윗방향과 아랫방향으로 진전되는 모습으로 볼 수 있음)

최초의 방전에 의한 항공사고는 1937년 5월 6일, Hindenberg Airship 사고를 들 수 있는데 이 경우 표면이 아주 높게 대전되어 전류가 표면을 관통하여 내부 프레임으로 흘러들어 점화가 일어나 큰 화재로 이어진 것으로 보고되어 있다. 낙뢰에 의한 항공사고는 영국의 항공 사고 조사기관인 AAIB(Air Accidents Investigation Branch)보고서를 보면, 헬리콥터(S-76, Sikorsky)의 경우 복합소재를 채택하고 있는 주회전익과 테일 로터에 낙뢰를 맞아 추락한 사례가 1999년도와 2002년도에 있었으며, 1997년도에 유로콥터 AS 332기의 경우 크게 손상을 입은 사고도 있었다. 고정익 항공기의 경우 1995년도 이후 거의 매년 연료탱크의 폭발 등 다양한 형태의 사고가 발생하였다.

조사에 의하면 운항중인 항공기가 낙뢰를 맞는 빈도는 이륙 후 상승 시 37%, 순항 시 25%, 하강 시 17% 그리고 진입 시 21%인 것으로 보고되고 있으며, 낙뢰사고는 미 연방항공청(FAA: Federal Aviation Administration)에서 낙뢰에 대한 연구가 활발하게 진행되었던 1980년대 이후에도 부단히 발생되고 있어 낙뢰에 대한 연구와 보완 대책이 지속적으로 요구되고 있다. 낙뢰 보호 대책은 신조 항공기의 입증시험 외에도 항공기 정비의 과정에서도 지속적으로 이루어져야 하며 기 제작된 통전 접속선 등 설계 내역이 지속적으로 보존이 되고 있는가를 확인해야 한다.

NASA는 항공기 개발초기 낙뢰에 의한 항공사고가 계속되자 NASA의 전신인 NACA에서 1938년 낙뢰에 대한 특별 소위원회(Sp SC, 1938~1945)를 구성하여 항공기에 대한 낙뢰의 위험(Lightning Hazards to Aircraft)에 대한 본격적인 연구에 착수하였다. 이 위원회에서는 낙뢰 방전에 대한 항공기의 위험을 개선하고, 낙뢰로 인한 항공기 승객의 위험을 경감하고 낙뢰 방전이 예상되는 조건을 회피하는 방안을 찾는데 주력하였으며 연구 결과로서 1946년 5월 NACA TN No. 1001, “Lightning Discharges to Aircraft and Associated Meteorological Conditions” 을 내놓았다. 이

후 NASA에서는 낙뢰와 관련한 항공기 보호 대책에 대한 연구를 꾸준히 진행하여 많은 연구 보고서를 발행하였다.

낙뢰가 항공기에 미치는 영향을 확인하기 위해 실제 비행기를 이용하여 낙뢰 현상을 조사한 비행시험은 다음과 같다.

- F-100F : 1964~1966년 Fitzegrald에 의해 수행되었으며 항공기를 폭풍 속을 관통하게 함으로서 낙뢰 사진을 촬영토록 한 것으로 총 49회의 낙뢰 촬영이 있었으며 낙뢰 전류에 대한 분석이 이루어짐.
- F-106B : 1980~1986 까지 NASA가 F-106B를 이용 고도 5,000~40,000ft에서 1500여회의 폭풍 우속 비행시험이 수행되었으며 714회의 낙뢰를 맞음. 고도 6km를 중심으로 높은 고도에서 낮은 고도보다 10배 많은 낙뢰 타격이 있음이 확인됨.
- CV-580 : 1984~1985에 USAF/FAA가 수행한 시험으로 항공기에 field mill을 장착하여 전계의 변화를 측정함.
- C-160 : 1984~1988까지 프랑스에서 수행됨. 낙뢰 최초 부착에 대한 연구가 있음. 항공기에 대한 전계 특성을 수십 밀리초에서 마이크로 초단위로 측정함.

낙뢰는 그 영향 정도에 따라 직접영향과 간접영향으로 구분 지을 수 있다. 각 영향에 따른 현상에 대해서 살펴보자.

• 낙뢰의 직접영향

a) 절연체 구멍 발생(Dielectric Puncture): 전기적 전도성 요소로 덮힌 절연체(Dielectric) 스킨(skin)에는 낙뢰로 인해 핀홀 크기로부터 대구경의 홀(holes)을 생기게 할 수 있다. 이 홀(hole)은 장비에 낙뢰가 직접 부착되어 발생되는 결과이다. 구멍이 생길 가능성이 유전체 하부 전도체까지의 거리, 스킨의 두께 및 절연내력, 유전체 표면 상태, 다른 전도체와의 근접성의 함수가 된다. 유전체의 어느 지점에 구멍을 내는 전압이 기체상의 가장 가까운 전도 지점에 섬락(flashhover)을 야기하는데 필요한 전압보다 상당히 크지 않은 경우라면, 일반적으로 유전체 스킨의 구멍이 생기 된다.

b) 아크 루트 열 손상(Arc Root Thermal Damage and Thermal Effects): 아크 루트 부위에서 연소(burn through)와 재료의 부식(erosion)이 발생할 수 있다. 금속의 경우 이것은 전류와 시간의 함수이다. 아크 루트 부위에는 아크 루트 자체로부터 큰 열이 발생할 뿐만 아니라 높은 전류 밀도로 인한 집중적인 저항 열 발생이 있게 된다. 대부분의 에너지는 금속 표면이나 표면에 가장 가까운 부위에서 발생된다. 아크 루트 부위에서 발생된 열을 전도에 의해 금속이 흡수할 수 있는 정도를 초과할 경우, 초과되는 열로 인해 금속의 녹아내림이나 기화, 열의 재방사 등이 발생하게 된다.

탄소 섬유 복합재료에서 열의 효과는 더욱 심각하다. 열 전도와 전기적 저항은 레진의 녹아내림, 기화, 층 분리를 일으킨다. 또한 이러한 물리적 손상 정도에 비례하여 영향이 미치는 손상 영역이 증가하게 된다. 카본의 아크 루

트 연소 전압은 금속의 경우보다 높다. 이 효과와 높은 벌크 저항이 더해져 아크루트 인접 부위에 더욱 많은 열을 생성하게 되고 금속보다 오래 지속된다.

금속 표면의 경우 주로 낙뢰 섬광(lighting flash)의 중간 단계에서 연소와 심각한 부식을 초래하는 전류와 시간 최소 조건을 초과하게 되는데 비해, 탄소 섬유 복합재료의 경우에는 낮은 전류, 장주기 펄스 뿐아니라 고작용 통합 펄스가 높은 열입력을 생성하여 모든 낙뢰 섬광 단계에서 심각한 상황을 초래하게 된다.

c) 음향 충격파에 의한 손상(Acoustic Shock Wave Damage): 아크와 기체 표면의 상호작용은 충격파를 발생시킬 수 있다. 충격파의 심각성은 피크 전류 값과 전류 상승률에 비례한다. 일반적으로 음향 충격파로 인한 손상은 금속 스킨에서는 심각하지 않다. 이로 인해 금속 스킨이 움푹 들어갈 수는 있어도 구멍이 나는 경우는 거의 없다. 단단한 복합채 스킨의 경우 크랙이나 파일 발생할 수 있다.

d) 자기력(Magnetic Force): 자기장 내에서 움직이는 도전 입자는 힘을 받게 된다. 자기력 F = IL × B 로 표현되며, 여기에서 I는 전류, B는 자기장을 나타내는 벡터값이다. 항공기를 통과하는 낙뢰 전류의 경우 이 힘은 다양한 양상으로 나타난다. 그 중 한 가지는 낙뢰 전류가 흐르는 도체 표면상에 작용하는 힘이다. 도체 한 부분의 전류 요소가 자기장을 생성시키고 이 자기장이 다른 모든 전류 요소에 영향(자기력)을 미친다. 이러한 효과에 의해 도체의 모든 면에 대해 안쪽 방향으로의 힘이 미치게 된다. 이 힘은 표면 전류 밀도가 밀리미터당 수 킬로 암페어 이상일 때에만 심각한 수준이 된다. 예를 들어, 5mm 직경의 도체에 200kA peak 전류 펄스가 흐를 때 1000 기압이 힘이 표면에 작용하게 된다. 어떤 경우에는 상대적으로 적은 힘이지만 심각할 수도 있다. 이러한 경우의 예가 금속 다발의 본딩 스트랩의 경우이다. 금속다발의 본딩 스트랩에 작용하여 물리적으로 손상시킬 수 있다.

• 낙뢰의 간접영향: 낙뢰의 간접 영향은 낙뢰 섬광이 동반한 전자기장이 항공기와 상호작용을 일으킨 결과이다. 섬광이 발생하는 동안 항공기 내부에 낙뢰에 의한 과도적인 환경이 생성되고 이 과도 환경이 배선에 전압과 전류를 발생시켜 최종적으로 연결된 장비에 악영향을 주게 되는 것이다. 낙뢰 간접 영향은 다음과 같은 메커니즘으로부터 기인한다.

a) 개구(Apertures): 개구는 구조물에서 전자기적으로 명백히 열린 부위로 정의된다. 예로는 윈도우, 캐노피, 레이돔, 틈새, 비전도성 패널 등이 있다. 내부 배선으로의 전압과 전류의 커플링 현상은 이러한 개구부를 지나가는 자기장으로부터 발생된다.

b) 확산(Diffusion): 확산은 전도성 물질의 두께 방향으로 전자기장이 통과하는

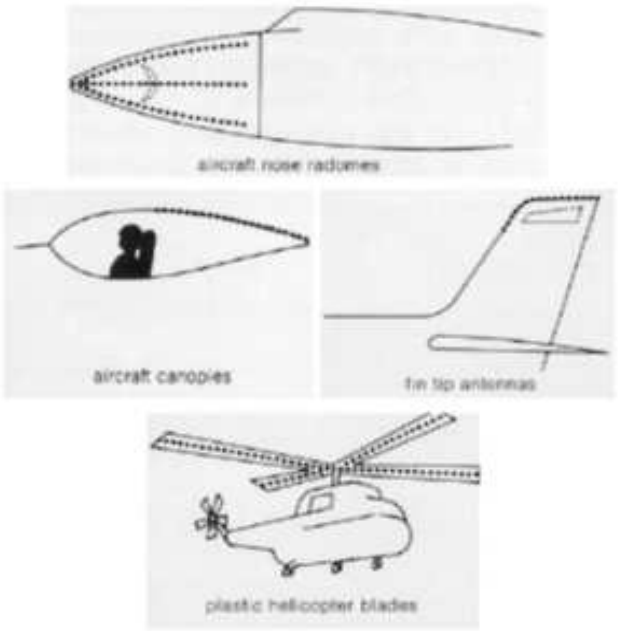
프로세스이다. 이 프로세스로 내부 전자기장이 발생되어 외부 구동 전류의 늘어난 파형을 항공기로 반사시킨다. 알류미늄과 같은 고전도성 구조물의 경우, 일반적으로 작은 진폭의 결합 전류르 생성시킨다. 탄소 섬유 복합재료의 경우, 결합 전류의 진폭이 상당할 수 있다.

c) 구조적 IR 전압(Structural IR Voltages): 이 전압은 전기적 회로의 양 단에 걸리는 구조물의 임피던스에 대한 전류 흐름으로부터 발생된다. 알루미늄과 같은 고전도성 구조물의 경우 이 전압의 크기는 일반적으로 작아 무시할 만하지만, 탄소 섬유 복합재료의 경우 이 전압의 크기가 상당히 클 수 있다.

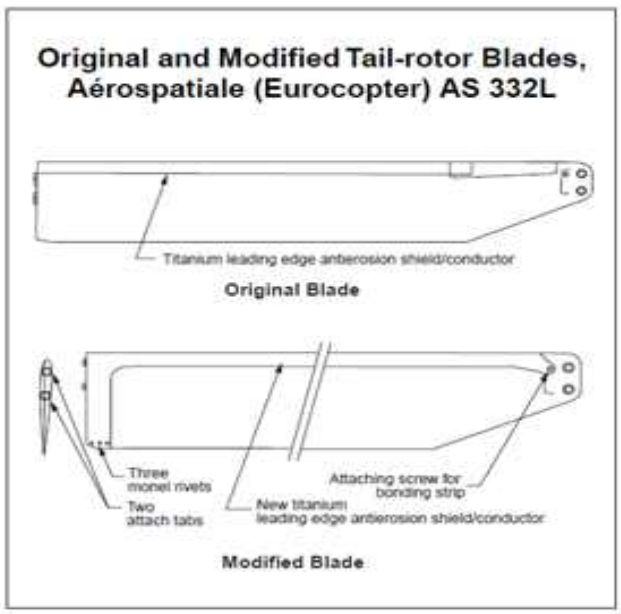
d) 전도적 침투(Conductive Penetrations): 부분적으로 구조물의 외부에 노출되고 부분적으로는 내부에 노출된 전도체는 항공기의 내부로 전류를 직접 전도하는 경로를 형성하게 된다. 이러한 예로는 안테나, 각종 등화장비 및 히터, 전도성이 있는 기계적 케이블과 튜브 등이 있다. 이러한 곳이 잘 본딩되어 있지 않거나 침투 지점으로부터 분리되어 있지 않는 경우, 상당한 전류가 항공기 내부로 전도될 수 있다.

이와 같은 낙뢰의 직/간접 영향으로 항공기를 보호하기 위해서 감항당국에서는 법규로써 그 안전기준을 정하고 있으며, 우리나라의 경우 '항공기 항행의 안전을 확보하기 위한 기술상의 기준으로 고시되어 있다. 항공기를 새로 설계하여 제작하는 경우 이 기준에서 제시하고 있는 안전요건을 준수하여야 하며, 이를 위해 다양한 형태의 기술문서가 제정되어 사용되고 있다. 미국의 경우 자동차 기술자 협회 SAE(Society of Automotive Engineers)에서 실제 낙뢰 전류 및 전압을 모사한 낙뢰 전류 및 전압 파형을 제시하고 있으며, 감항당국에서는 이를 안전성 평가의 기준으로 채택하고 있다. 실제로 새로운 항공기를 제작할 경우 이 기술문서가 제시하고 있는 파형으로 인공 낙뢰를 만들어 가격하여 안전성을 입증하여야 한다. 또한 효율적인 낙뢰 시험평가를 위해 항공기 기종별로 낙뢰 피격 부위를 구분하여 낙뢰 잘 맞는 곳과 잘 맞지는 않으나 낙뢰 전류 통과 경로가 되는 부위를 구분하여 시험하도록 하고 있다.

낙뢰 보호를 위해서는 직접영향 대해서는 낙뢰를 맞는 경우 지체하지 않고 낙뢰 전하가 통전되도록 하는 일이 제일 중요하다. 따라서 항공기의 모든 접합부위에 아크가 발생하지 않도록 빈틈이 없게 견고히 접합하여야 하며, 접합이 곤란한 조종면 부위 등은 통전용 연결선(Bonding Jumper)을 규정에 맞게 장착하여야 한다. 전류를 통전하지 않는 복합소재의 경우 통전 경로를 형성시켜 주어야 하며 이러한 방법으로는 분산(Diversion strips)를 설치하거나 구리로 된 망사(mesh)를 덧붙이기도 하고, 도전성 도료로 칠하기도 한다. 간접영향에 대한 보호로는 낙뢰 전류로 형상된 자장이 내부 배선을 관통하지 못하도록 배관하는 방법과 관통한 자장으로 인한 과도현상을 차단하기 위해 회로적으로 보완하는 방안이 강구되고 있다.



<그림 230> LDS(Lighting Diversion System)의 적용



<그림 231> Lighting Protection 설계

헬리콥터의 안전성을 인증 받기 위해서는 낙뢰로 인해 헬기의 로터를 포함한 구조부에 치명적인 손상이 발생하거나 연료탱크 내 유증기의 발화 그리고 전기/전자 세부계통에 허용되지 않는 급격한 전압 변화(Surge)나 전이현상(Transient)이 발생하지 않도록 규정하고 있다. 이러한 요건에 대해서 적합성을 입증하기 위해서는 전기체에 대한 낙뢰타격시험이 필요하다. 관련 규정 조항은 다음과 같다.

27/29.610 Lightning protection
27/29.1309(h) Equipment, systems, and installations
27/29/954 Fuel system lightning protection

Lighting Protection 설계 및 적합성 인증 기술 연구비 내역

1. 총 연구기간 : 2014년 ~ 2018년 (5년)
2. 총 연구비(억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제1	6	12	18	18	6	60
	0	0	0	0	0	0
	6	12	18	18	6	60
총계	6	12	18	18	6	60
	0	0	0	0	0	0
	6	12	18	18	6	60

3. 연구비 산출 방법 및 내역
 - 인건비 : 10 명 × 5 천만원/년 = 5 억원
 5 년 × 5 억원 = 25 억원
 총 25 억원
 -연구장비비 (시험 모델 구축, 낙뢰 조건에 따른 시험장비)
 시험 모델 제작 = 8 억원
 낙뢰 조건에 따른 시험 장비(환경조건 모사) = 8 억원
 총 16 억원
 - 소프트웨어 활용 및 자료조사비 :
 낙뢰 해석 코드 개발 및 활용 = 2.5 억원
 낙뢰 자료 조사 및 현상 연구 = 1.4 억원
 총 3.9 억원
 - 관리비/학술 자료 확보비/전기세 등: 년간 1200만원*5년 =6 천만원
 - 출장비 : 10 명 × 500 만원/년 = 5 천만원
 5년 × 5 천만원 = 2.5 억원
 총 2.5 억원
 - 기관오버헤드 : 60 억원 × 20% = 12 억원
 총 12 억원

 - 연구비 총액 : 60 억원

(나) Icing Protection 설계 및 적합성 인증 기술

항공기의 결빙은 항공기 운항 안전에 있어 가장 다루기 어렵고 위험한 요인 중에

하나이며 실제 사고의 원인이 된다. 군용 회전익 항공기의 경우 결빙 방지 시스템이 구축되는 경우가 많으나 민간용 회전익 항공기의 경우 결빙 방지 시스템을 적용하는 경우가 적다. 그러나 민간용 항공기 또한 기상변화에 대응하여 비행하여야 하기 때문에 결빙환경에서의 비행 안전성에 대한 연구가 필요하다.

회전익 항공기의 경우 로터 블레이드에 비대칭으로 형성된 결빙은 항공기에 심한 유발 진동을 일으킬 수 있다. 안정판이나 방향타 등의 선단에 일어난 결빙은 항공기 조작을 방해할 수 있다. 또한 피토관 같은 공기 데이터 센서나 안테나에 결빙이 생성될 경우, 잘못된 속도, 고도 등의 계측 값을 조종사에게 전달하여 무선통신에 지장을 준다. 만약 결빙으로 인한 얼음조각이 엔진 흡입구에 들어갈 경우, 이로 인한 엔진 정지는 결빙 중 빈도수는 작지만 발생할 경우 위험성이 가장 높다.



<그림 232> 항공기 Icing 문제

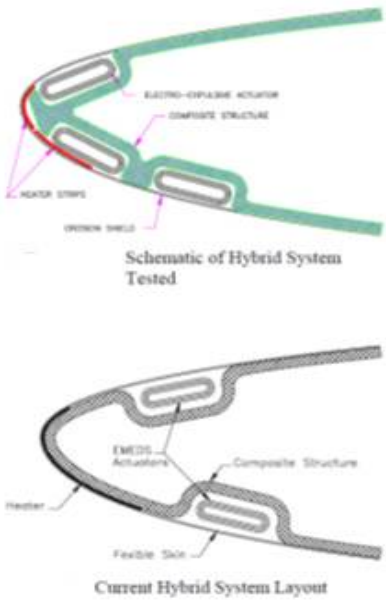
(A photo of the Convair-580 showing runback ice just aft of the heated leading edge of the wing for the sever icing episode of 16 February over Mirabel at -29°C. Rime icing can be seen on the forward portion of the wing tip probe.)

결빙 방지를 위해서는 결빙 환경에 노출된 부위에 결빙 형성을 막는 방빙(anti-icing) 시스템이 필요하다. 이미 결빙이 생성되었거나 생성될 것 같은 임계점에 도달하였다면 이를 알려줄 수 있는 결빙 탐지 시스템이 필요하며, 일단 결빙이 생성되었다면 생성된 결빙을 제거하는 제빙(de-icing)시스템이 있어야 한다. 방/제빙 시스템은 엔진의 브리드 공기를 이용한 가열식 공기 및 전기저항과 글리올, 알코올 등의 액체를 이용하는 방법이 있다. 방빙시스템은 수분을 증발시켜 결빙 생성을 방지하기 때문에 제빙시스템보다 많은 양의 에너지를 필요로 하며 방빙시스템의 가동은 하강비행이 불가할 정도의 엔진의 힘이 필요한 경우도 있다. 따라서 방빙시스템은 시스템에 요구되는 에너지양에 대한 평가와 방빙시스템의 기능이 100% 수행되지 않아 발생하는 얼음 흐름현상에 대한 평가가 필요하다. 또한 제빙시스템은

주기적으로 생성된 결빙을 제거하는 것으로 제빙시스템이 작동하는 주기 사이에 생성된 결빙이 미치는 위험도 평가와 분산된 얼음이 다른 구성품에 미치는 결빙분산 영향 평가가 요구된다. 결빙탐지시스템은 결빙 축적율이 가장 높고 모든 얼음 물방울의 크기가 탐지 가능한 위치 장착하여야 하며 탐지기의 응답시간이 지연될 시 미치는 영향을 고려하게 된다.

결빙방지시스템 장착을 위해 회전익 항공기 초기 설계 시 결빙생성구역을 찾아 결빙방지시스템이 적용되는 부위를 선정해야 하며 이 때 주로 고려해야할 부위는 엔진 흡기시스템, 로터블레이드, 수직/수평 안정판, 조종실 윈드실드, 피토관 등의 공기데이터시스템, 연료탱크 및 연료시스템, 실속방지시스템, 결빙방지시스템, 안테나/페어링 등의 돌출부 등이 있다.

회전익 항공기에서 가장 어려운 문제는 메인 로터 블레이드의 방/제빙 시스템으로, 메인 로터 블레이드의 결빙방지에 대한 연구는 주로 전기 가열식 제빙 시스템을 사용을 전제로 수행하고 있다. 또한, 방빙액을 이용한 방빙 시스템이 개발 중에 있다.



<그림 233> Hybrid Anti-Icing System

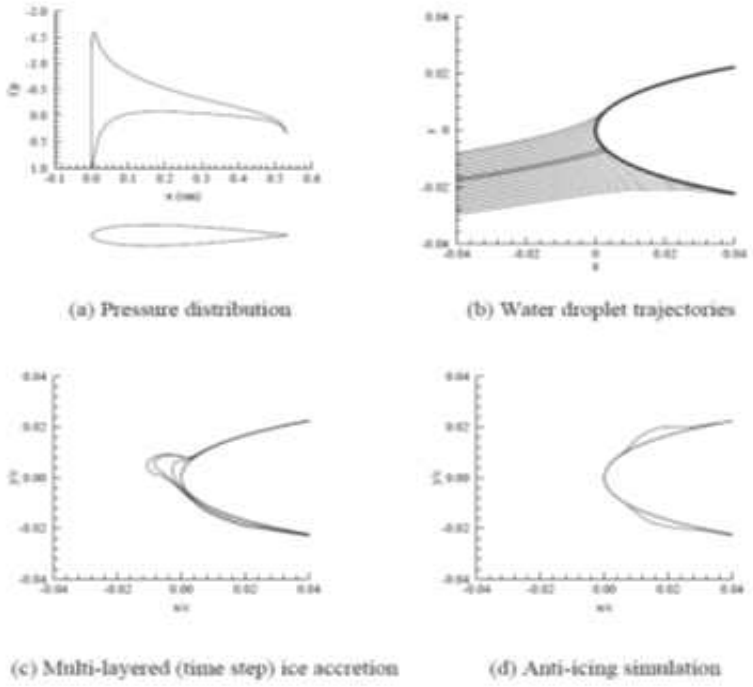
다음으로 헬리콥터 결빙에 적용되는 감항 기술 기준에 대하여 알아보면 다음 내용과 같다.

- 헬리콥터의 인증 시 비행 도중 예상치 못한 결빙 환경에 노출될 것을 고려하여 결빙에 대한 적합성을 보여야 한다. 즉 헬리콥터 설계 시 분산된 얼음의 궤적과 에너지, 동체, 엔진, 긔 외 시스템의 구조 손상 평가를 통해 분산된 얼음이 헬리콥터 비행에 위험을 일으키지 않음을 모든 운용 조건에서 보여야 한다.

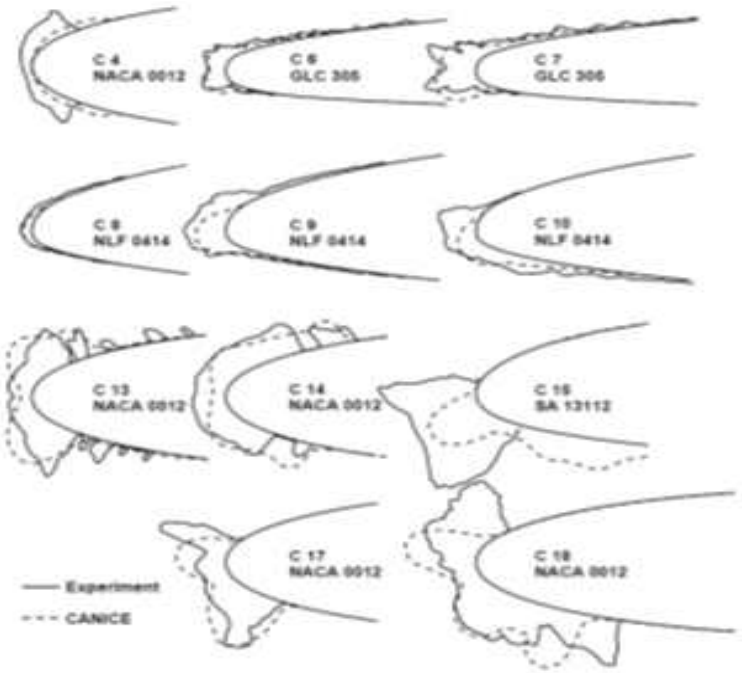
- 이와 관련하여 감항기술기준 FAR 27.975, 29.975 에서는 벤트 시스템, 배관 등의 연료시스템은 얼음에 의한 막힘을 피하기 위한 장치를 구비하도록 하고 있으며, FAR 29.1189 에서는 위험량의 방.제빙액 등의 가연성액체가 지정방화구역에 유입하고 유출되는 것을 방지하는 방법이 있어야 한다고 규정하고 있다. 가혹한 결빙상태로 냉각해도 계속적으로 운용이 가능하여야 한다. (FAR 27.951, 29.951)
- 조종계통은 결빙에 의하여 걸림, 마모 등의 기타 방해를 받지 않도록 설계하여야 하고(FAR 27.685, 29.685), 공기 데이터 시스템의 정압구는 헬리콥터 결빙조건에 마주쳤을 때에도 측정값이 변하지 않도록 설계되고 배치되어야 한다. (FAR 27.1325, 29.1325)
- 터빈엔진의 공기흡입계통은 정상 운용 중 불규칙한 공기흐름에 의해 유해한 진동을 일으키지 않아야 하며(FAR 27.939, 29.939), 동력장치 및 보조동력장치의 냉각계통은 장치 내 액체 온도 설정 한계 내에 유지시켜야 한다. (FAR 27.1041, 29.1041). 결빙조건에서 터빈엔진의 흡입시스템에 결빙이 없어야 하며 (FAR 27.1093, 29.1093), 연료 시스템의 결빙으로 인한 영향을 조절하기 위한 히터 기능을 표시하는 동력장치 계기가 필요 한다. (FAR 27.1305, 29.1305)
- Part 29급 헬리콥터인 경우, 결빙으로 인한 작동불량을 방지하기 위한 가열식 피토관을 장착하며(FAR 29.1323), 동력장치는 한계사용시간 동안 승인된 온도 및 고도범위 내에서 운용 중 안전하게 기능을 다할 수 있도록 제작, 배치 및 장비하여야 하고(FAR 29.901), 흡기시스템 스크린 제빙을 알코올에 의존하지 않는 등의 규정에 적합하여야 한다(FAR 29.1105).
- 결빙조건에서 결빙 비보호면의 생성된 결빙은 플러터 및 발산이 없어야 하며 (FAR 27.629, 29.629), 수송류 헬리콥터의 조종의 윈드실드는 가장 가혹한 결빙조건에서 충분한 시야가 확보되어야 한다. 특히 접근 및 착륙비행 시 시야가 확보되어야 하며 시야 확보를 위해 필요한 영역의 크기, 윈드실드 투명도 (transparency) 및 시각적 왜곡 현상 여부에 대한 적합성을 입증하여야 한다 (FAR 29.773).
- 엔진 흡기시스템은 흡기시스템의 결빙 방지 및 보호에 대한 적합성을 입증하여야 하며(FAR 27.1093, 29.1093) 연속 및 불연속최대결빙조건에서 안전하게 운용할 수 있음을 시험 등을 통해 실증하여야 하고, 결빙탐지시스템을 구비하여 야간 운용 시에도 사용 할 수 있어야 한다(FAR 27.1419, 29.1419).
- 결빙인증을 위해 구성품 단계에서 헬리콥터 전체 비행시험까지 각 시스템이 안전하게 비행할 수 있음을 입증하여야 하는데 2D, 3D의 컴퓨터 시뮬레이션 해석방법을 적용하더라도 이를 입증할 시험을 수행하여야 한다.

이와 같은 감항 기술 기준아래 Icing 인증이 진행되게 된다. Icing 예측과 시험을 위해서는 LEWICE, CANICE 와 같은 해석 코드를 이용하거나 Icing tunnel, HISS(Helicopter Ice Spray System) 등과 같은 시험 시설을 사용하게 된다.

아래 그림은 해석을 통한 결빙 예측들을 나타낸 그림이다. 이와 같은 해석을 통하여 결빙의 축적 상태와 현상을 파악하고 이를 이용하여 결빙을 방지할 수 있다.



<그림 234> 결빙 축적과 방빙 해석의 여러 단계(Ref.)



<그림 235> Icing 해석 코드 CANICE 와 실험과의 비교 (Ref.)

결빙모사 시험은 결빙축적의 예측이 가능한 곳이나 성능 손실 시 비행특성 저하를 가져오는 곳에 나무, 유리섬유 폼 등을 에폭시, 본딩이나 리벳으로 부착하여 결빙을 모사하고 비결빙조건(dry air)에서 시험을 수행한다. 결빙모사시험은 비행 및 시험실에서 수행할 수 있으며 주로 윈드실드, 피토관 등의 열 해석 입증을 위해 수행한다.



<그림 236> NASA Icing Research Tunnel

결빙조건 모사에 사용될 수 있는 시험 장비로는 Icing Tunnel을 먼저 생각할 수 있다. 미국 NASA의 경우 지속적으로 활용하면서 미 국익을 위해서 반드시 유지해야 한다고 선정한 장비이다. 아래 표는 NASA Icing Research Tunnel 의 용도와 특징을 정리하고 있다.

<표 143> Icing Research Tunnel(IRT), Glenn Research Center

사양	• 단면크기: 6 × 9 foot, 풍속: 22 - 174m/s, 온도: -25°F
용도	• Anti-icing system 설계를 위한 아음속 영역에서의 Icing 상태 재현 • 비행에 미치는 효과, 얼음 방지 시스템, flight certification에 활용 • 무기체계 개발에 주로 활용
특징	• 미국내에서 유일하게 engine inlet의 full-scale 시험가능 • Icing 방지 시스템 분야에 독보적인 능력 보유
비교	<BRAIT: Boeing Research Aerodynamic and Icing Tunnel> • BRAIT의 시험부는 Glenn 설비의 절반 수준이고, 속도는 25% 낮음 • CIRA (the Italian Aerospace Research Centre) 는 최상의 icing 능력을 보유 했으나 경험이 IRT보다 떨어짐 • CIRA설비의 시험부는 Glenn 설비보다 약간 크며, 최대 속도는 224m/s • Stealth & Unmanned combat air를 국외 수행시 보안에 문제가 있음
평가	• 유무인기 개발, 조종사 생존성 향상을 위해 필수적으로 확보해야 함 • 미래 항공기 체계 개발, 결빙방지 시스템 개발 등에 필수적임 • IRT는 항공기 개발을 위한 국가 핵심설비로 전략적인 확보가 필요함

결빙조건을 모사하기 위해 결빙제조 헬리콥터(HISS, Helicopter ice Spray System)를 이용하며 지상에서도 분사장치(spray rig)를 장착하여 비행시험을 할 수 있으며, 구성품 및 회전익기 축소 모델은 윈드터널을 이용한 인공결빙조건에서 시험을 수행 할 수 있다. 윈드터널로 결빙조건을 모사하는 방법은 가장 경제적인 방법으로 여러 가지 결빙조건의 설정과 결빙방지시스템의 성능 평가가 용이하다. 결빙조건모사시험은 주로 가열식 피토관, 안테나, 엔진흡입구 등의 작은 노출표면의 결빙방지시스템의 성능을 입증하는데 사용되며 이러한 시험 시설과 방법에 대한 연구가 필요하다.



<그림 237> 결빙조건 모사 시험

(S-92 Icing Test in McKinley Environmental Chamber : USA)

자연결빙비행시험은 실제 헬리콥터가 운용 중에 접하게 되는 결빙조건과 가장 유사한 환경에서 시험하는 방법이며, 자연 상태에서의 결빙형상을 찾거나 인증요건에서 규정한 결빙조건에서의 비행안전을 입증하기 위해 수행한다. 따라서 자연 결빙조건을 찾기 위한 기상 데이터 처리나, 시험한 데이터를 처리를 위한 인프라 시스템 구축이 필요하다.



<그림 238> Sikorsky Artificial Icing Tests

이와 같은 해석과 시험은 각 인증 항목에 대하여 만족하여야 한다. 아래 항목은 Part 29 해당 Section 을 식별한 내용이다.

○ Part 29 해당 Section 식별

기본요건

29.613 Material strength properties and design values.
29.859 (i)(2) Combustion heater fire protection
29.902 (c) Powerplant Installation
29.939 Turbine engine operating characteristics
29.951 Fuel System General (Fuel tank and fuel lines)
29.975 Fuel tank vents and carburetor vapor vents
29.1013 (d)(2) Oil tanks
29.1041 Cooling
29.1093 Induction system icing protection

29.1189 Shutoff means
29.1301 Function and installation
29.1305 (a)(17) Powerplant instruments
29.1309 Equipment, systems, and installations
29.1323 (f) Airspeed indicating system
29.1325 (c) Static pressure and pressure altimeter systems
29.1351 Electrical Systems and Equipment
29.1353 Electrical equipment and installations
29.1525 Kinds of operations
29.1529 Instructions for Continued Airworthiness
29.1559 Limitations placard
29.1583 Operating limitations
29.629 Flutter and divergence
29.773 (b)(1)(ii) Pilot compartment view
29.1419 Ice protection

Icing Protection 설계 및 적합성 인증 기술 연구비 내역

1. 총 연구기간 : 2014년 ~ 2018년 (5년)
2. 총연구비: 정부 출연금 90 억
3. 년도별 연구비 배정 내역

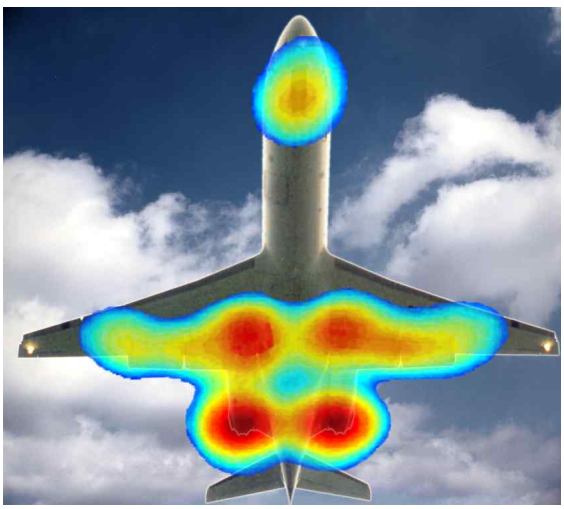
	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제2	8	16	18	20	8	70
	0	0	0	0	0	0
	8	16	18	20	8	70
총계	8	16	18	20	8	70
	0	0	0	0	0	0
	8	16	18	20	8	70

4. 연구비 산출 방법 및 내역
 - 인건비 : 10 명 × 5 천만원/년 = 5 억원
 5 년 × 5 억원 = 25 억원
 총 25 억원
 - 연구장비비 (Icing 시험 방법 조사 및 활용비)
 NASA Icing Tunnel Test 모형 시험 및 활동(외국 시험 장비 활용)
 = 6 억원
 HISS 시험 및 활동 (외국 시험 장비 활용)
 = 6 억원
 Spray Rig Test 국외 시험 및 활동 = 6 억원
 총 18 억원

- 소프트웨어 활용 및 자료조사비 :
  해석 소프트웨어 개발 및 구축 (국내/외 해석 코드 활용 및 코드 개발) :
  = 4 억원
  해석 및 Icing 설계 기술 개발 : 5.4 억원
  총 9.4 억원
- 관리비/학술 자료 확보비/전기세 등: 년간 1200만원*5년 =6 천만원
- 출장비 : 10 명 × 500 만원/년 = 5 천만원
  5년 × 5 천만원 = 2.5 억원
  총 3 억원
- 기관오버헤드 : 70 억원 × 20% = 14 억원
  총 14 억원
- 연구비 총액 : 70 억원

(다) 소음 적합성 인증 기술

항공기 소음은 하늘에서 발생하기 때문에 피해면적이 광역적이고, 장애물에 방해 없이 자유로이 전파되는 특성을 가지고 있다. 또한 다른 소음원과는 달리 소음의 크기가 크고 항공기의 비행 경로에 따라 주거지와 같은 소음이 민감한 영역에서 큰 피해를 줄 수 있다. 이러한 항공기 소음의 특성상 소음 인증에 대한 필요가 강화되고 있다. 항공기 소음 이외에도 공항에서의 환경소음 또한 사회적 문제 중 하나이다. 이러한 이유로 항공기 소음 과 함께 공항 주변에서의 소음 특성에 관련된 연구가 진행되고 있다.



<그림 239> 항공기 소음원 가시화

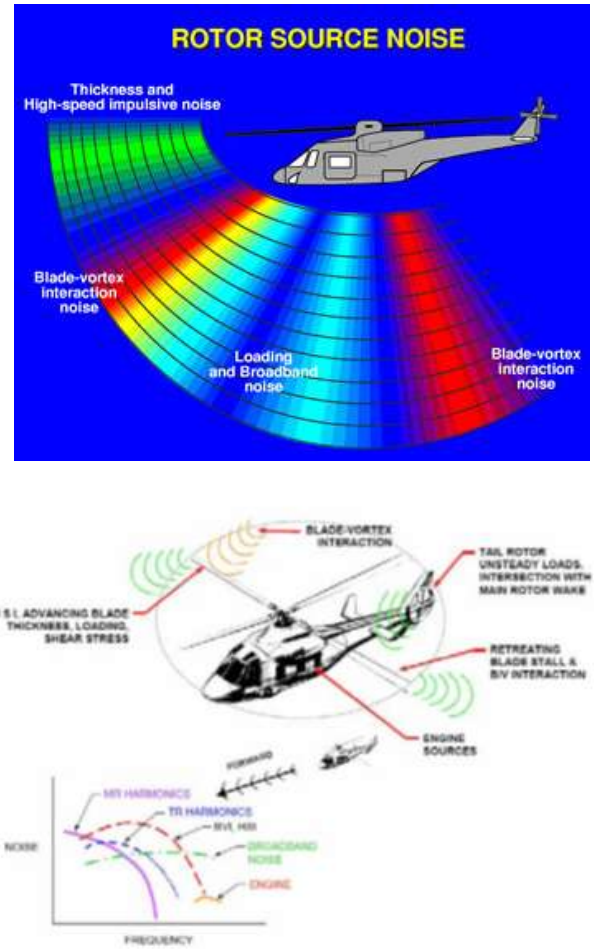
일반적으로 항공기의 소음은 이/착륙시 크게 발생한다. 특히 이륙할 때가 착륙할 때 보다 소음도가 높고 지속기간이 길다. 이는 이륙시에 고출력 및 급상승으로 인

하여 상대적으로 높은 소음도와 이에 따른 긴 소음지속시간을 보이게 되며, 착륙시에는 출력 및 고도를 낮추어 진입함에 따라 상대적으로 소음도가 낮고 주변 건물이나 지형지물 등에 의한 소음 차폐 효과가 발생하기 때문으로 볼 수 있다.

고정익 및 회전익에서 발생된 소음의 크기 및 주파수의 특성은 항공기에 장착된 엔진의 형식, 출력크기, 비행 경로, 비행 조건 등에 의해서 결정된다. 또한 제트기, 프로펠러기, 헬리콥터 각각의 항공기는 구성 요소 별 소음영향도가 다르며 소음 특성이 다르다. 이러한 이유로 각 항공기 타입에 따른 항공 소음 특성 연구와 인증 연구가 구분되게 된다.

헬리콥터의 소음 문제는 크게 기내소음과 환경소음으로 분류하여 생각 할 수 있으며, 기내소음은 승객의 안락감, 제품 경쟁력 등의 면에서, 환경소음은 법규정에 따른 소음인증 및 운항제한, 제품경쟁력 그리고 군용기의 경우, 은닉성(Stealth) 등에서 이슈가 된다. 특히 민간 항공기의 형식증면을 위해서는 국제민간항공기구나 미연방항공국의 소음규제기준을 반드시 만족해야 하며, 최대인증이륙중량 7,000 파운드급 이상 헬리콥터의 경우 이륙, 수평비행, 착륙접근 비행시에 소음수준이 기준치 이하임을 증명해야 한다.

헬리콥터의 주요 소음원은 주로터 및 꼬리로터, 엔진과 동력전달계통을 꼽을 수 있다. 특히 이중에 로터소음은 일반적인 두께, 하중소음 이외에 HSI(High Speed Impulsive)와 BVI(Blade Vortex Interaction) 소음과 같은 충격소음을 특징으로 한다. 헬리콥터 소음의 스펙트럼을 살펴보면, 환경소음에서 중요한 원방으로 전파하는 저주파 소음성분은 주로 주로터 및 꼬리로터 소음이며, 엔진, 동력전달계통 소음은 상대적으로 고주파여서 환경소음 보다는 기내소음의 주요 원인이 된다. 한편 소음원의 방향성에 따른 분석에 의하면, 이륙, 수평비행시에는 꼬리로터 소음이나 엔진 소음등이 주요하며, 착륙접근 비행시는 BVI 소음이 주요 소음 현상이 된다. 그러므로 헬리콥터나 회전익기의 경우 로터 소음을 저감시키는 것이 전체 소음저감에 지배적인 역할을 하게 된다.



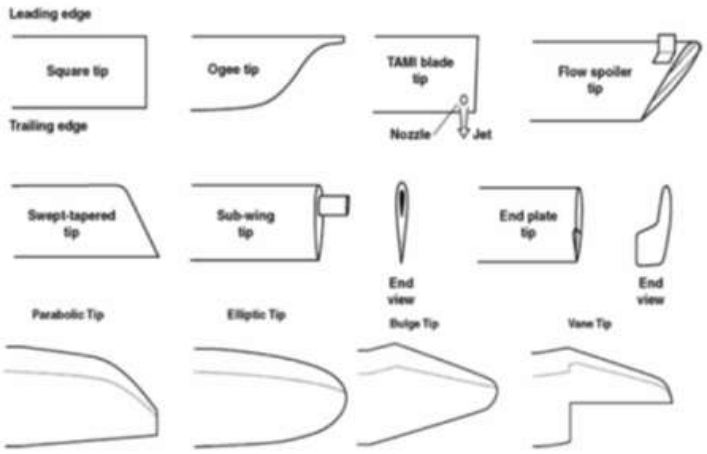
<그림 240> 헬리콥터 소음원 및 스펙트럼

• 헬리콥터 로터 저소음화 기법

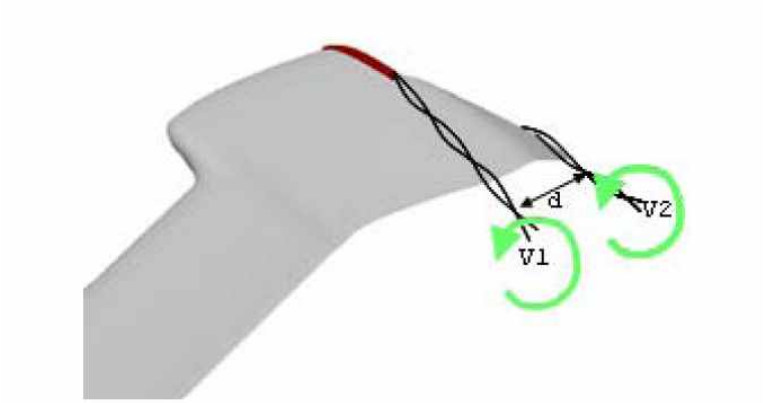
수동적인 방법과 능동적인 방법으로 구분할 수 있다. 먼저 수동적인 방법으로는 로터 깃단 속도 저감, 블레이드 개수 증가, 로터면적 저감, 총중량 감소 등을 먼저 고려할 수 있다. 보편적으로 적용하는 기본 개념은 BVI소음 저감을 위해서 깃단 와류(Vortex)의 세기를 감소시키거나, 와핵(Vortex core) 크기를 늘리거나 후행 블레이드와의 이격거리를 증가시키기 위하여 깃단 형상을 변경하는 방법이다. 그 외에도 수동적인 방법으로 블레이드 간 간격을 비등간격으로 하여 소음의 스펙트럼 특성을 변경시켜 주관적인 소음수준을 낮추는 방법이 있다.

능동적인 소음 저감 방법으로는 전체 블레이드 피치각을 특정 주파수와 위상각으로 교란하여 이격거리를 증가시켜 소음을 낮추는 고차 조화 제어(Higher Harmonic Control,HHC) 방법과 개별 블레이드 별로 서로 다른 피치각 조종을 가능케 하는 개별 깃 제어(Individual Blade Control, IBC) 방법이 있다. IBC 방법에는 구동방법 및 피구동 장치에 따라 피치링크 구동법, TEF(Trailing Edge Flap), LED(Leading Edge Droop), Active Flap, Active Tap, Active Twist 등의 방법등이 연구 개발되고 있다. 이외에 기타 방법으로는 스팬방향이나 시위방향으로 깃단 유동을 배출하

는 방법이나, 착륙접근 비행시 비행경로를 소음피해면적이 최소화되는 경로를 설정하는 비행경로법 등이 있다.



<그림 241> BVI 소음 저감을 위한 다양한 로터 블레이드 끝단 형상



<그림 242> 저소음화를 위한 차세대 로터 블레이드 형상

• 헬리콥터 소음 측정 방법(KAS Part 36 소음부분: 국해부 고시)

헬기소음증명에 대한 기준은 FAR Part 33 subpart H 및 ICAO Annex 16 Vol 1에 규정되어 있다. 소음 증명을 위해서는 시험을 통해 소음수준을 측정하고 평가하는 것이 요구된다.

시험을 위해서는 매우 정밀한 기상 및 소음측정기기가 필요하고 Background 소음과 Multipath가 적은 지역등 시험을 위한 적합한 환경을 찾기가 어렵고 시험측정과 데이터 처리를 위해서는 전문적인 지식과 경험이 필요하여 전문업체의 용역에 의존하는 경향이 큰 시험평가 분야 중의 하나이다.

국내 헬리콥터 측정은 국해부 고시 KAS Part 36을 따라 인증 과정이 진행된다.

KAS Part 36 헬리콥터 소음 측정은 다음과 같다.

소음측정단위: 소음평가시 사용하는 단위는 부록 2에 기술된 EPNdB 단위의 유효 지각소음레벨을 사용한다. (36.82)

소음측정지점(36.83)

헬리콥터에 대한 소음기준적합을 증명함에 있어 다음의 지점에서 헬리콥터의 소음은 36.84에서 지정한 소음레벨을 초과하여서는 아니 된다.

(a) 이륙 소음측정 기준지점은 다음과 같다.

(1) 이륙 기준절차에서 상승비행으로 전환되는 지점으로부터 수평으로 500m 떨어진 곳에서 수직아래 지점

(2) 이륙 기준절차의 비행경로를 중심으로 36.83 (a)(i)의 지점에서 150m 떨어진 좌우 대칭점

(b) 상공 소음측정 기준지점은 다음과 같다.

(1) 상공 기준절차의 비행경로에서 150m 수직아래 지점

(2) 상공 기준절차의 비행경로를 중심으로 36.83 (b)(i)의 지점에서 150m 떨어진 좌우 대칭점

(c) 착륙 소음측정 기준지점은 다음과 같다.

(1) 착륙 기준절차의 비행경로에서 120m 수직아래 지점으로 진입각을 6°로 하는 착륙비행경로와 지표면의 교점에서부터 1140m 떨어진 지점

(2) 착륙 기준절차의 비행경로를 중심으로 36.83 (c)(i)의 지점에서 150m 떨어진 좌우 대칭점

최대소음레벨(36.84)

(a) 소음평가방법에 따라 결정된 1985년1월1일 이후 형식 승인된 최대이륙중량 3175kg 이상 헬리콥터와 1988년11월17일 이후 파생형식에 대해 형식증명을 받은 최대이륙중량 3175kg 이상 파생형 헬리콥터의 최대소음레벨은 다음의 소음레벨을 초과하여서는 아니 된다.

(1) 이륙 소음측정 지점 : 최대이륙중량 80000kg이상인 헬리콥터는 109EPNdB 이하여야 하며 최대이륙중량 788kg ~ 80000kg범위의 헬리콥터는 109 EPNdB ~ 89EPNdB의 범위에서 3EPNdB의 비율로 감소하는 중량에 따른 로그함수의 값 이하여야 하고 최대이륙중량 788kg미만인 헬리콥터는 89EPNdB이하여야 한다.

(2) 상공 소음측정 지점 : 최대이륙중량 80000kg이상인 헬리콥터는 108EPNdB 이하여야 하며 최대이륙중량 788kg ~ 80000kg범위의 헬리콥터는 108 EPNdB ~ 88EPNdB의 범위에서 3EPNdB의 비율로 감소하는 중량에 따른 로그함수의 값 이하여야 하고 최대이륙중량 788kg미만인 헬리콥터는 88EPNdB이하여야 한다.

(3) 착륙 소음측정 지점 : 최대이륙중량 80000kg이상인 헬리콥터는 110EPNdB 이하여야 하며 최대이륙중량 788kg ~ 80000kg범위의 헬리콥터는 110

EPNdB ~ 90EPNdB의 범위에서 3EPNdB의 비율로 감소하는 중량에 따른 로그함수의 값 이하여야 하고 최대이륙중량 788kg미만인 헬리콥터는 90EPNdB이하여야 한다.

(b) 소음평가방법에 따라 결정된 2002년3월21일 이후 형식증명을 받은 최대이륙중량 3175kg 이상 헬리콥터(파생형 헬리콥터를 포함)의 최대소음레벨은 다음의 소음레벨을 초과하여서는 아니 된다.

(1) 이륙 소음측정 지점 : 최대이륙중량 80000kg이상인 헬리콥터는 106EPNdB 이하여야 하며 최대이륙중량 788kg ~ 80000kg범위의 헬리콥터는 106 EPNdB ~ 86EPNdB의 범위에서 3EPNdB의 비율로 감소하는 중량에 따른 로그함수의 값 이하여야 하고 최대이륙중량 788kg미만인 헬리콥터는 86EPNdB이하여야 한다.

(2) 상공 소음측정 지점 : 최대이륙중량 80000kg이상인 헬리콥터는 104EPNdB 이하여야 하며 최대이륙중량 788kg ~ 80000kg범위의 헬리콥터는 104 EPNdB ~ 84EPNdB의 범위에서 3EPNdB의 비율로 감소하는 중량에 따른 로그함수의 값 이하여야 하고 최대이륙중량 788kg미만인 헬리콥터는 84EPNdB이하여야 한다.

(3) 착륙 소음측정 지점 : 최대이륙중량 80000kg이상인 헬리콥터는 109EPNdB 이하여야 하며 최대이륙중량 788kg ~ 80000kg범위의 헬리콥터는 109 EPNdB ~ 89EPNdB의 범위에서 3EPNdB의 비율로 감소하는 중량에 따른 로그함수의 값 이하여야 하고 최대이륙중량 788kg미만인 헬리콥터는 89EPNdB이하여야 한다.

기준초과 허용범위(36.85)

만일 헬리콥터의 최대소음레벨이 두 개 이하의 소음측정지점에서 최대소음레벨을 초과한 경우 다음의 모든 경우를 만족하는 경우에 한하여 그 헬리콥터의 소음기준적합을 인정한다.

(a) 초과한 소음레벨에서 최대소음레벨의 차를 초과분이라고 할 때 각 소음측정지점의 초과분의 합이 4EPNdB이하인 경우

(b) 한 소음측정지점에서 초과분이 3EPNdB이하인 경우

(c) 초과분을 최대소음레벨 이하인 다른 지점의 소음레벨에 합할 경우 합한 값이 그 소음측정지점의 최대소음레벨을 이하여야 한다.

소음인증기준절차(36.86)

다음의 절차에서 최대 정상운영 분당회전수는 제작자가 정하고 국토해양부장관이 승인한 헬리콥터의 감항성 한계에 대응하는 각 기준절차의 최고 로터 속도이다. 최고 로터 속도에 대한 한계(tolerance)가 지정되어 있다면 최대 정상운영 분당회전수는 지정된 한계의 최고 로터 속도이다. 만약 로터 속도가 비행조건에 따라 자동으로 조정된다면, 최대 정상운영 분당회전수에 해당되는 비행조건으로 소음기준

적합증명을 위한 기준절차 동안 비행하여야 한다. 조종사의 행위로 인해 로터 속도가 바뀔 수 있다면 소음기준적합증명을 위한 기준절차 동안 조종사는 비행교범의 제한섹션에 지정된 최고 정상운영 로터 속도를 사용하여야 한다.

(a) 헬리콥터의 소음기준적합증명을 위한 기준절차와 비행경로는 국토해양부장관으로부터 승인을 받아야 한다.

(b) 신청자의 헬리콥터가 36.86의 기준절차에 따른 비행을 할 수 없는 설계특성이 있으나 적용되는 감항성 조건에 부합함을 신청자가 국토해양부장관에게 입증하고 국토해양부장관이 신청자의 절차를 승인한 경우에 한하여 신청자의 절차를 따른다.

(c) 기준절차는 다음의 기준대기 조건하에서 계산되어야 한다.

(1) 해면대기압 : 1013.25 hPa

(2) 주변대기온도 : 25℃

(3) 상대습도 : 70%

(4) 풍속 : 0 km/h

(d) 외부화물운반을 위한 장비를 갖춘 헬리콥터의 경우 장착된 외부화물운반을 위한 장비 없이 소음기준적합증명을 하여야 한다.

(e) 이륙 기준절차는 다음과 같다.

(1) 헬리콥터는 비행경로 기준지점 이전 500m, 고도 20m에서부터 기준주변조건이나 기어박스 토크(Torque) 한계에서 사용가능한 최소 장착 엔진의 출력 중 작은 값에 대응하는 최대 이륙 출력으로 안정화(stabilize)되어야 한다.

(2) 이륙 기준절차동안 최량 상승률에 대응하는 속도(V_y)나 승인된 이륙이후 최소 상승속도 중 큰 속도를 유지하여야 한다.

(3) 이륙시 인증된 최대 정상운영 분당회전수(RPM)의 로터(rotor)속도로 일정한 상승을 하여야 한다.

(4) 이륙 기준절차 동안 최량 상승률에 대응하는 속도(V_y)를 수립하기 위한 시험과 동일한 위치에 착륙장치를 두고 신청자가 선택한 일정한 이륙형태(Take-off configuration)가 유지되어야 한다.

(5) 소음기준적합증명을 위한 소음측정시 헬리콥터의 중량은 최대이륙중량의 90% ~105%이어야 한다.

(6) 기준 이륙 경로는 시작지점(측정 마이크로폰 중심에서 500m 이전, 고도 20m)에서 엔진성능의 최소 명세에 따른 최량 상승률에 대응하는 속도(V_y)와 이에 의해 정의된 각도로 그려지는 직선이다.

(f) 상공 기준절차는 다음과 같다.

(1) 헬리콥터는 고도 150m로 수평비행을 유지하도록 안정화(stabilize)되어야 한다.

(2)상공비행 기준절차 동안 $0.9\,V_H$, $0.9\,V_{NE}$, $0.45\,V_H + 120km/h\,(0.45\,V_H + 65kt)$, $0.45\,V_{NE} + 120km/h\,(0.45\,V_{NE} + 65kt)$의 속도 중 최소가 되는 속도를 유지하

여야 한다. V_{NE}는 헬리콥터가 해면대기압 1013.25hPa, 주변온도 25℃, 최대이륙중량의 조건에서 최소 장착 엔진에 대응하는 토크를 사용한 수평비행시 헬리콥터의 속도, 즉 사용가능한 최대 연속 출력을 사용하여 수평비행할 때 헬리콥터의 속도이다. V_{NE}는 제작자가 정하고 국토해양부장관이 승인한 속도로 헬리콥터의 감항성을 위해 헬리콥터가 초과하지 말아야 할 속도이다.

(3) 상공비행은 수평비행으로 인증된 최대 정상 운영 분당회전수의 로터 속도로 안정화(stabilize)되어야 한다.

(4) 헬리콥터형태는 순항형태(Cruise configuration)이어야 한다.

(5) 소음기준적합증명을 위한 소음측정시 헬리콥터의 중량은 최대이륙중량의 90% ~ 105%이어야 한다.

(g) V_H와 V_{NE}의 값은 승인된 비행교범에 언급되어 있어야 한다.

(h) 착륙 기준절차는 다음과 같다.

(1) 헬리콥터는 6±0.5° 의 착륙 경로를 유지하도록 안정화(stabilize)되어야 한다.

(2) 헬리콥터는 착지할 때 까지 최량 상승률에 대응하는 속도(V_y)나 승인된 착륙을 위한 최소 속도 중 큰 속도와 출력으로 안정화(stabilize)되어야 한다.

(3) 착륙비행은 착륙으로 인증된 최대 정상 운영 분당회전수의 로터 속도로 안정화(stabilize)되어야 한다.

(4) 착륙 기준절차 동안 헬리콥터는 착륙장치를 내리고 감항성 인증 시험시 사용한 형태와 동일형태를 유지하여야 한다.

(5) 착지시 헬리콥터의 중량은 감항성 인증시 허용되는 최대착륙중량의 90% ~ 105%이어야 한다.

시험절차(36.87)

(a) 헬리콥터의 소음기준적합증명을 위한 시험절차는 국토해양부장관으로부터 승인을 받아야 한다.

(b) 시험절차와 소음측정은 부록 2에 기술된 EPNdB유효지각소음레벨이 산출될 수 있는 방법으로 수행되고 처리되어야 한다.

(c) 측정된 음향자료, 헬리콥터 속도와 추력은 부록 2에 기술된 방법에 따라 36.86의 기준조건으로 조정되어야 한다.

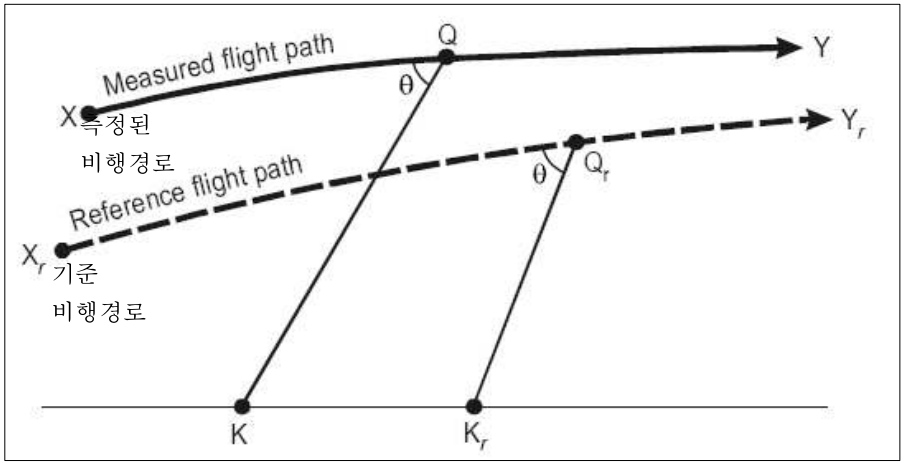
(d) 36.86의 소음인증기준절차와 다른 절차를 사용하여 헬리콥터의 소음레벨을 측정한 경우 측정된 소음레벨은 36.86의 기준조건으로 조정하되 다음의 소음레벨을 초과하여서는 아니 된다.

(1) 이륙비행 : $\triangle_1$의 산술적 합이 4.0EPNdB이하여야 하며, 4.0EPNdB와 $\triangle_2$의 항 $-7.5\log(QK/Q_rK_r)$을 더한 값이 2.0EPNdB이하여야 한다.

($\triangle_1 = PNLT_r - PNLTM$, $\triangle_2 = -7.5\log(QK/Q_rK_r) + 10\log(V/V_r)$)

여기서 Q는 측정 비행경로상의 헬리콥터 위치이며 K는 소음측정지점이

다. Q_r은 기준 비행경로상의 헬리콥터 위치이며 K_r은 기준 소음측정지점이다. QK는 측정된 소음전파 경로이며, Q_rK_r은 기준 소음전파 경로이다.



<그림 243> 소음레벨에 영향을 미치는 프로파일 특성

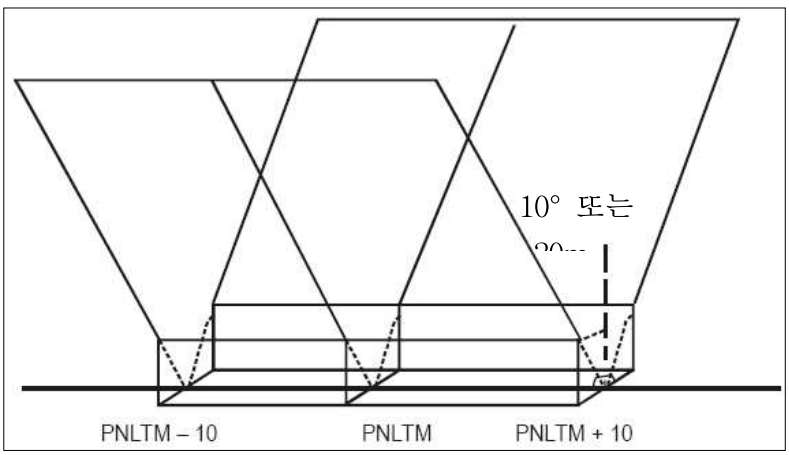
(2) 상공비행, 착륙비행 : 2.0EPNdB 이하여야 한다.

(e) 시험절차 동안 평균 로터 분당회전수와 최대 정상운영 분당회전수의 차이가 10데시벨감소(10dB-down) 지점 사이에서 ±1.0% 이하여야 한다.

(f) 헬리콥터의 대기속도와 시험절차의 기준 대기속도의 차이가 10데시벨감소(10dB-down) 지점 사이에서 ±9km/h (5kt) 이하여야 한다.

(g) 정풍(headwind)으로 상공비행한 횟수와 배풍(tailwind)으로 상공비행한 횟수는 같아야 한다.

(h) 헬리콥터는 10데시벨감소(10dB-down) 지점 사이의 기준 비행경로의 지표 대응경로상 수직으로 ±10° 나 ±20m 중 큰 범위 내에서 비행하여야 한다.



<그림 244> 헬리콥터 측면 비행경로 한계

(i) 헬리콥터는 기준 고도의 ±9m 범위 내에서 비행하여야 한다.
(j) 헬리콥터는 이륙, 상공, 착륙 비행 중 최소 1회 최대이륙중량의 100%~105%로 비행하여야 한다.

소음 적합성 인증 기술 연구비 내역

1. 총 연구기간 : 2012년 ~ 2016년 (5년)
2. 총연구비: 정부 출연금 90 억
3. 년도별 연구비 배정 내역

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제3	8	18	28	28	8	90
	0	0	0	0	0	0
	8	18	28	28	8	90
총계	8	18	28	28	8	90
	0	0	0	0	0	0
	8	18	28	28	8	90

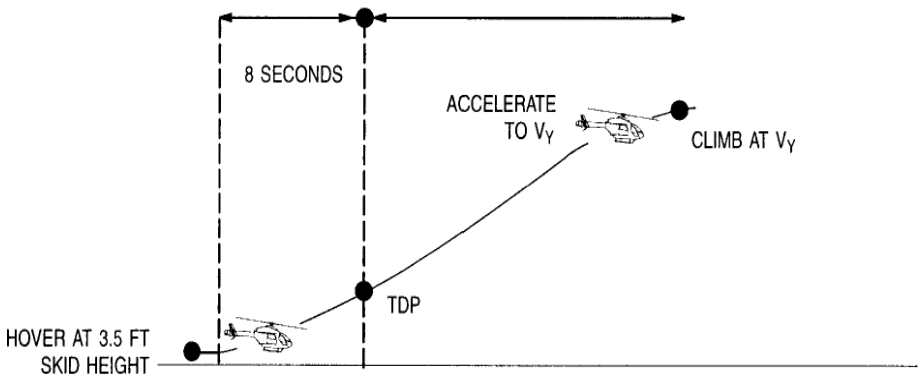
4. 연구비 산출 방법 및 내역
- 인건비 : 10 명 × 5 천만원/년 = 5 억원
  5 년 × 5 억원 = 25 억원
  총 25 억원
- 연구장비비 (소음 장비 구축 및 시험)
  소음 측정 용 마이크로 폰 세트 = 3 억원
  소음 측정 장비 = 5 억원
  소음 측정을 위한 헬기 운용비 = 6 억원
  저소음화를 위한 시험용 헬기 모델 제작 = 5 억원
  저소음을 위한 풍동 시험 및 소음 측정= 5 억원
  소음 인증을 위한 비행 시험 방안 및 비행 시험 = 6 억원
  총 30 억원
- 소프트웨어 개발 및 자료 조사:
  관련 법규 및 저소음화 관련 기술 조사 = 4천만원
  소음 예측 코드 개발 및 구축 = 8 억원
  헬기 소음 지도 작성 및 비행 경로에 따른 해석 = 5 억원
  총 13.4 억원
- 관리비/학술 자료 확보비/전기세 등: 년간 1200만원*5년 =6 천만원
- 출장비 : 10 명 × 500 만원/년 = 5 천만원
  5년 × 5 천만원 = 2.5 억원
  총 3 억원
- 기관오버해드 : 90 억원 × 20% = 18 억원
  총 18 억원

-연구비 총액 : 90 억원

(라) Category A Operations (엔진 정지시 안전 비행)

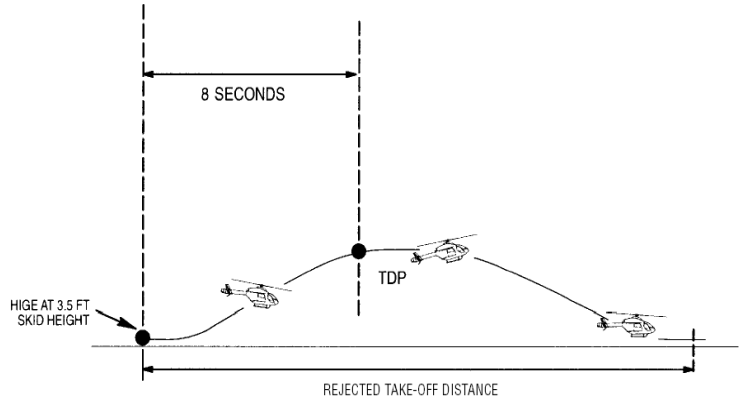
헬기는 비행장, 헬기장, 및 높은 고도에 설치된 헬기장에서 비행 가능한 Category A Operations 의 인증을 받아야 한다.

- Category A 이륙:
  - ○ 헬기가 이륙중 한쪽 엔진이 꺼지면 이륙결심지점(TDP : Take-off Decision Point)이전 이면 이륙했던 지점에 안전하게 착륙 할 수있어야 한다.
  - ○ 헬기가 이륙중 한쪽 엔진이 꺼지면 이륙결심지점(TDP : Take-off Decision Point)이후 이면 계속적으로 이륙하여 상승하고 비행가능한 속도와 헬기형상을 유지 할 수 있어야 한다.
  - ○ 이륙 결심 지점 (TDP)
    - 비행장 : 이륙절차가 진행된 후 8초 후 지점이다. 이륙지시등은 "NO-GO" 지시등이 8초 간 들어온다. TDP 이후에는 초록색의 "GO" 등이 들어온다.
    - 헬기장/높은 고도 헬기장: 이륙결심 TDP 지점은 헬기장 중안 후방 300 피트, 헬기장으로부터 절대고도 100피트 지점이다.



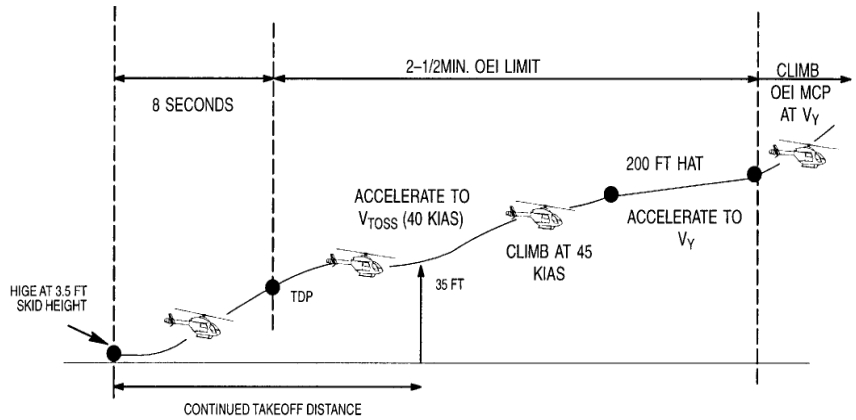
<그림 245> 정상 이륙 절차 및 이륙 비행궤적

정상 이륙하여 TDP를 통과하여 상승 속도롤 가속하여 상승한다.

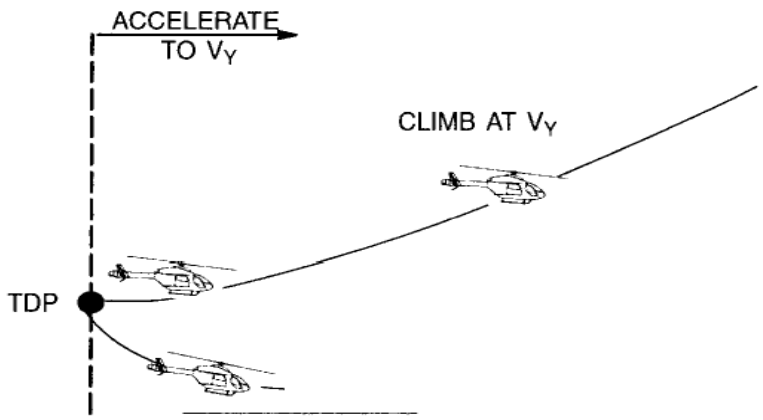


<그림 246> TDP 이전 이륙 포기 절차 및 비행 궤적

TDP 이전에 한쪽엔진이 꺼질 경우 이륙을 포기하고 안전하게 착륙한다.

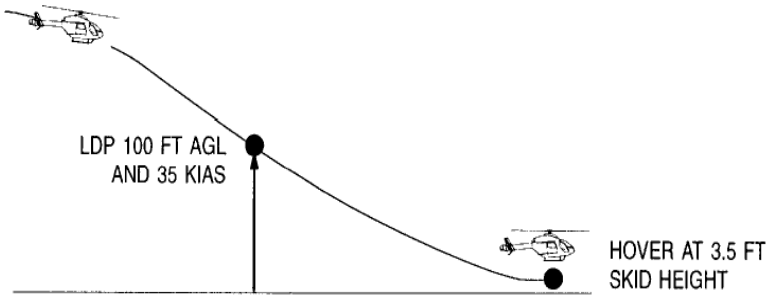


<그림 247> TDP 이후 한쪽 엔진정지시 이륙 절차 및 비행 궤적

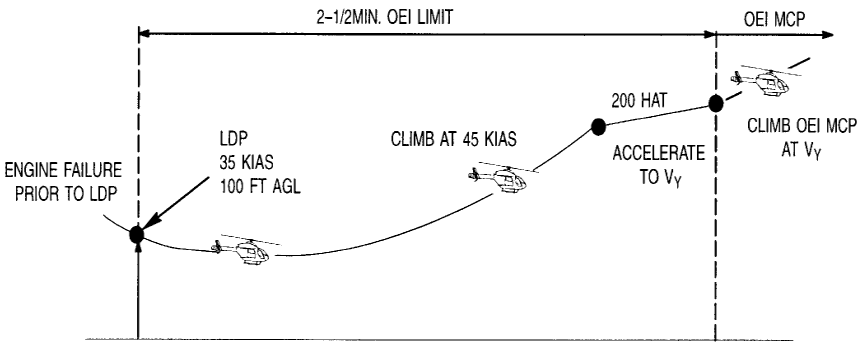


<그림 248> 고고도 헬기패드에서의 이륙 절차 및 비행 궤적

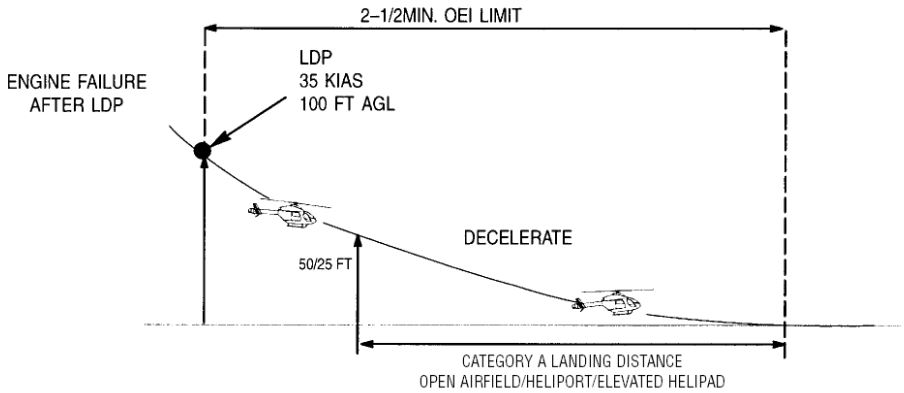
고고도 헬기패드는 Solid한 평면이어야 하며 크기는 50ft×50ft는 되어야 한다.



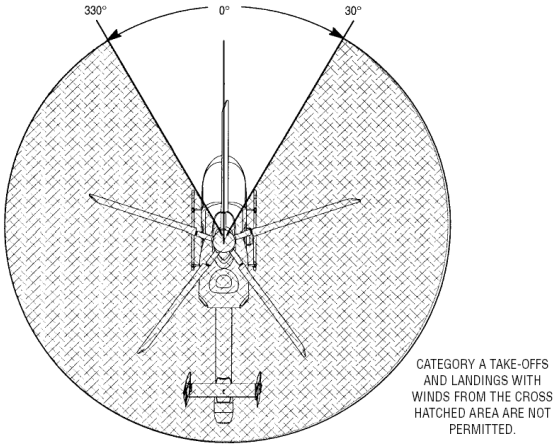
<그림 249> 정상 착륙 비행 궤적



<그림 250> 착륙 결심지점(LDP) 이전 한쪽 엔진 정지 비행절차 및 궤적

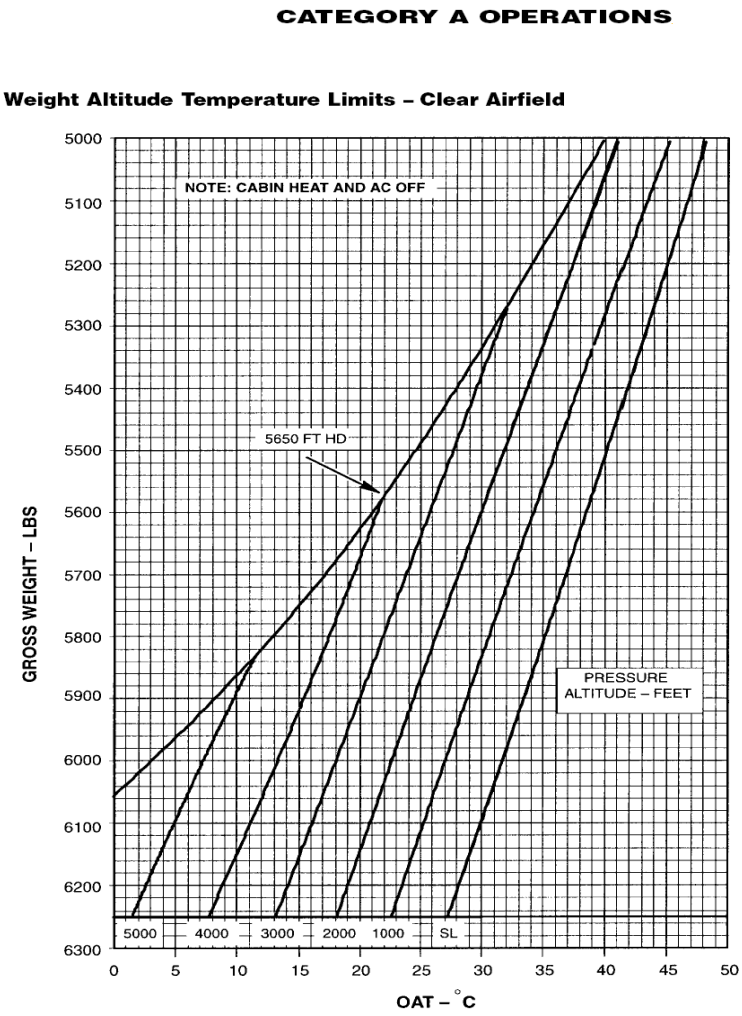


<그림 251> 착륙결심점(LDP) 이후 엔진 정지 착륙 비행 궤적



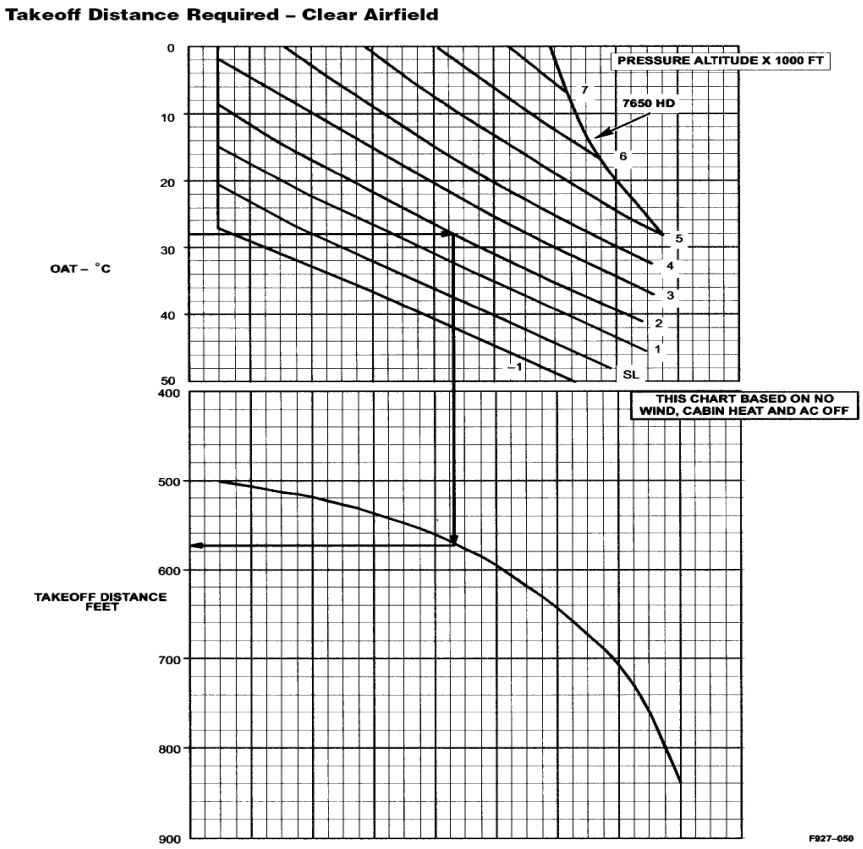
<그림 252> Category A Operation을 위한 측풍 제한

좌우 30도 이상에서 측풍이 불 경우 Category A Operation 이륙 및 착륙비행이 금지 된다.



<그림 253> Category A Operation헬기 중량 및 외부 온도 제한

온도가 높을 경우 비행장에서의 Category A Operation을 위한 이륙 및 착륙의 총중량이 제한된다.



<그림 254> Category A operation 이륙 포기를 위한 이륙 거리

• 헬리콥터 연구용 비행 시뮬레이터

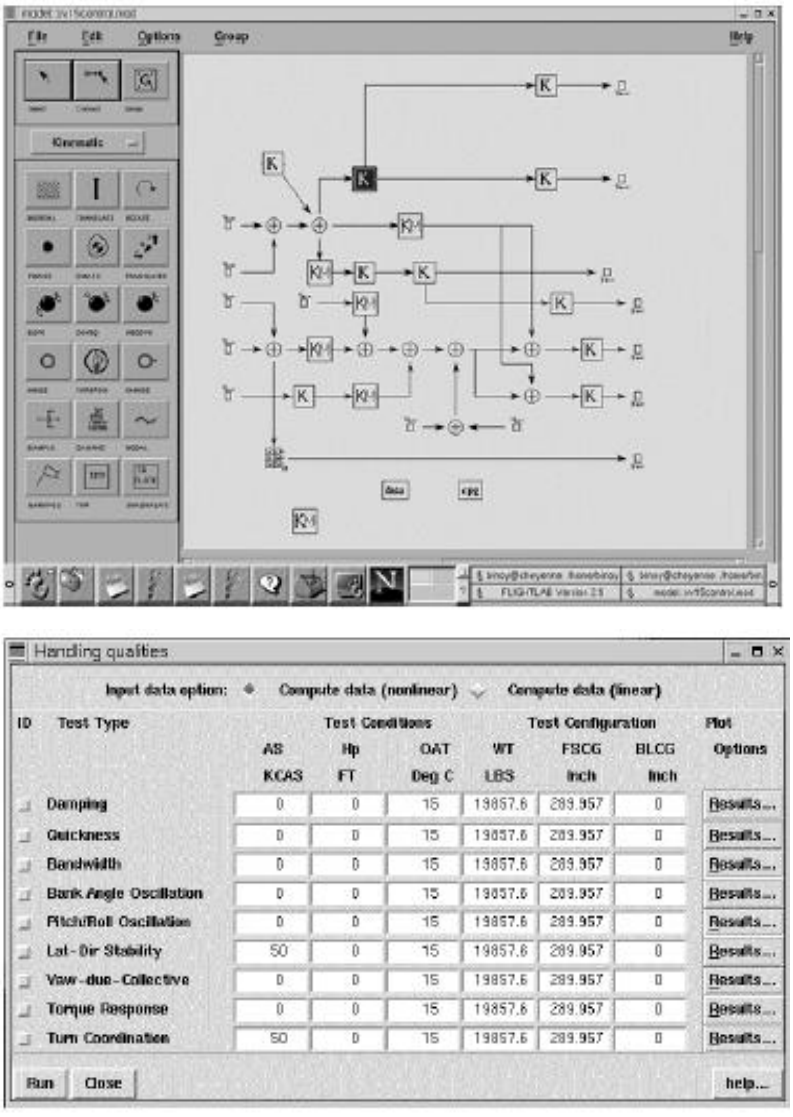
연구용 헬기 비행시뮬레이터에서 Category A operation 에 관련된 각종 위험한 비행을 미리 시뮬레이션하여 설계자료를 검증 할 수 있다. 미리 시뮬레이션 하므로서 실제 비행상에서 위험한 상황을 초래 할 수있는 것을 방지 한다.



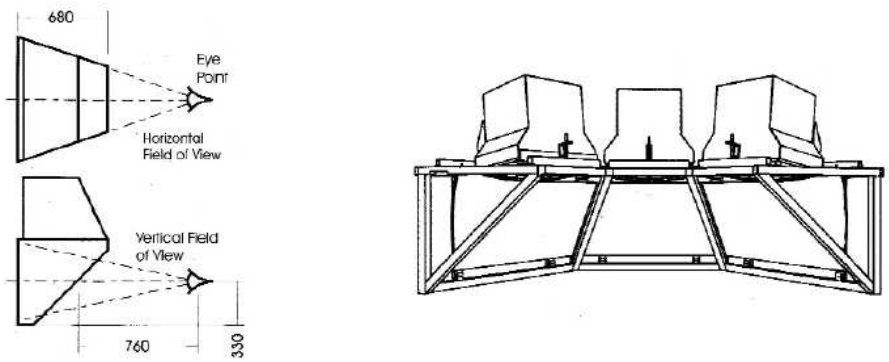
<그림 255> 헬기 비행 시뮤레이터 모형



<그림 256> 헬기 비행 시뮬레이터 제어실



<그림 257> 비행제어 모델링 및 입출력 자료



<그림 258> 비행 시뮬레이터 영상 장치



<그림 259> 시뮬레이터에서 본 Pilot 영상

Category A Operation 연구비 내역

1. 연구기간: 2012~2016 (5년간)
2. 총연구비: 정부 출연금 90 억
3. 년도별 연구비 배정 내역

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제4	8	28	28	18	8	90
	0	0	0	0	0	0
	8	28	28	18	8	90
총계	8	28	28	18	8	90
	0	0	0	0	0	0
	8	28	28	18	8	90

4. 연구비 산출 방법 및 내역

- 인건비: 5명 * 5000만원/년=2.5 억원

5년간: 12.5 억원

- 재료비:

-직접재료비 시뮬레이터 및 RC 헬기 확보비:

1) 하드웨어: 시뮬레이터 영상(5억), 컴퓨터 (2억), 조종실 (2억),

Motion Sys.:2억, 계기 및 관련 전자 장비 3억: 14억

- 교관실: 제어 컴퓨터, 교관실, 시험 소프트웨어 개발비 등,: 2억원
- 소프트웨어 확보비: 1 억 소계 17 억

2) RC 헬기: 헬기, 조종기, 엔진, 등.. : 1.4 억원

시험비행 소요 비용: 년간 1500 만원*4년=6000만원

소계: 2.0 억

3) 총계: 19.0 억

- 개발 관리비:

장비 확보비: 개발 컴퓨터 하드웨어 및 소프트웨어: 2 억

출장비:년간 1200만원*5년=6000만원

관리비/학술 자료 확보비/전기세 등: 년간 1200만원*5년+1.3억원=1.9 원

Overhead: 20%: 9억원

소계 13.5억

- 시뮬레이터 장비 설치 및 시설 건설비: 평당 1,000 만원 * 500평= 45 억

(시뮬레터 1대 하드웨어 확보, 소프트 웨어 개발

헬기 무인 조종기 2 대 하드웨어 개발 및 확보:

연구원 5 명: 소프트웨어: 3명 시뮬레이터 1명 및 1 명: RC 헬기)

- 총비용

기관 인건비 + 관리비 : 12.5+13.5=26억 , 시뮬레이터 재료비: 19.0 억

시뮬레이터 개발비 소계: 45 억 , 시뮬레이터 장비설치 및 시설 건설비=45 억

총계: 90 억원

(마) 복합재료 헬기 구조물의 결함허용기법 및 인증기술

복합재료는 금속재료에 비해 비강도 및 비강성이 높은 재료로써, 우수한 피로 특성과 내식성 및 다양한 기능적 특성을 가지고 있어 고정익 항공기뿐만 아니라 회전익 항공기인 헬리콥터 (이하 헬기) 등의 구조용 소재로 많이 적용되어 왔지만 실제적인 내구성 및 손상허용에 관한 기법을 적극적으로 적용하기에는 금속 재료에 비해 많은 제약이 따르고 있다. 복합재료는 소재의 특성상 이방성 재료 (anisotropic material)이고 일반적으로 취성이 강하고 연성이 부족하고 수분을 흡수하는 등의 특성이 있다. 또한 섬유와 기지 등의 복합재료 구성 재료의 종류, 섬유의 각층에서의 배열 및 작용 하중에 따라 매우 복잡한 파손 형상 및 특성으로 인하여 구조물의 내구성/손상허용 평가가 상대적으로 어려웠다. 이로 인해 복합재료의 경우 금속재료

에 비해 항공기의 손상 허용 설계에 대해 잘 정립이 되어 있지 않는 상태에 있어 유지, 검사 및 수리 기술 (maintenance, inspection and repair technologies) 등이 금속 재료에 비해 발전이 미흡한 면이 있어 설계시 시험 결과에 크게 의존하고 있는 게 현실이라 할 수 있다.

복합재료는 성형공정 중에 다양한 종류의 공정 결함이 구조물 내에 발생할 수 있으며 성형공정이 끝난 후에도 마무리 (trimming) 작업과 성형 부품의 조립시 잘못된 기계가공으로 인해 다양한 종류의 결함이 구조물 내에 내재될 수 있다. 이러한 결함을 다양한 비파괴 검사 기법 등으로 내더라도 최종 완성 제품에는 발견되지 못한 일부 결함이 내재될 수 있다. 가까운 예로서 보잉사의 복합재료 민간항공기인 B787의 경우에도 조립용 fastener의 일시적 품귀로 납품 사에서 일시용 fastener로 가조립하여 보잉사에 납품되는 것이 보잉사에 의해 용인되었다. 이를 납품 복합재료 구조물이 보잉사에서 최종 조립을 위해 임시 fastener 빼내고 재조립하는 과정중에 체결 구멍 주위에 미세 균열 등의 결함이 발생하게 되었다. 이들 결함 발생을 수리하느라 발생한 작업 연장과 촉박한 일정에 따른 작업자들의 불만이 고조되어 파업이 일어난 것도 이들 생산중의 결함발생에 기인한 측면이 강하다고 볼 수 있다. 이러한 결함 (flaw)은 FAA AC20-107A에 'A manufacturing anomaly created by processing, fabrication or assembly procedure'로 정의 되어 있다. 한편 운항중인 헬기는 정상 운용 중에 낙뢰가격이나 우박 및 조류 등의 충돌 등으로 헬기의 동체 또는 메인 꼬리 로터 등에 손상(damage)이 발생할 수 있으며 이로 인해 장·단기적으로 헬기의 구조적 안전도에 큰 영향을 줄 수 있다. 이들 내재된 결함뿐만 아니라 운항 중에 발생한 손상 등도 주기적인 비파괴 검사 또는 비주기적인 검사에 의해 발견되어 수리 되어야 한다. 이러한 손상 (damage)은 FAA AC20-107B에 'A structural anomaly caused by manufacturing (processing, fabrication, assembly or handling) or service usage'로 정의 되어 있으며 결함의 정의와 비교하면 손상이 결함을 포함하는 좀 더 포괄적인 개념을 갖고 있다.

'손상허용 (damage tolerance, 또는 DT)'이란 '구조물의 제조 또는 운용 중에 발생할 수 있는 손상이나 결함 등을 운용 환경 하에서 구조물이 감내 (허용)하여 성능을 유지할 수 있는 능력'이라 할 수 있으며 이들 결함이나 손상이 발생하여도 구조물은 설계초기의 강도 등을 수명기간동안 만족하여야 한다는 개념이라 할 수 있다. 손상 허용에 대한 요구조건은 항공기 설계에 있어 군용의 경우 MIL-A-83444에서 민간항공기의 경우 아래와 같이 FAA 등에서 제시된 자료에서 요구되는 경우가 대부분이다. 미국의 항공기 인증 업무는 FAA본부 내의 Associate Administrator for Regulation and Certification 산하의 Aircraft Certification Service (AIR)에서 담당하고 있으며 특히 회전익 항공기의 인증업무는 AIR내 전담 부서 (Regional Directorate)인 Rotocraft (Ft. Worth, Texas, USA)에서 담당하며 FAR-27 및 Far-29에 업무 영역이 할당되어 있다.

- FAR Part 23.573, 25.571, 27.571, 29.571 :

Damage Tolerance Certification Procedures and Regulations
- ACJ 25.571 : Damage Tolerance and Fatigue Evaluation
- ACJ 25.603 : Composite Aircraft Structures
- AC 20-107B : Composite Aircraft Structure
- CMH-17 : 예전의 MIL-HDBK17
- MSFC-RQMT-3479 : Composite Bonded Structure
- NASA-STD-5019 : Fracture Control

다음표는 고정인 항공기와 헬기 등의 회전익 항공기에 작용하는 하중의 특성을 비교한 것이다.

<표 144> 회전익 항공기와 고정익 항공기의 특성 비교

고정익 항공기	회전익 항공기
이·착륙시 대부분의 피로하중 (fatigue loading) 작용하고 운항 중에는 피로 사이클 수(N)가 상대적으로 작음.	회전익의 소속 회전에 따라 매 비행시에 상당한 피로하중이 헬기 로터 및 동체 일부에 작용.
고정익 항공기 수명 기간 (life time)중 대략 200,000사이클의 피로 하중 작용.	고속 회전하는 회전익의 경우 10시간 정도의 비행으로 200,000사이클의 피로 하중 작용.
날개의 상하 외피에는 비행 중에 각각 인장 및 압축 하중이 작용. 압축하중이 작용하는 경우 층간 분리 손상이나 섬유의 좌굴 등의 파손 모드에 의해 날개에 재앙적 파손이 발생할 수 있음.	헬기의 로터의 경우 원심력으로 인해 인장 하중이 주로 작용.

위 표에서 알 수 있듯이 헬기 등의 회전익 항공기의 경우, 고정익 항공기에 비해 과도한 피로 사이클을 받으므로 운항중에 발생한 손상이외에 구조물의 생산시에 내재된 결함 등도 피로하중에 의한 결함의 성장이 주기적으로 검사되어야 하고, 결함의 성장으로 인한 구조물의 잔류강도 변화가 수명기간동안 지속적으로 극한 강도 또는 제한 강도 (ultimate strength or limit strength)등의 설계 강도 (design strength)를 유지되도록 결함 허용(flaw tolerance) 개념이 적용되어 설계되어야 한다. 여기서 제한 강도는 설계제한하중 (design limit loads; DLL)을 견디는 강도를 의미하고 설계제한하중 구조물이 운용 중에 언제든지 경험할 수 있는 최대 하중으로 정의 되며 이 하중에서 구조물에는 유해한 변형이나 잔류 변형이 없어야 하고 DLL의 1.5 배인 정적 설계극한하중(design ultimate load; DUL)을 견뎌야 한다.

다음표는 복합재료 구조물의 강도 요구조건을 정리한 것이다.

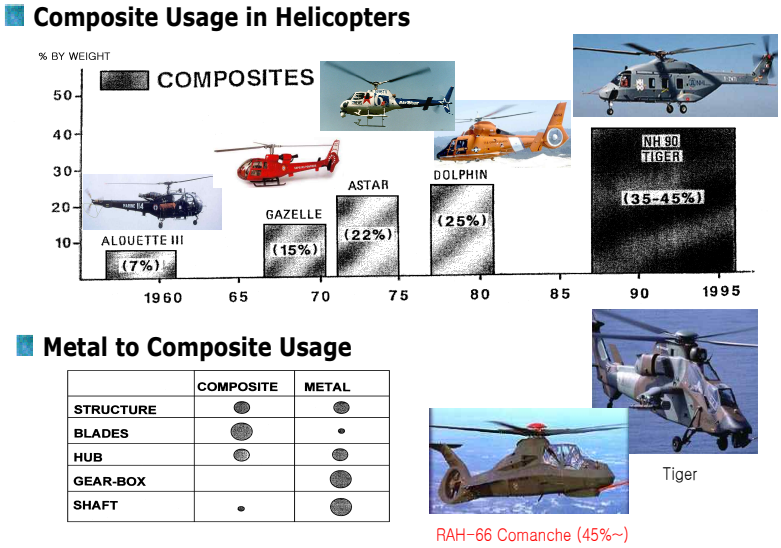
<표 145> 복합재료 구조물의 강도 요구조건

복합재료 구조물의 강도 요구조건	
Static Strength (정적 강도)	● DLL에서 유해한 변형 및 잔류변형이 없어야 함. ● DUL (150% DLL, M.S= 1.5) 에서 견뎌야 함.
Durability (내구성, 피로)	● 부식, 열 및 습도에 의한 약화, 반복하중에 의한 구멍 형태 및 마모에 대해서 전체 수명 기간 중에 내구성이 있어야 함.
Damage Tolerance (손상허용)	● 제작시 결함이 존재하여도 설계수명의 2배 기간중 파손에 이르지 않고 100% 설계제한하중(DLL)의 잔류강도를 갖는 요구조건을 만족시켜야 함. ● 운용시 결함이 발생해도 100% DLL의 잔류강도 요구조건을 만족하여야 함.

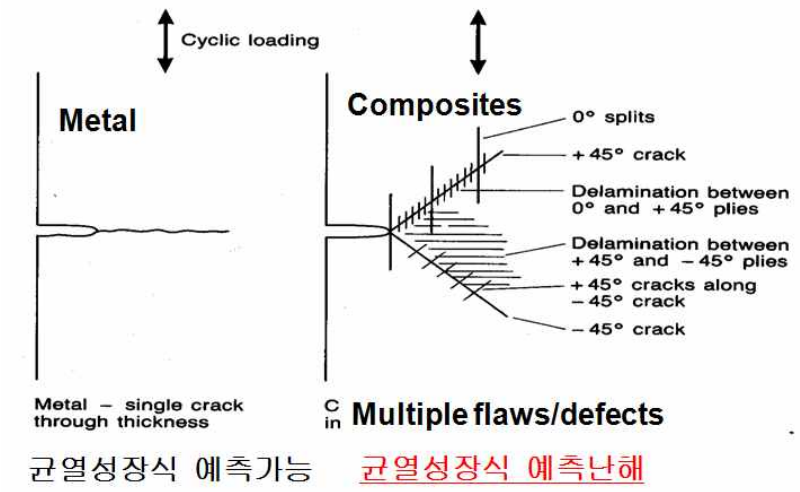
M.S : Margin of Safety

한편 다음 그림에서 알 수 있듯이 헬기의 경우 고정익 항공기에 비해 복합재료의 적용이 60년대부터 적극적으로 모색되어 왔다. 최근에 제작되는 헬기의 경우 기어박스와 일부 동력 축 (shaft)을 제외한 거의 모든 구조물이 복합재료로 제작되고 있다.

<그림 261>은 복합재료와 금속의 피로 하중 하에서 mode I 균열의 전파 양상을 도시한 그림으로 전자의 경우 복합재료의 적층 특성 및 이방성 특성으로 인해 균열 성장 예측식이 후자에 비해 매우 난해한 측면이 있다. 또한 복합재료에 있어서 S-N 곡선은 대체로 평탄한 모습을 하고 있고 반복하중 하에서 금속재료처럼 점진적으로 진행하지 않기 때문에 금속재료처럼 균열성장 해석을 할 수가 없다. 복합재료는 인장 피로하중에 민감하고 압축 피로하중인 경우에는 더욱 민감한 특성이 있고 노치가 있는 경우 정하중 보다 피로 특성이 덜 민감한 편이다.



<그림 260> 헬기의 복합재료 적용 사례



<그림 261> 반복 응력 하에서의 균열 성장 특성 비교

복합재 구조물의 손상허용 적용에서는 다음과 같은 기본 개념이 적용되고 있다.

손상의 비성장 개념 (No Damage Growth concept)

설계응력 레벨에서는 길이방향 섬유의 파괴모드는 일어나지 않으며 층간 균열의 경우 균열 진전이 시작되면 급격히 가속되는 경향이 있어 알루미늄 구조물에서 수행하는 정기 점검 방식은 적용이 어렵다. 그러므로 균열이 진전하지 않는 응력 수

준이 유지되도록 설계를 하여 실제 구조물에서 시험을 실시하여 균열이 진전하지 않는 것을 증명하는 것이 중요한 개념이다. 이 개념은 FAA의 복합재료 구조물의 설계기준의 하나로 AC20-107B에 규정되어 있다.

허용 균열 크기 결정

허용 균열크기는 각종 검사기기의 측정능력, 재료강도특성, 응력 레벨을 기초로 하여 설정해야 되나 주로 실험데이터에 의해서 결정하고 있다.

다음표는 피로 특성을 비교 제시한 것이다.

<표 146> 복합재료와 금속의 피로 특성 비교

Characteristics	Metal	Composites
Stress-Strain behavior	Low strain to failure	High strain to failure
Notch sensitivity	$\frac{\text{Notched strength}}{\text{Unnotched strength}} \leq 1.0$	40-60% reduction in tension strength Unnotched strength
Environmental affect on properties	Relatively insensitive	Affected by moisture and temperature
Causes of damage	Fatigue, corrosion, stress corrosion	Foreign object damage and fabrication damage
Type of critical damage tolerance loading condition	Tension	Compression
Detectability of damage prior to failure	Generally visual detectable	NDI detectable (may not be visually detectable)
Prediction capability	Good	Poor to nonexistant
Service experience	Extensive	Very limited

헬기의 경우 운항시에 심한 진동이 전 구조물에 걸쳐 수반되고 메인 및 꼬리 블레이드와 같은 회전익이 고속 회전하기 때문에 구조물에 내재된 제조시의 초기 결함이 균열 (층간 균열 포함) 발생 및 성장의 직접적인 원인이 되기 때문에 기존의 Fail-Safe에 기초를 둔 손상허용개념과는 달리 최근에는 flaw tolerance라는 용어를 사용하여 구조물의 설계에 반영하고 있다. 즉, 운항중의 손상 발생 보다는 생산 출고시에 내재하는 초기 내재 결함이 장기간의 진동 및 극한 환경 조건 하에서 이들이 구조물의 안전성에 영향을 주기 때문에 Safe-Life개념에 기초를 둔 구조적 피로 특성 (structural fatigue characterization)을 설계에 반영하는 방법이라 할 수 있다.

하지만 운항중에도 헬기 등은 우박이나 조류 충돌 또는 외부 인위적인 비행체에 의한 가격(impact)등에 의해서 손상이 구조물에 발생할 수 있으며 이들 손상은 구조물이 재앙적 파손 (catastrophic failure)에 이르기 전에 미리 비파괴 검사 기법으로 검사되어 SRM (Structural Repair Manual)에 명기된 방법에 따라 수리되어야 한다. 따라서 높은 신뢰성이 요구되는 헬기 복합재료 구조물의 내구성/결함허용 평가 기법의 적용을 위해서는 이에 대한 평가기법의 연구 및 절차 확립이 요구된다.

여기서는 제조시의 결함에 중점을 두고 이들 결함이 장기간에 걸친 헬기의 운용 및 운항조건하에서 균열로 발전 성장하는 기구 (mechanism)를 해석 및 실험적 기법을 사용하여 결함허용 방법론을 개발하여 제시 한다.

복합재료 헬기 구조물의 결함허용 연구의 목적은 복합재료 구조물의 성형 공정 및 부분품의 조립공정과 검사공정 중에 인위적인 사고에 의해 발생하는 구조물에 내재된 층간 분리 (delamination), 체결구멍 등에서의 미세 균열 등의 결함들이 향후 운항중인 헬기의 수명기간 중에 설계요구 강도 (극한 강도 또는 제한 강도)를 유지하면서 검사 일정 내에 더 큰 손상 크기로 성장하지 않도록 헬기를 구성하는 중요한 복합재료 구조물에 대해 피로 특성 및 이를 바탕으로 만들어진 검사계획 (inspection plan)을 제공하는데 있다.

그러나 기존의 풍부한 연구 결과 및 실험데이터를 바탕으로 만들어진 기존의 금속 항공기 구조물의 손상허용 연구와는 달리 섬유와 기지로 이루어진 이방성 재료 특성과 적층순서 및 복합재료 보강재의 종류 및 물성에 따라 다양하고 복잡한 결함 및 손상 발생 기구를 갖는 복합재료에 대해서는 실험적 데이터가 부족하여 결함 허용에 대한 일반론이 아직은 존재하지 않고 있는 현실이다. 또한 장기간의 현장경험에 의해 축적된 경험자료 또한 복합재료 구조물에 대해서는 축적이 미비한 상태로 볼 수 있다. 근래에 들어 국내에서 무인기, 기본/고등 훈련기 및 군용 헬기를 포함한 민간항공기에서의 복합재료의 사용이 동체나 주 날개와 같은 주구조물까지 확대되고 있는 상황 하에서 복합재료구조물의 손상발생기구 및 성장예측과 손상에 대한 구조물의 내구성 및 잔류강도와 손상허용치의 기준 마련들이 시급히 연구되어야 할 시점에 다가가고 있다고 볼 수 있다.

본 기술개발 과제를 통해 헬기에서 손상이 발생하기 쉬운 주요 지점 (principal structural locations)과 복합재료 구조물의 결함 발생 기구와 결함/손상의 종류 및 특성에 대한 연구를 수행한다. 또한 예상되는 주요한 결함에 대해 구조물의 잔류수명 또는 결함허용을 예측하는 알고리즘을 개발하여 결함허용 설계를 향후 BASA(Bilateral Aviation Safety Agreement, 상호항공안전협정) 체결용 민수 헬기의 인증사업에 적용하여 민수헬기의 개발에 있어 구조건전성 기술기반 및 복합재료 구조물의 인증기술을 확보한다.

손상허용 개념이 결함 허용보다 포괄적인 개념이므로 운항중에 발생할 수 있는 외부물체의 저에너지 충격에 의한 BVID (Barely Visible Impact Damage) 급 손상이 육안검사 (visual inspection)로 탐지가 어렵고 잠재적인 성장 위험성을 갖고 있는 손상이기 때문에 본 기획서 에서는 제조중의 결함에 관한 결함 허용을 포함하여

손상허용 (damage tolerance, 이하 '결함허용' 대신 '손상허용' 용어을 사용함.) 문제로 접근한다.

다음표는 복합재료 주구조물의 결함 내지 손상을 5가지 유형으로 분류한 것으로 FAA AC 20-107B에 규정되어 있다. BVID는 1.5m 거리에서 육안으로 거의 탐지하기 어려운 충격손상을 의미하며 복합재료 항공기의 출현이후 더욱 중요한 개념으로 고려되고 있는 손상이다. BVID 로 인해 기존에 비파괴 검사 기법으로 95%를 차지하고 있는 단순한 육안검사 (visual inspection)의 적용이 어려워지고 C-scan과 같은 비파괴 검사방법으로 전 기체를 걸쳐 검사하여야 하는 비용 부담이 보잉사와 같은 대형 복합재료 항공기 제조사에 의해 최근에 깊게 인지되어, 향후 10년 이내에 이를 항공기 구조물에 내장된 검사장비로 실시간으로 자동으로 검사하는 구조건전성 감시 기술 (Structural Health Monitoring Technology)에 대한 연구가 관심이 초점이 되고 있다. 이때 BVID손상이 있는 존재하는 경우에도 구조물은 극한 하중을 견디도록 설계되고 시험으로 검증되어야 한다. AC 20-107B는 복합재료 구조물의 인증을 위해 반드시 참조해야 하는 안내서 (guideline)이다.

<표 147> FAA 5 Categories of Damage & Defect Considerations for Primary Composite Aircraft Structures

Category	Examples	Safety Considerations (Substantiation, Management)
Category 1: Damage that may go undetected by field inspection methods (or allowable defects)	BVID, minor environmental degradation, scratches, gouges, allowable mfg. defects	Demonstrate reliable service life Retain Ultimate Load capability Design-driven safety
Category 2: Damage detected by field inspection methods @specified intervals (repair scenario)	VID (ranging mfg. defects/mistakes, major environmental degradation	Demonstrate reliable inspection Retain Limit Load capability Design, maintenance, mfg.
Category 3: Obvious damage detected within a few flights by operations focal (repair scenario)	Damage obvious to operations in a "walk-around" inspection or due to loss of form/fit/function	Demonstrate quick detection Retain Limit Load capability Design, maintenance, operations
Category 4: Discrete source damage known by pilot to limit flight maneuvers (repair scenario)	Damage in flight from events that are obvious to pilot rotor burst, bird-strike, lightning)	Defined discrete-source events Retain Get Home" capability Design, operations, maintenance
Category 5: Severe damage created by anomalous ground or flight events (repair scenario)	Damage occurring due to rare service events or to an extent beyond that considered in design	Requires new substantiation Requires operations awareness for safety (immediate reporting)

손상허용 설계 개념을 무인기와 같은 특정 운용목적의 항공기 구조물에 도입하기 전에 특정 항공기의 운항/운용 조건 및 성능, 구성 구조물의 재료특성 등에 의해 관찰되거나 예측할 수 있는 손상의 종류 및 발생 원인에 대한 이해가 선행되어야 한다.

IATA에 보고된 항공기 복합재료 구조물에 발생하는 결함의 종류를 제시한 것으로 복합재료 적층외피의 층간분리 결함이 절반을 차지 할 정도로 많음을 알 수 있

으며 손상의 발생원인은 많은 부분이 지상에서의 항공기의 취급부주의에서 오는 것으로 보고되고 있다. 손상허용에 관련된 최근까지의 밝혀진 용어와 사례에 대한 자료를 서술해 보면 다음과 같다.

손상의 형태, 근원, 모드

- **손상형태 (Types of damage): 발생평균**

  45%: (적층분리) Delaminations, disbonds (on average 60%exceed3.0")
  35%: (구멍) Holes (on average 50% exceed 1.5")
  10%: (균열) Cracks (on average 40% exceed 3.0")
  10%: (기타) Other (Erosion, heat deterioration, etc.)

- **손상근원 (Sources of damage): 발생평균**

  36%: (지상 취급) Ground handling
  30%: (습기) Moisture, (화학적 침투) chemical attack
  11%: (설계 결함, 과열)Other (Design deficiencies, over heat, etc.)
  8%: (조류 충돌) Bird strikes, (우박 충돌) hail impact
  8%: (활주로 이물질) Runaway stones
  7%: (번개) Lightning strikes

- **손상의 근원과 모드 (Damage sources and Damage modes)**
  - 생산 공정 중의 손상 (Flaw from Manufacturing processes): 기공 (Porosity), 층간분리 (Delamination), 수지과잉(Resin rich area)
  - 조립 및 취급중의 사고에 의한 손상 (Accidental damage at assembly & handling) : 층간분리, 관통 (puncture), 심재의 뭉개짐(core crush (by tool drops)) 등이 있으며 주로 저에너지 손상이 예상된다.
  - 항공기 운용중의 사고에 의한 손상(Accidental damage from in-service operation) : 층간분리, 관통, 우박, 활주로상의 입자에 의한 충돌, 조류충돌, 낙뢰가격 등 의도하지 않은 충격에 의한 심재의 크러쉬, 수분에 의한 손상, 결빙-해빙 (freezing-thawing) 등등

또한 환경으로부터도 복합재료는 손상을 받을 수 있으며 그 정도가 심화 될 수 있기 때문에 수분흡수 와 온도 등은 중요한 환경 인자들로서 복합재료 구조물의 손상허용 설계에서는 이를 반드시 반영하여야 한다.

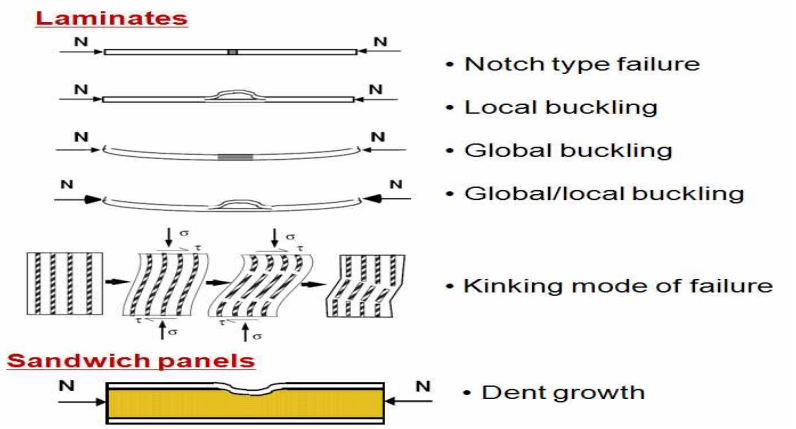
- 기지내 균열 및 층간분리의 성장 (아래는 원인) :
  - 수분-온도 사이클 (Hygrothermal cycling)
  - 빙결에 의한 팽창 (Water expansion on freezing, freeze-thaw)
- 자외선에 의한 유리섬유의 품질 저하
- 수분에 의한 화학적 품질 저하
- 낙뢰 가격

다음표는 복합재료 내에 발생할 수 있는 결함을 상세히 나열한 것이다.

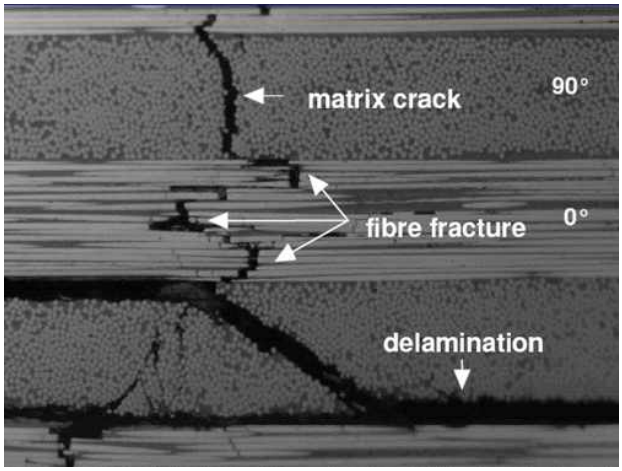
<표 148> 복합재료내의 결함 및 손상 종류

Fabrication/ Processing damage (defects) generally include	
● Cut Fibers ● Knots, kinks ● Improper slicing ● Voids (due to poor processing, highly advanced Resin, excess humidity/moisture) ● Resin rich, resin lean areas (improper tensioning) ● Subquality materials ● Cure problems (uncured resin)	● Inclusions, bugs, foreign contamination, etc. ● Tool installation and removal during processing ● Mandrel removal problems (handling) ● Machining problems ● Shipping to propellant processing ● Tool drop (impact damage) ● Proof testing
In-field / Service problems generally include	
● Vibration ● Shock ● Lightening Damage ● Environment cycling (temperature and humidity) ● Flight loads (Fatigue) ● Improper repair (maintenance)	● In-storage creep or handling loads ● Pebble impact (tool drop) ● Scratches, dents, punctures ● Corrosion ● Erosion, dust, sand ● Bacterial degradation
Typical Defects in Composites include	
● Debonds ● Delaminations ● Inclusions (bugs, foreign contamination, etc.) ● Voids, blisters ● Impact damage (tool drop, pebble impact) ● Fiber misalignment ● Cut or broken fibers	● Abrasions, scratches ● Wrinkles ● Resin cracks, crazing ● Density variations ● Improper cure (soft resin) ● Matching problems (improper hole size, etc)

다음 그림들은 복합재료 적층판 및 샌드위치 구조물에서의 파손 유형과 복합재료 적층판의 단면에서의 섬유 및 기지에서의 파손 형상을 도시한 것이다.



<그림 262> 적층판 및 샌드위치 구조물에서의 항복 기구



<그림 263> 복합재료 적층판의 일반적인 손상 종류

복합재료 기지 내의 균열은 수분을 흡수하고 층간 박리를 촉진하는 역할을 할 수 있고 이들 결함은 다시 적층판의 굽힘 강성과 좌굴 하중을 저하시키게 된다. 또한 섬유의 파괴 (fracture)는 인장 및 압축 강도를 크게 저하시키는 요인으로 운항중의 외부 충격이나 환경 인자에 의해 발생한다.

위에서 기술한 손상 등은 각각의 손상모드에 대해서 손상한계치 (damage criteria)가 정립되어 각 손상의 초기크기 (initial size), 발견 한계크기 (threshold of detectability), 임계크기(critical size)및 스펙트럼 하중 동안의 손상의 성장에 대한 특성 등이 결정될 필요가 있다. 손상허용치를 고려한 설계개념의 확립에 있어 중요한 선행 조건으로는 구조물에 받아들일 수 없는 가장 심하고 보편적인 하중발생 형태의 identification과 손상과 관련되어 나타난 항복모드 (failure mode) 설정 등이 요구된다. 예로서, 복합재료의 경우 저속 횡 방향 충격이 가장 흔히 발생하는 하중 이벤트 (load event)로 알려져 있으며 결과로서 나타나는 결함의 형태 (또는 항복모드)는 층간 분리 결함이라 할 수 있다.

내구성 (Durability):

내구성 및 손상 허용에 관한 정의와 범위는 다음과 같다.

어떤 구조물이 초기에 지니고 있는 강도(strength), 강성(stiffness), 내환경성 (environmental resistance) 등의 특성을 사용수명(service life) 동안 유지하는 능력을 말하며 사용수명 동안 발생하는 어떠한 품질저하(deterioration)도 수리 (repair) 되거나 조절(control)가능 하여야 한다.

손상허용 개념에서는 구조물 내부에 초기 결함 (initial flaws)이 존재한다고 가정하고 손상이 발견되어 이를 수리하려는 행동이 취해지기 전까지 구조물은 구조물이 가지는 환경조건, 응력상태에서 적당한 잔류강도를 유지 한다고 보고 이를 예측하는 개념이라 볼 수 있다.

항공기 설계에서 손상허용 요구 사항 (DT Requirement in Aircraft design):

금속합금으로 제조된 항공기설계상의 손상허용치 요구조건은 민항기의 경우 항공

기 제작사나 미 연방 항공청(FAA)에서, 군용기의 경우 MIL-A-83444에서 별도로 규정하고 있다. 반면에 복합재료 항공기 구조물의 경우 복합재료에 대한 손상허용치 요구조건은 현재까지 확립이 되어 있지 않은 상태이다. 그러나 복합재료로 구성된 구조물의 설계에 있어서 그 구조물은 금속구조물에 요구되는 손상허용치와 동등하거나 그 이상의 손상허용치를 적용하도록 요구하고 있다 (FAR Part 23-29 Damage Tolerance Certification Procedures and Regulations).

금속재료를 기반으로 제조된 항공기의 경우, 주된 손상으로 제조시의 결함 (Fabrication Flaw), 긁힘 (scratches), 운항중에 발생하는 균열 및 찍힘 (Dent) 등을 들 수 있다. 반면에 복합재료의 경우 적층판의 층간 분리 및 섬유-기지간 또는 접합-접합체간의 분리 (disbonds)가 육안으로 검사되는 주된 손상기구 (visible damage mechanism)로 분류되고 있다.

이밖에 복합재료 자체의 복잡성으로 인해서 육안으로 관찰되지 않는 여러 가지 결함이 발생하고 있어 비파괴 검사 기술의 적용이 필수적으로 요구 되고 있으나 여전히 일부 기술은 실험실 수준에 머물고 있는 실정에 있어 적극적인 복합재료의 적용이 확대 되지 못하고 있다. 기타 복합재의 적용이 확대되지 않는 주요 장벽은 다음과 같다.

- 복합재료가 기존 금속재료와 달리 이방성, 비균질 재료 특성을 갖고 있으며 다양한 적층 및 구성재료에 따라 물성들이 크게 변하는 특성이 있다.
- 복합재료는 알루미늄 합금에 비해 일반적으로 취성이 크고 금속재의 연성특성의 장점이 없다.
- 복합재료에 대한 재료수준 손상 (material level damage)의 초기 발생과 성장 및 항복모드가 정확히 예측되지 못하고 있으며 기존 금속재료만큼 실험적 데이터가 축적되지 않고 있으며 만들어진 데이터도 일부는 비밀로 취급되어 공개 되지 않고 있다.
- 복합재료 항공기 구조물의 유지, 검사 및 수리기술이 기존 금속재료에 비해 미성숙 단계에 있다.

연구 목표 및 방법

연구 목표는 다음과 같다.

1) 복합재료에 내장된 초음파센서를 이용한 비파괴검사기술 개발

- 복합재료에 내장된 초음파센서의 복합재료 접합특성 평가
- 결함 성장에 따른 결함의 내장 센서를 이용한 영상화 기술
- 영상 기반 결함을 가진 복합재료의 잔류강도 예측 프로그램(SW) 개발

2) 복합재료 구조물의 손상허용성 평가 및 인증 기준 연구

- 헬기 복합재료 구조물 대상 선정 (메인/꼬리 로터블레이드, 기타 주구조물)

- 복합재료 제조 및 운항중 발생 결함/손상 특성 및 파손 기준 정립
- 복합재료 적층판의 저에너지 충격 거동 이론 해석
- 복합재료 구조물의 내구성/손상허용 요구조건 및 인증평가 절차 수립

3) 복합재료 구조물의 피로수명 평가 방법 개발

- 해석적 접근방법을 적용한 피로수명 예측 알고리즘 개발
- 시편시험 및 통계적 접근법을 통한 피로수명 알고리즘 확인
- 결함이 내장된 복합재료 구조요소의 피로특성 시험

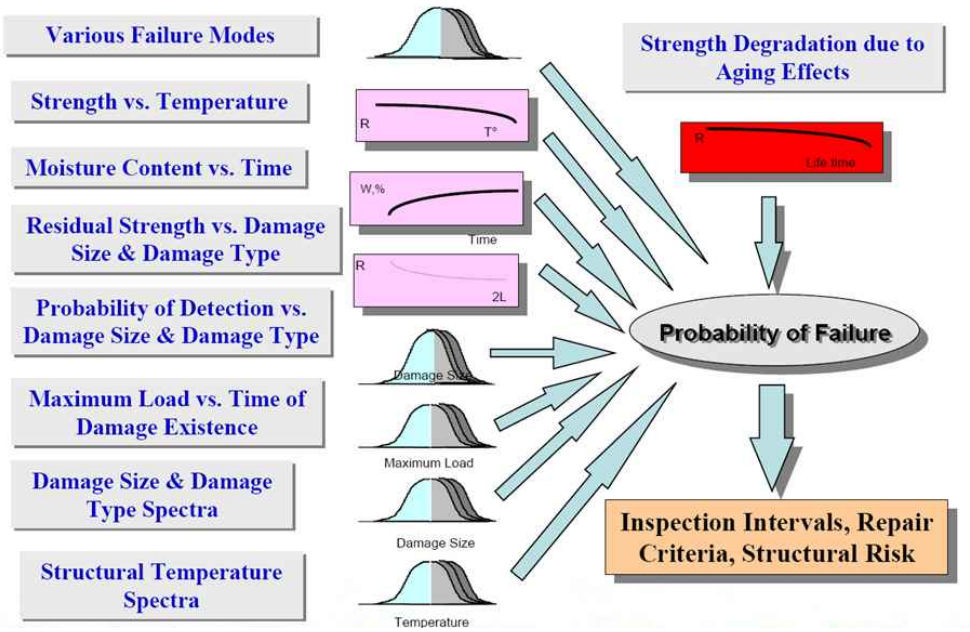
4) 복합재료 구조물의 손상허용성 평가 기법 개발

- 해석적 접근법을 적용한 손상허용성 평가 알고리즘 개발
- 시험시편 및 통계적 접근법을 통한 알고리즘 확인평가

5) 결함을 가진 복합재료 구조물의 수리 및 성능 시험평가

- 결함 성장 vs. 잔류강도 특성 연관 해석
- 결함 성장 vs. 잔류강도 특성 연관 시험
- 수리 후 잔류강도 해석 및 비교 검증 시험

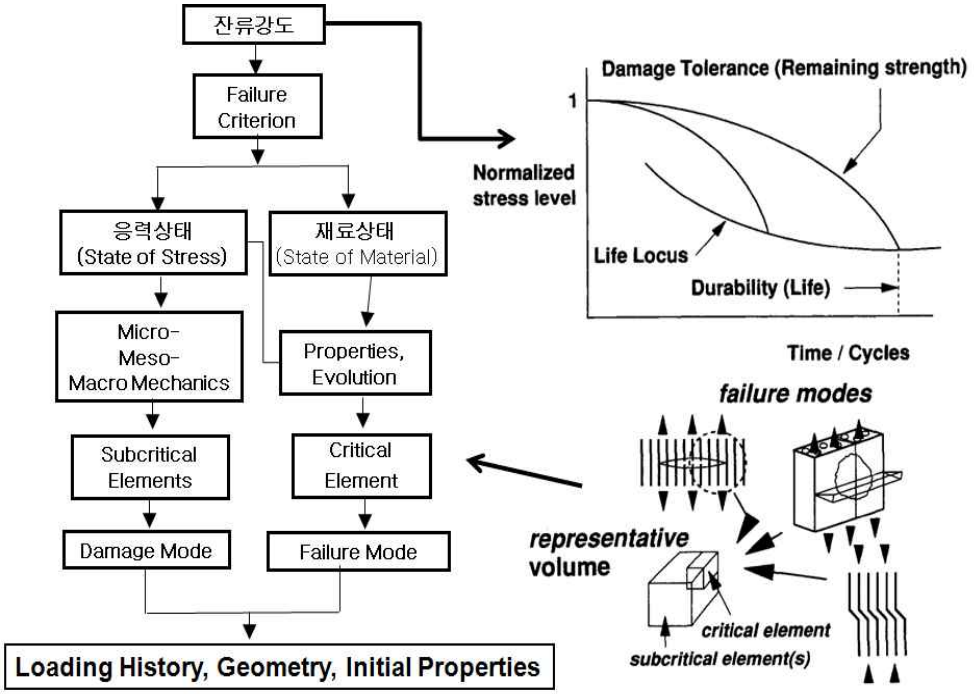
연구개발 방법 요약



<그림 264> 연구개발 방법 요약

잔류강도 평가방법

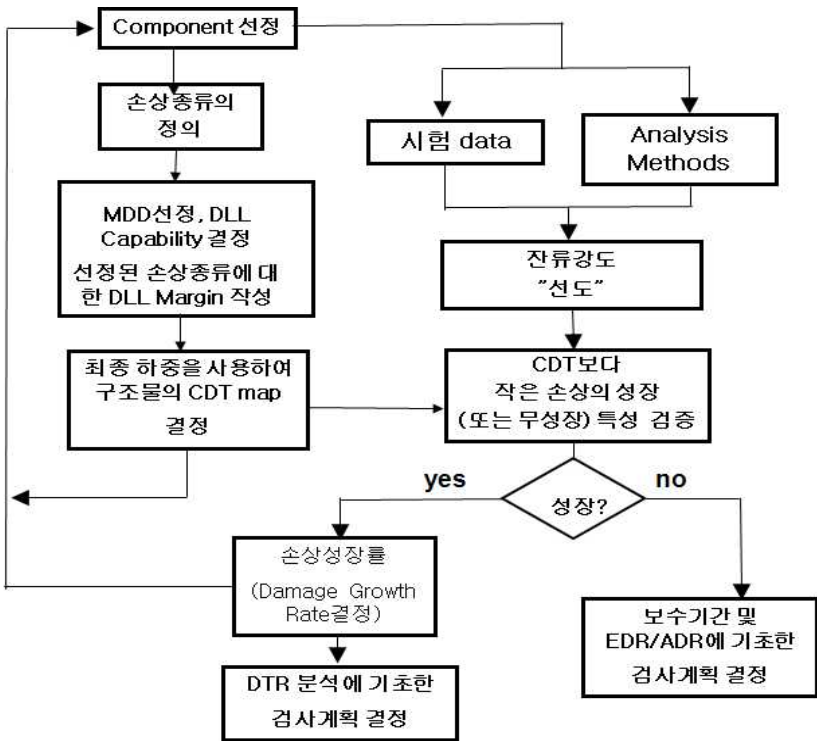
다음 그림은 본 과제에서 수행하여야 할 복합재료 구조물에서의 잔류강도 평가 과정을 그림으로 도시한 것이다.



<그림 265> 복합재료 구조물에서의 잔류강도 평가

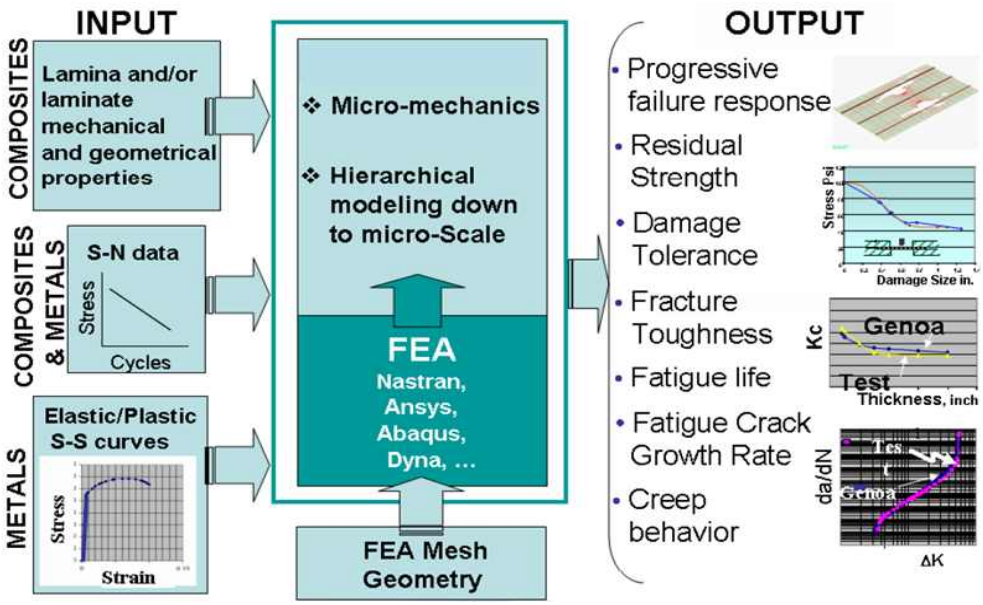
손상허용평가 방법

다음 그림은 FAR 25.571(c) 제시된 손상허용 평가를 위한 흐름도이다.



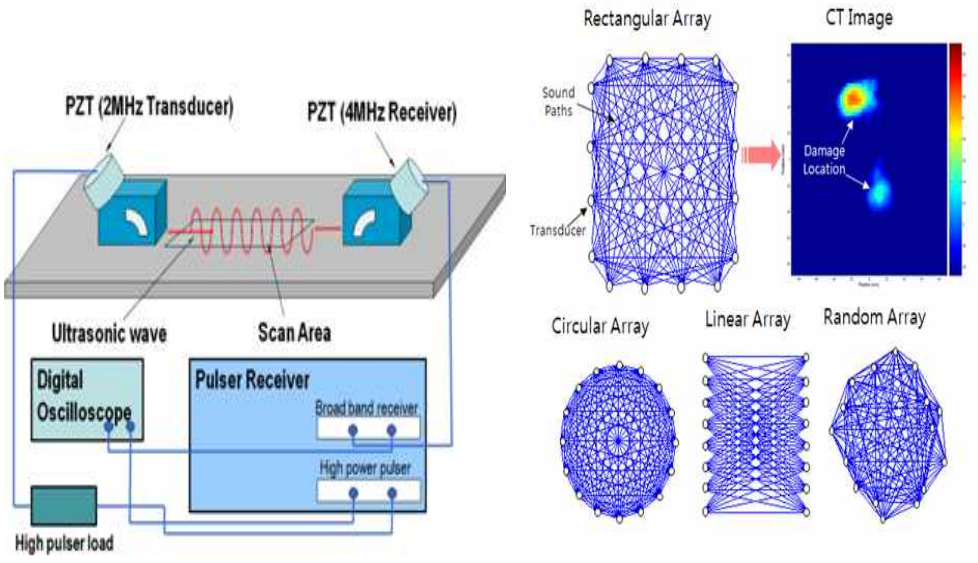
<그림 266> 손상허용 평가 흐름도

복합재료 구조물의 수명 예측방법



<그림 267> FEM S/W를 이용한 복합재료 구조물의 수명 예측

복합재료 내장 초음파 센서이용 결함 분석 및 영상화 방법



<그림 268> 초음파이용 비파괴검사 와 결함 이미지 구현

복합재료 헬기 구조물의 결함허용기법 및 인증기술 연구비 내역

1. 총 연구기간 : 2014년 ~ 2018년 (5년)
2. 총 연구비(억원)

(단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제5	9	9	8	5	4	35
	0	0	0	0	0	0
	9	9	7	5	5	35
총계	9	9	8	5	4	35
	0	0	0	0	0	0
	9	9	8	5	4	35

3. 연구비 산출 방법 및 내역

- 인건비 : 기업은 인건비 현물로만 인정 (S/W개발비용은 승인후 인정)
  참여 인원 8 명 × 0.5억원/년 = 4.0억원/년(현물)
  5 년 × 4.0억원/년 = 20.0억원 (현물)
  총 0.0억원 (현금)/ 20.0억원(현물)
- 조사 및 분석
  헬리콥터 복합재료 구조물 조사 및 분석 = 0.1억원
  복합재료 구조물 인증 절차 조사 및 분석 = 0.5억원
  총 0.6억원
- 재료비
  CFRP 프리프레그 Tape/Fabric (T700급, 350F경화용) x 2롤/Each
  =4만$/롤 x (1,300원/$) x 4롤 = 2.08억원
  성형용 소모품(구조용 필름접착제, Bagging 재료
  (Sealant, Bagging film, Breeder, Breather, 이형제..) = 0.52억원
  구조용 Nomex H/C = 0.6억원
  각종 근속 Fastener (항공용 볼트, 리벳 등) = 0.1억원
  총 3.3억원
- 시편제작비
  기본 물성시험용 시편 = 0.5억원
  피로 및 손상허용시험용 시편 (Coupon/Element Level) 성형/가공비
  = 0.5억원
  Repaired 시편 = 0.2억원
  열주기 부여시편 = 0.3억원
  총 1.5억원
- 시험비용
  복합재료 기본 물성시험 = 2.0억원

피로 및 손상허용 시험 = 3.0억원
잔류강도시험 = 1.0억원
수분흡수 시험 = 0.5억원
열주기 적용 시험 (2,000 싸이클, 1싸이클 :-55C/+70C/-55C)
= 0.5억원
총 7.0억원

- PC기반 진단SHM장비 제작 :
센서망: Angle Beam Transducers (32개x 2set) = 1.5억원
다채널 집속/비선형 SHM 진단기 개발 (32CH.) = 3.0억원
고성능 PC (서버급, 실시간 초음파 데이터 분석용) = 0.3억원
초음파 가진기 (RAM-5000) = 0.5억원
기타 부속품 (케이블 및 소모품) = 0.2억
총 5.5억원

- 프로그램 개발/구매
개발 (인건비로 승인후 적용):
SHM 구동용 진단 S/W 개발(Window XP기반) = 4.0억원
영상기반 잔류강도 해석 알고리듬 적용 개발 = 4.0억원
통계기반 손상허용치 및 잔류강도 분석 알고리름 적용 S/W= 3.0억원
구매 :
GENOA(복합재료 구조물 피로/잔류강도 예측 상용 S/W) = 1.5억원
FIBERSIM(복합재료 구조물 성형/제작 최적화 상용 S/W)= 0.5억원
응력해석용 상용 S/W (ABAQUS 1set, 기업용) = 1.0억원
총 14.0억원

- 관리비/학술자료확보비/전기세 등: 년간 0.2억원*5년 = 1.0억원
총 1.0억원

- 특허비용 = 년간 0.1억원 x 5년 = 0.5억원
총 0.5억원

- 출장비 : 8명 × 400만원/년 = 0.32억원/년
5년 × 0.32억원 = 1.6억원
총 1.6억원

- 연구비 총액 : 35.0 억원

(바) 핵심과제 제안요구서(RFP)

핵심과제명	제 4-1 과제 : Lighting Protection 설계 및 적합성 인증 기술

1. 연구개발 목표

○ Lighting Protection 설계 기술 확보
○ Lighting Protection 인증 비행 시험 인증 기술 확보

2. 연구개발 필요성 및 기술동향

□ 연구개발의 필요성

○ 헬리콥터의 안전성을 인증 받기 위해서는 낙뢰로 인한 헬기의 구조 부 손상을 보호하여야 함
○ 낙뢰 시 발생하는 연료탱크 내의 유증기 발화, 전기/전자 세부 계통의 전압변화(Surge)나 전이현상(Transient)이 발생하지 않도록 규정하고 있음

□ 기술동향

<국 내>
○ Lighting 으로 인하여 항공 피해 사례가 있음
○ Lighting Protection기술은 국내 항공 기술 취약 분야 중 하나임
○ 항전 계통의 환경/생존성 시험 중으로 시스템 낙뢰/정전기시험, 장비/부품 낙뢰시험을 전기(연)에서 일부 보유하고 있음
○ 낙뢰 시험은 부분적으로 가능하나 헬리콥터의 운행 중 발생하는 lighting에 대해서는 시험이 미비함
○ 향후 헬리콥터 개발 및 인증 시 요구되는 필수적인 인증기술임

<국 외>
○ NASA는 항공기 개발 초기 낙뢰에 의한 항공 사고가 계속되자 NASA의 전신인 NACA에서 1938년 낙뢰에 대한 특별 소위원회를 구성하여 낙뢰의 위험에 대한 연구를 착수함
○ 1963년 보잉 707기 낙뢰 폭발 이후 항공기에 대한 낙뢰 모사 시험을 진행하고 있으며, SAE(AE4L)의 연구결과를 FAA AC(AC20-53)로 채택하여 활용하고 있음
○ 낙뢰 비행 시험 등을 통하여 항공기 운항시 발생하는 낙뢰의 특성을 시험하고 있음
○ 도전성 도료, 분산기 등 다양한 방법의 Lighting Protection 기술이 연구되고 있음.

3. 연구개발 내용

○ Lighting Protection 인증요건에 대한 연구
○ 항공기 Lighting 현상에 대한 연구
○ 항공기 Lighting 예측 기법에 대한 연구
○ Lighting 예측과 항공기 손상에 대한 해석적 실험적 방법 연구
- Direct effect (Physical damage)
- Indirect effect (Electric damage)
○ Lighting Protection 설계 기술 연구
○ Lighting Protection 인증 비행 시험 인증 연구

<년차별 연구개발 내용>

○ 1차년도
- Lighting Protection 인증요건에 대한 연구
ex)Direct effect : Part 29.610 Lighting protection
Indirect effect : Part 29.1309(h) Equipment, systems and installation
Fuel system : Part 29.954 Fuel system lightning protection
- 항공기 Lighting 현상에 대한 연구
기후환경, 운항조건, 낙뢰 분류 등 항공기 낙뢰 현상에 주요 변수

○ 2차년도
- 항공기 Lighting 예측 기법에 대한 연구
Lighting 예측을 위한 해석적 방법 조사 및 적용
Lighting Protection을 위한 실험적 방법 조사 및 활용 방안

○ 3차년도
- Lighting 예측과 항공기 손상에 대한 해석적 실험적 방법 연구
Direct effect (Physical damage)
Indirect effect (Electric damage)

○ 4차년도
- Lighting Protection 설계 기술 연구
해석, 실험방법을 이용한 Lighting Protection 설계기술 분류
전자 장비 등 요소 별 Protection 설계기술 파악 및 적용 방안

○ 5차년도
- Lighting Protection 인증 비행 시험 인증 연구

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략

○ 연구책임자는 단계별 목표를 수립하고, 그에 적합한 추진전략 및 일정계획 수립
○ Lighting Protection을 위한 해석 기법 및 시설 확보, 활용 방안
○ Lighting Protection 설계기술 확보

□ 추진체계

○ 학교 및 산업체 지원과 공조체제 구축을 통해 연구개발을 효율적으로 추진
○ Lighting Protection을 위한 해석 기법은 학교와의 협력을 중심으로 수행하며, 실험적 방법 등은 국내 연구 기관등과 협력하며 해외 기관들에게 자문요청
○ 연구된 해석적, 실험방법을 이용하여 통합적인 Lighting Protection 설계 기술 개발

5. 최종성과물

□ 주요 최종성과물

○ Lighting Protection을 위한 항공기 Lighting 현상 분석
○ Lighting Protection을 위한 해석적 방법 결과물
○ Lighting Protection을 위한 시설 구축 및 활용방안
○ Lighting Protection을 위한 설계 기술 분류 및 특징

6. 연구기간 및 지원예산

□ 전 체

○ 총 연구기간 및 총 연구비
- 총 연구기간 : 2014년 ~ 2018년 (5년)
- 총 연구비 : 60억원 (정부출연금 60억)

○ 1차년도 (2014년) 연구기간 및 연구비
- 1차년도 연구기간 : 협약일로부터 12 개월
- 1차년도 연구비 : 정부출연금 6억 이내

(단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제1	6	12	18	18	6	60
	0	0	0	0	0	0
	6	12	18	18	6	60
총계	6	12	18	18	6	60
	0	0	0	0	0	0
	6	12	18	18	6	60

7. 기 타

○ 과제별 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
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

※ 1차년도 연구기간은 협약일로부터 사업단 1차년도 운영협약 종료일까지로 함. 다만, 선정 후 사업단 총괄기관과의 협약시 핵심과제 연구기간이 변경될 수 있음

○ 연구책임자(기관)는 성과목표(지표)별 달성목표치 및 가중치 등을 신청용 연구개발계획서에 제안하여야 함. 성과목표는 본 제안요구서의 5항에 정의된 성과물을 필수적으로 포함해야 하며, 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용할 계획임(※ 목표대비실적 평가자료 등으로 활용하여 인센티브 및 제재조치 강구)

○ 1차년도 연구기간 중, 선정된 주관기관(핵심연구책임자)은 제안한 연구개발계획서의 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화하여 사업단장 및 평가원의 승인을 거쳐 동 연구개발계획서를 수정·보완하여야 함

○ 기 수행되었거나(종료과제, 중단과제 등) 현재 수행중인 동 핵심과제 관련 연구개발결과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함
(www.kicttep.re.kr 정보마당, www.kordi.go.kr 참조)

○ 향후 본 핵심과제는 사업단내 타 핵심과제 또는 타 사업과 연구내용의 연계·조정 및 이에 따른 예산조정이 가능함

○ 추후 사업단 운영계획은 수정·보완될 수 있으며, 이에 따라 핵심과제 내 특정 기술개발에 대한 추진방식 등이 변경될 수 있음

○ 인증과제 주관기관이 수행하는 인증업무에 영향을 받지 않도록 이에 관한 법적인 절차 및 판단에 대해서 제 4핵심과제 참여기관은 관여할 수 없음

핵심과제명	제 4-2 과제 : Icing Protection 설계 및 적합성 인증 기술

1. 연구개발 목표

○ 항공기 Icing Protection 설계 기술 확보
○ 항공기 Icing Protection 인증 비행 시험 인증 기술 확보

2. 연구개발 필요성 및 기술동향

□ 연구개발의 필요성

○ 헬리콥터의 인증 시 비행 도중 예상치 못한 결빙 환경에 노출될 것을 고려하여 결빙에 대한 적합성을 보여야 함
○ 헬리콥터 설계 시 분산된 얼음의 궤적과 에너지, 동체, 엔진 시스템의 구조 손상 평가를 통해 분산된 얼음이 헬리콥터 비행에 위험을 일으키지 않음을 모든 운용 조건에서 보여야 함

□ 기술동향

<국 내>

○ Icing Test 분야는 국내 항공 기술 취약 분야 중 대표적임
○ 한국항공(KAI), 항공우주연구원(KARI), 국방과학연구소(ADD) 등 산업체 및 국가연구소에 시설장비가 확충 미비함
○ 환경 시험동을 통한 결빙 시험은 가능하나 항공기의 운행 중 발생하는 Icing 조건은 제한이 됨
○ 향후 헬리콥터 및 항공기 개발 중 활용 가능성이 매우 크며, 확보가 된다면 항공기 Icing Test를 국내 및 국외에서 대여 및 자문할 수 있음

<국 외>

○ Icing 문제는 항공기의 사고와 밀접한 관련을 지니고 있어 인증분야에서 중요한 분야임
○ 항공기 사고 및 항공기 성능 저하(40% 양력 감소, 30% 항력 증가, 19% 효율 감소)에 영향을 주므로 해석적, 실험적 연구가 진행되고 있음
○ 결빙 예측 해석을 위하여 LEWICE, CANICE code 사용되고 있음
○ 1950년대부터 Anti-icing system에 대한 실험이 수행되었고, Heat wall, Air blowing in leading edge 등의 기술들이 연구되고 있음
○ NASA 는 Icing-wind tunnel test를 통하여 실험 data base 구축

3. 연구개발 내용

○ Icing Protection 인증요건에 대한 연구

○ 항공기 Icing 현상에 대한 연구
○ 항공기 Icing 예측 기법에 대한 연구
○ 항공기 Icing 형상 측정기술에 대한 연구
- Icing 모양 측정
- Icing 크기 측정
- Icing 축적속도 측정
- Icing 위치 측정
○ Icing 측정 기법에 대한 해석적 실험적 방법 연구
- 전산 수치 모사 기법
- Icing Tunnel Test
- HISS(Helicopter Ice Spray System) Test
- Spray Rig Test
○ 통합 Icing Protection 설계 기술 연구
○ 통합 Icing Protection 인증 비행 시험 인증 연구

<년차별 연구개발 내용>
○ 1차년도
- Icing Protection 인증요건 선행 법규 및 문헌 조사
- 항공기 Icing 현상의 원인 파악
- 항공기 Icing 예측방법 분류 및 연구
- Icing 측정을 위한 수치기법 개발
- Icing 측정을 위한 실험적 방법 선행 연구

○ 2차년도
- Icing Tunnel Test를 구축 방안 연구
- Icing Tunnel Test를 위한 기존 국내 시설 활용 및 변형 방안
- Icing Tunnel Test 해외 시설 이용 방법

○ 3차년도
- HISS Test를 구축 방안 연구
- HISS Test를 위한 기존 국내 시설 활용 및 변형 방안
- HISS Test 해외 시설 이용 방법

○ 4차년도
- Spray Rig Test를 구축 방안 연구

- Spray Rig Test를 위한 기존 국내 시설 활용 및 변형 방안
- Spray Rig Test 해외 시설 이용 방법

○ 5차년도
- 해석 및 실험 방법을 이용한 Icing Protection 설계 기술
- Icing Protection 인증 비행 시험을 위한 국내 인증 방법 구축

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략

○ 연구책임자는 단계별 목표를 수립하고, 그에 적합한 추진전략 및 일정계획 수립
○ Icing 측정을 위한 해석 기법 및 시설 확보, 활용 방안
○ Icing 측정 기술을 바탕으로 Icing Protection 설계기술 확보

□ 추진체계

○ 학교 및 산업체 지원과 공조체제 구축을 통해 연구개발을 효율적으로 추진
○ Icing 측정을 위한 해석 기법은 학교와의 협력을 중심으로 수행하며, 실험적 방법 등은 KAI 측 또는 국내 연구 기관등과 협력하며 해외 시설 이용등에 관련해서는 해외 기관들에 요청
○ 연구된 해석적, 실험방법을 이용하여 통합적인 Icing Protection 설계 기술 개발

5. 최종성과물

□ 주요 최종성과물

○ Icing Protection을 위한 Icing 현상 분석
○ Icing Protection을 위한 해석적 방법 결과물
○ Icing Protection을 위한 시설 구축 및 활용방안
○ Icing Protection을 위한 설계 기술 분류 및 특징

6. 연구기간 및 지원예산

□ 전 체

○ 총 연구기간 및 총 연구비
- 총 연구기간 : 2014년 ~ 2018년 (5년)
- 총 연구비 : 70억원 (정부출연금 70억)

○ 1차년도 (2014년) 연구기간 및 연구비
- 1차년도 연구기간 : 협약일로부터 12 개월
- 1차년도 연구비 : 정부출연금 8억 이내

(단위 : 억원)

		1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제2		8	16	18	20	8	70
		0	0	0	0	0	0
		8	16	18	20	8	70
총계		8	16	18	20	8	70
		0	0	0	0	0	0
		8	16	18	20	8	70

7. 기 타

○ 과제별 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
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

※ 1차년도 연구기간은 협약일로부터 사업단 1차년도 운영협약 종료일까지로 함. 다만, 선정 후 사업단 총괄기관과의 협약시 핵심과제 연구기간이 변경될 수 있음

○ 연구책임자(기관)는 성과목표(지표)별 달성목표치 및 가중치 등을 신청용 연구개발계획서에 제안하여야 함. 성과목표는 본 제안요구서의 5항에 정의된 성과물을 필수적으로 포함해야 하며, 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용할 계획임(※ 목표대비 실적 평가자료 등으로 활용하여 인센티브 및 제재조치 강구)

○ 1차년도 연구기간 중, 선정된 주관기관(핵심연구책임자)은 제안한 연구개발계획서의 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화하여 사업단장 및 평가원의 승인을 거쳐 동 연구개발계획서를 수정·보완하여야 함

○ 기 수행되었거나(종료과제, 중단과제 등) 현재 수행중인 동 핵심과제 관련 연구개발결과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함
(www.kicttep.re.kr 정보마당, www.kordi.go.kr 참조)

○ 향후 본 핵심과제는 사업단내 타 핵심과제 또는 타 사업과 연구내용의 연계·조정 및 이에 따른 예산조정이 가능함

○ 추후 사업단 운영계획은 수정·보완될 수 있으며, 이에 따라 핵심과제 내 특정 기술개발에 대한 추진방식 등이 변경될 수 있음

○ 인증과제 주관기관이 수행하는 인증업무에 영향을 받지 않도록 이에 관한 법적인 절차 및 판단에 대해서 제 4핵심과제 참여기관은 관여할 수 없음

핵심과제명	제 4-3 과제 : 소음 적합성 인증 기술

1. 연구개발 목표

○ 소음 인증을 위한 해석 및 시험 기술 확보
○ 소음 인증을 위한 저소음화 기술 개발

2. 연구개발 필요성 및 기술동향

□ 연구개발의 필요성

○ 환경 규제 강화에 따라 소음 인증이 중요시 되고 있음
○ 연구/개발 단계에서 저소음화 기술을 적용하면 소음 인증 시 적합하며 추후 국내/외 판매 및 수출 시 경쟁력 있음
○ 헬리콥터 소음 인증 기술 및 저소음 기술은 차세대 Green Flight 등에 적용될 수 있음

□ 기술동향

<국 내>

○ 국내 헬리콥터 개발은 경험이 짧아서 헬리콥터 소음에 대한 자세한 연구는 진행되지 않았음
○ 한국형 헬리콥터 개발 시 부분적으로 해석적 방법을 개발하였으나 구체적으로 적용하지 못하고 있음
○ 로터 성능 시험 위주의 시험이 진행되고 있어서 로터 소음 시험에 대한 경험과 기술 수준이 낮음
○ 헬리콥터의 저소음화와 소음 인증을 위한 해석 및 시험 기술의 체계적인 연구 개발이 필요함

<국 외>

○ 미국의 경우 Boeing, NASA등과 같은 기관 들에 소음전담 부서와 연구진들이 연구를 진행하고 있음
○ 각 거점 학교들에서 헬리콥터 소음 해석 코드를 개발하고 있으며 이미 개발된 코드들은 소음 예측 및 성능에 적용되고 있음
○ 실제 비행 중에 지상 및 공중에서 소음 시험을 수행하였고, 경로 및 비행 조건등 다양한 조건에서 비행 소음 시험을 진행하고 있음
○ 헬리콥터 소음 시험을 위해서 HART 와 같은 여러 국가간의 협력 연구가 수행되었고 이때 확보된 자료를 이용하여 연구개발 및 인증에 적용

3. 연구개발 내용

○ 소음 인증요건에 대한 연구
○ 소음 현상 및 소음원에 대한 연구

○ 소음 예측 기법에 대한 수치적 연구
○ 소음 측정을 위한 실험적 방법 연구
ex) 마이크로폰 어레이 방법, 소음지도 작성 등
○ 인증 요건을 위한 저소음 기술 개발 및 적용 방안
○ 소음 인증을 위한 비행 시험 방안 및 인증 연구

<년차별 연구개발 내용>
○ 1차년도
- 소음 인증요건에 대한 연구
- 소음 현상 및 소음원에 대한 연구
Tonal, Broadband noise 특성 분석
BVI, HSI 소음 분석
저소음화를 위한 방안

○ 2차년도
- 소음 예측 기법에 대한 수치적 연구
선진국에서 사용하고 있는 소음 해석 코드 개발
개발하지 못하는 해석 코드는 확보 방안 강구
ex) 음향상사기법, 경계요소법, 직접 전산 공력음향기법 등

○ 3차년도
- 소음 측저을 위한 실험적 방법 연구
마이크폰 방법 구축 및 개발
제자리 및 전진 비행 소음 예측 시험 방안 개발
비행 경로나 비행 조건에 따른 소음 특성 파악
소음지도 작성을 통한 소음 인증 자료 작성

○ 4차년도
- 인증 요건을 위한 저소음 기술 개발 및 적용 방안
저소음화 기술 파악
국내 확보 저소음 기술 및 확보 기술 파악
저소음 기술 적용 방안

○ 5차년도
- 소음 인증을 위한 비행 시험 방안 및 인증 연구
비행 시험을 통하여 소음 예측 및 인증 자료 확보 방법 시현

최종적으로 해석 및 시험비행을 이용한 소음 인증 연구
4. 연구개발 추진방법
□ 추진전략 ○ 연구책임자는 단계별 목표를 수립하고, 그에 적합한 추진전략 및 일정계획 수립 ○ 소음 인증을 위한 해석 기법 및 시설 확보, 활용 방안 ○ 소음 인증을 위한 저소음 설계기술 확보 및 시험 방법 확보 □ 추진체계 ○ 학교 및 산업체 지원과 공조체제 구축을 통해 연구개발을 효율적으로 추진 ○ 소음 예측을 위한 해석 기법은 학교와의 협력을 중심으로 수행하며, 소음 측정을 위한 시험 방법 등은 국내 연구 기관등과 협력하며 해외 기관들에게 자문요청 ○ 연구된 해석적, 실험방법을 이용하여 통합적인 소음 인증 적합성 기술 개발
5. 최종성과물
□ 주요 최종성과물 ○ 소음 인증 적합성 인증을 위한 소음 현상 분석 ○ 소음 인증 적합성 인증을 위한 해석적 방법 결과물 ○ 소음 인증 적합성 인증을 위한 시험 비행 구축 및 시설 확보 ○ 소음 인증 적합성 인증을 위한 비행 시험 방안 및 인증
6. 연구기간 및 지원예산
□ 전 체 ○ 총 연구기간 및 총 연구비 - 총 연구기간 : 2012년 ~ 2016년 (45년) - 총 연구비 : 90억원 (정부출연금 90억) ○ 1차년도 (2012년) 연구기간 및 연구비 - 1차년도 연구기간 : 협약일로부터 12 개월 - 1차년도 연구비 : 정부출연금 8억 이내 (단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제3	8	18	28	28	8	90
	0	0	0	0	0	0
	8	18	28	28	8	90
총계	8	18	28	28	8	90
	0	0	0	0	0	0
	8	18	28	28	8	90

7. 기 타

○ 과제별 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
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

※ 1차년도 연구기간은 협약일로부터 사업단 1차년도 운영협약 종료일까지로 함. 다만, 선정 후 사업단 총괄기관과의 협약시 핵심과제 연구기간이 변경될 수 있음

○ 연구책임자(기관)는 성과목표(지표)별 달성목표치 및 가중치 등을 신청용 연구개발계획서에 제안하여야 함. 성과목표는 본 제안요구서의 5항에 정의된 성과물을 필수적으로 포함해야 하며, 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용할 계획임(※ 목표대비실적 평가자료 등으로 활용하여 인센티브 및 제재조치 강구)

○ 1차년도 연구기간 중, 선정된 주관기관(핵심연구책임자)은 제안한 연구개발계획서의 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화하여 사업단장 및 평가원의 승인을 거쳐 동 연구개발계획서를 수정·보완하여야 함

○ 기 수행되었거나(종료과제, 중단과제 등) 현재 수행중인 동 핵심과제 관련 연구개발결과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함
(www.kicttep.re.kr 정보마당, www.kordi.go.kr 참조)

○ 향후 본 핵심과제는 사업단내 타 핵심과제 또는 타 사업과 연구내용의 연계·조정 및 이에 따른 예산조정이 가능함

○ 추후 사업단 운영계획은 수정·보완될 수 있으며, 이에 따라 핵심과제 내 특정 기술개발에 대한 추진방식 등이 변경될 수 있음

○ 인증과제 주관기관이 수행하는 인증업무에 영향을 받지 않도록 이에 관한 법적인 절차 및 판단에 대해서 제 4핵심과제 참여기관은 관여할 수 없음

핵심과제명	제 4-4 과제 : Category A Operation 설계 및 적합성 인증 기술

1. 연구개발 목표

○ Category A Operation 설계 기술 확보
○ Category A Operation 비행 시뮬레이션 기술 확보
○ Category A Operation 인증 비행 시험 인증 기술 확보

2. 연구개발 필요성 및 기술동향

□ 연구개발의 필요성

○ 헬리콥터의 Category A Operation 안전성을 인증 받기 위해서는 헬기가 엔진이 비행중 하나 꺼질 때 계속 비행을 유지 할 수 있는지를 확인 해야 함.
○ 도심지역을 비행 할 때나 석유 시추선 헬기 착륙장으로 비행을 위하여 바다 상공을 비행 할때도 엔진 하나가 꺼질 경우 안전한 비행이 되도록 해야 함
○ 헬기 비행중 화재 등의 각종 비상이 발생 할 경우 안전한 비행을 위하여 설계 반영 되어야 하고 비행중에는 실제 상황 발생시 위험하므로 헬기 Flight Simulator를 통하여 각종 비행 안전 훈련을 통하여 위험대비 훈련을 수행 할 수 있다.

□ 기술동향

<국 내>

○ 산불 진압등의 비행에서 Category A Operation 문제로 인한 항공기 추락 사고 사례가 다수 발생
○ Category A Operation 설계기술은 국내 항공 기술 취약 분야 중 하나임
○ 한국형 헬기 사업에서 헬기 Flight Simulator 개발 기술 일부 보유하고 있음
○ 헬리콥터의 운행 중 발생하는 Category A Operation 대해서는 비행시험이 미비함
○ 향후 헬리콥터 개발 및 인증 시 요구되는 필수적인 인증기술임

<국 외>

○ NASA는 헬기 개발 초기에 Category A Operation에의한 헬기에의한 항공 사고가 계속되자 NASA의 전신인 NACA에서 Category A Operation에 대한 특별 소위원회를 구성하여 헬기 비행시 위험에 대한 연구를 착수함
○ 헬기 이착륙시 사고로 인하여 폭발 이후 헬기에 대한 이착륙시의 엔진 정지시의 비행 시뮬레이션을 진행하고 있으며 연

구결과를 FAA AC로 채택하여 활용하고 있음

○ 엔진정비, 공중 화재드으이 시뮬레이션시험 등을 통하여 항공기 운항시 발생하는 엔진정지, 화재 등의 비행훈련을 하고 있음

3. 연구개발 내용

○ Category A Operation 인증요건에 대한 연구

○ 이착륙시 엔진 정지 및 안전 이착륙 현상에 대한 연구

○ 이착륙 엔진 정지시 헬기 기체 손상에 대한 해석적 실험적 방법 연구

○ Category A Operation 헬기 설계 기술 연구

- Dynamic stabiliiy 설계 기술 연구
- Fire protection of structure, controls 연구
- 엔진 계통 연구
- 화재 방지 및 소화 계통 연구
- 각종 비행안전 계통 연구

○ Category A Operation 헬기 위험 비행 시뮬레이션 기술 연구

○ Category A Operation 인증 비행 시험 인증 연구

<년차별 연구개발 내용>

○ 1차년도

- Category A Operation 인증요건에 대한 연구
  ex) 이착륙 Decision Point 연구, Elevated Heliport 이착륙 연구 Rejected Takeoff/Landing 연구, Fire protection 등
- 헬기 Flight Simulator에 대한 개념 연구
  이착륙시 엔진 정시지, 기후환경, 운항조건, 낙뢰 등 헬기 비행 Flight Simulator 연구

○ 2차년도

- Category A Operation 설계 기법에 대한 연구
  Category A Operation 예측을 위한 해석적 방법 조사 및 적용
  Category A Operation을 위한 실험적 방법 조사 및 활용 방안
- 헬기 Flight Simulator 연구 개발

○ 3차년도

- Category A Operation해석적 실험적 방법 연구

RC helicopter 비행 시험 연구
- 헬기 Flight Simulator 엔진정지, 화재등의 비상 절차 시험 연구

○ 4차년도
- Category A Operation 설계 기술 연구
해석, 실험방법을 이용한 Category A Operation설계기술 분류
전자 장비 등 요소 별 Category A Operation 설계기술 파악 및 적용 방안

○ 5차년도
- Category A Operation 비행 시험 인증 연구
- 헬기 비행시험 및 Flight simulation 결과 비교 연구

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략
○ 연구책임자는 단계별 목표를 수립하고, 그에 적합한 추진전략 및 일정계획 수립
○ Category A Operation을 위한 해석 기법 및 시설 확보, 활용 방안
○ Category A Operation 설계기술 확보
○ 헬기 비상절차 실험을위한 Flight simulator 연구개발 및 실험

□ 추진체계
○ 학교 및 산업체 지원과 공조체제 구축을 통해 연구개발을 효율적으로 추진
○ Category A Operation을 위한 해석 기법은 학교와의 협력을 중심으로 수행하며, 실험적 방법 등은 국내 연구 기관등과 협력하며 해외 기관들에게 자문요청
○ 연구된 해석적, 실험방법을 이용하여 통합적인 Category A Operation 설계 기술 개발

5. 최종성과물

□ 주요 최종성과물
○ Category A Operation을 위한 헬기 인증 요구도 분석 연구보고서
○ Category A Operation을 위한 설계 기술 분류 및 특징 연구보고서
○ Category A Operation을 위한 설계 방법 연구보고서
○ Category A Operation 시험장비(RC 모델 헬기)

○ Category A Operation을 위한 Flight Simulator 장비
○ Category A Operation을 위한 Flight Simulation 및 비행 시험 결과보고서

6. 연구기간 및 지원예산

□ 전 체

○ 총 연구기간 및 총 연구비
- 총 연구기간 : 2012년 ~ 2016년 (5년)
- 총 연구비 : 90억원 (정부출연금 90억)

○ 1차년도 (2012년) 연구기간 및 연구비
- 1차년도 연구기간 : 협약일로부터 12 개월
- 1차년도 연구비 : 정부출연금 8억 이내

(단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제4	8	28	28	18	8	90
	0	0	0	0	0	0
	8	28	28	18	8	90
총계	8	28	28	18	8	90
	0	0	0	0	0	0
	8	28	28	18	8	90

7. 기 타

○ 과제별 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
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

※ 1차년도 연구기간은 협약일로부터 사업단 1차년도 운영협약 종료일까지로 함. 다만, 선정 후 사업단 총괄기관과의 협약시 핵심과제 연구기간이 변경될 수 있음

○ 연구책임자(기관)는 성과목표(지표)별 달성목표치 및 가중치 등을 신청용 연구개발계획서에 제안하여야 함. 성과목표는 본 제안요구서의 5항에 정의된 성과물을 필수적으로 포함해야 하며, 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대

한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용할 계획임(※ 목표대비 실적 평가자료 등으로 활용하여 인센티브 및 제재조치 강구)

○ 1차년도 연구기간 중, 선정된 주관기관(핵심연구책임자)은 제안한 연구개발계획서의 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화하여 사업단장 및 평가원의 승인을 거쳐 동 연구개발계획서를 수정·보완하여야 함

○ 기 수행되었거나(종료과제, 중단과제 등) 현재 수행중인 동 핵심과제 관련 연구개발결과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함 (www.kicttep.re.kr 정보마당, www.kordi.go.kr 참조)

○ 향후 본 핵심과제는 사업단내 타 핵심과제 또는 타 사업과 연구내용의 연계·조정 및 이에 따른 예산조정이 가능함

○ 추후 사업단 운영계획은 수정·보완될 수 있으며, 이에 따라 핵심과제 내 특정 기술개발에 대한 추진방식 등이 변경될 수 있음

○ 인증과제 주관기관이 수행하는 인증업무에 영향을 받지 않도록 이에 관한 법적인 절차 및 판단에 대해서 제 4핵심과제 참여기관은 관여할 수 없음

핵심과제명	제 4-5 과제 : 복합재료 헬기 구조물의 결함허용기법 및 인증기술

1. 연구개발 목표

○ BASA 인증용 헬기용 복합재료 구조물의 결함 및 손상 허용 설계 기술 개발 및 인증 획득 기술 확보
- 복합재료에 내장된 초음파센서를 이용한 비파괴검사기술 개발
- 복합재료 구조물의 손상허용성 평가 및 인증 기준 연구
- 복합재료 구조물의 피로수명 평가 방법 개발
- 복합재료 구조물의 손상허용성 평가 기법 개발
- 결함을 가진 복합재료 구조물의 수리 및 성능 시험평가

2. 연구개발 필요성 및 기술동향

□ 연구개발의 필요성

○ 헬리콥터의 인증 시 구조물의 초기 결함 또는 손상이 있는 것으로 가정하여 설계를 진행하고 이를 요구 환경 조건하에서 시험적으로 구현하여 설계 극한 하중 또는 제한 하중을 수명 기간 동안 만족함을 제시하여야 함.

○ 회전익 항공기의 특성상 심한 진동 특성 및 피로를 심하게 받는 헬기를 대상으로 복합재료 구조물의 인증을 받기위한 해외 인증기관의 다양한 요구조건을 잘 이해하고 인증을 획득하기 위한 관련 이론, 해석 및 시험적 결과를 바탕으로 근거를 제시하고 이를 구현화하기 위한 연구개발 구성 체계를 갖추어야 함.

○ 손상을 받은 구조물의 잔류 강도와 수리 후 강도 등을 피로 및 손상허용 특성 측면에서 요구조건을 만족함을 보여야 함.

○ 복합재료 구조물의 인증 기술을 심화시키기 위한 초음파 센서를 구조물에 내장하여 이를 이용하여 구조물내의 내재 결함 및 발생 손상등을 감지하여 이를 영상화 하고 이를 바탕으로 해석 및 잔류 강도 예측 평가를 수행하여 잔류수명을 제시하여야 함 (SHM 관련 미래기술에 대비).

□ 기술동향

<국 내>

○ 고정익 소형항공기에 대한 BASA 인증기 사업이 국내에서 진행중이며 일부 위탁 기관에서 충격 손상 및 유지보수 기법에 대한 연구가 일부 진행되고 있는 상태임. 헬기의 경우 진동특성 및 피로 특성 등이 고정익 항공기와 상이하여 이에 대해서는 기존의 운항중의 결함이외에 flaw tolerance 개념으로서 복합재료의 내재된 결함으로부터 시작하는 피로 수명 특성 연구가 요구되고 있음.

○ ADD 등에서 쿠폰 레벨차원의 내구성 및 손상허용 특성에 관한 연구가 외부 소규모 위탁으로 진행된 바 있으나 연구 노하우 및 결과 등이 공유되지 않아 기술적 파급성이 작은 상태임.

○ 대한항공은 최근에 민항기 객실개조 및 Cargo Conversion 사업 등을 진행하면서 이에 필요한 인증관련 기술 획득을 위해 해외 B/E FSI 등의 인증전문회사와 협력연구 수행한 바 있음.

<국 외>

○ 각종 결함 및 손상에 대한 손상허용 예측 및 시험평가는 항공기의 사고 예방과 밀접한 관련을 지니고 있어 인증분야에서 중요한 분야로 항공 선진국은 관련 분야 최고의 기술을 보유중임.

○ Fokker등은 90년대 초 NH90 헬기의 복합재료 수직 꼬리설계에 손상허용 평가를 수행한바 있음.

○ FAA는 복합재료 항공기 구조물에 관한 안내서인 AC-20-107A를 1984년에 11쪽 분량의 발간하였고 이후 복합재료 항공기가 대세를 이루기 시작한 2009년에 이를 대폭 증편한 37쪽 분량의 안내서인 AC 20-107B를 발간한바 있음.

○ 90년대 말 이탈리아의 AGUSTA 사는 자사 제작 헬기인 EH101의 피로수명평가를 위해 주 하중경로에 대해 결함허용평가 (flaw tolerance evaluation)를 수행하여 복합재료 부품의 경우 생산결함보다 큰 결함과 육안검사로 식별 가능한 충격손상 결함에 대해 피로 및 결함허용 시험을 수행하여 요구 기간 동안 결함성장이 없음을 보인바 있음.

3. 연구개발 내용

1) 복합재료에 내장된 초음파센서를 이용한 비파괴검사기술 개발
   a. 복합재료에 내장된 초음파센서의 복합재료 접합특성 평가
   b. 결함 성장에 따른 결함의 내장 센서를 이용한 영상화 기술
   c. 영상 기반 결함을 가진 복합재료의 잔류강도 예측 프로그램(SW) 개발
   d. 인증 업무관련 준비/제출 문서 (작성)

2) 복합재료 구조물의 손상허용성 평가 및 인증 기준 연구
   a. 헬기 복합재료 구조물 대상 선정 (메인/꼬리 로터블레이드, 기타 주구조물)
   b. 복합재료 적층판의 저에너지 충격 거동 이론 해석
   c. 복합재료 제조 및 운항중 발생 결함/손상 특성 및 파손 기준 정립

d. 복합재료 구조물의 내구성/손상허용 요구조건 및 인증평가절차 수립
e. 인증 업무관련 준비/제출 문서 (작성)

3) 복합재료 구조물의 피로수명 평가 방법 개발
a. 해석적 접근방법을 적용한 피로수명 예측 알고리즘 개발
b. 시편시험 및 통계적 접근법을 통한 피로수명 알고리즘 확인
c. 결함이 내장된 복합재료 구조요소의 피로특성 시험
d. 인증 업무관련 준비/제출 문서 (작성)

4) 복합재료 구조물의 손상허용성 평가 기법 개발
a. 해석적 접근법을 적용한 손상허용성 평가 알고리즘 개발
b. 시험시편 및 통계적 접근법을 통한 알고리즘 확인평가
c. 인증 업무관련 준비/제출 문서 (작성)

5) 결함을 가진 복합재료 구조물의 수리 및 성능 시험평가
a. 결함 성장 vs. 잔류강도 특성 연관 해석
b. 결함 성장 vs. 잔류강도 특성 연관 시험
c. 수리 후 잔류강도 해석 및 비교 검증 시험
d. 인증 업무관련 준비/제출 문서 (작성)

<년차별 연구개발 내용>
○ 1차년도
복합재료에 내장된 초음파센서를 이용한 비파괴검사기술 개발
a. 복합재료에 내장된 초음파센서의 복합재료 접합특성 평가
b. 결함 성장에 따른 결함의 내장 센서를 이용한 영상화 기술
c. 인증 업무관련 준비/제출 문서 (작성)
복합재료 구조물의 손상허용성 평가 및 인증 기준 연구
a. 헬기 복합재료 구조물 대상 선정
(메인/꼬리 로터블레이드, 기타 주구조물)
b. 복합재료 적층판의 저에너지 충격 거동 이론 해석
c. 복합재료 제조 및 운항중 발생 결함/손상 특성 및 파손기준 정립
d. 인증 업무관련 준비/제출 문서 (작성)

○ 2차년도
복합재료에 내장된 초음파센서를 이용한 비파괴검사기술 개발
a. 영상 기반 결함을 가진 복합재료의 잔류강도 예측 프로그램 (SW) 개발

b. 인증 업무관련 준비/제출 문서 (작성)
복합재료 구조물의 손상허용성 평가 및 인증 기준 연구
c. 복합재료 구조물의 내구성/손상허용 요구조건 및 인증평가절차 수립
d. 인증 업무관련 준비/제출 문서 (작성)

○ 3차년도
복합재료 구조물의 피로수명 평가 방법 개발
a. 해석적 접근방법을 적용한 피로수명 예측 알고리즘 개발
b. 시편시험 및 통계적 접근법을 통한 피로수명 알고리즘 확인
c. 결함이 내장된 복합재료 구조요소의 피로특성 시험
d. 인증 업무관련 준비/제출 문서 (작성)

○ 4차년도
복합재료 구조물의 손상허용성 평가 기법 개발
a. 해석적 접근법을 적용한 손상허용성 평가 알고리즘 개발
b. 시험시편 및 통계적 접근법을 통한 알고리즘 확인평가
c. 인증 업무관련 준비/제출 문서 (작성)

○ 5차년도
결함을 가진 복합재료 구조물의 수리 및 성능 시험평가
a. 결함 성장 vs. 잔류강도 특성 연관 해석
b. 결함 성장 vs. 잔류강도 특성 연관 시험
c. 수리 후 잔류강도 해석 및 비교 검증 시험
d. 인증 업무관련 준비/제출 문서 (작성)

4. 연구개발 추진방법

□ 추진 전략
○ 연구책임자는 단계별 목표를 수립하고, 그에 적합한 추진전략 및 일정계획 수립
○ 산학연의 적절한 인적/물적 자원 구성 및 분배를 통한 헬기 복합재료 구조물의 결함/손상 허용 방법론, 설계기술 및 인증 기술 확보
○ Project Management 기법을 활용하여 연구개발 및 인증기술을 성공적으로 완료
○ 상용화된 전문 프로그램을 적극 활용하여 연구기간

□ 추진 체계
○ 산학연 공조체제 구축을 통해 인적·물적 자원을 최대 활용하여 연구개발을 효율적으로 추진
○ 연구된 해석적, 실험방법을 이용하여 통합적인 Flaw tolerance 평가 및 인증 기술 개발

5. 최종성과물

□ 주요 최종 성과물

○ 년차 보고서
○ 복합재료내 결함/손상 허용 해석적 방법 및 결과물
○ 복합재료내 결함/손상 허용 시험적 방법 및 결과물
○ 관련 S/W (및 Embedded 초음파 센서 및 영상화 PC셋업장비 시현)
○ 인증제출용 작성 문서

6. 연구기간 및 지원예산

□ 전 체

○ 총 연구기간 및 총 연구비
- 총 연구기간 : 2014년 ~ 2018년 (5년)
- 총 연구비 : 35억원 (정부출연금 35억)

○ 1차년도 (2014년) 연구기간 및 연구비
- 1차년도 연구기간 : 협약일로부터 12 개월
- 1차년도 연구비 : 정부출연금 9억 이내

(단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제5	9	9	8	5	4	35
	0	0	0	0	0	0
	9	9	7	5	5	35
총계	9	9	8	5	4	35
	0	0	0	0	0	0
	9	9	8	5	4	35

7. 기 타

○ 과제별 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
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

※ 1차년도 연구기간은 협약일로부터 사업단 1차년도 운영협약 종료일까지로 함. 다만, 선정 후 사업단 총괄기관과의 협약시 핵심과제 연구기간이 변경될 수 있음

○ 연구책임자(기관)는 성과목표(지표)별 달성목표치 및 가중치 등을 신청용 연구개발계획서에 제안하여야 함. 성과목표는 본 제안요구서의 5항에 정의된 성과물을 필수적으로 포함해야 하며, 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에

대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용할 계획임(※ 목표대비실적 평가자료 등으로 활용하여 인센티브 및 제재조치 강구)

○ 1차년도 연구기간 중, 선정된 주관기관(핵심연구책임자)은 제안한 연구개발계획서의 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화하여 사업단장 및 평가원의 승인을 거쳐 동 연구개발계획서를 수정·보완하여야 함

○ 기 수행되었거나(종료과제, 중단과제 등) 현재 수행중인 동 핵심과제 관련 연구개발결과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함 (www.kicttep.re.kr 정보마당, www.kordi.go.kr 참조)

○ 향후 본 핵심과제는 사업단내 타 핵심과제 또는 타 사업과 연구내용의 연계·조정 및 이에 따른 예산조정이 가능함

○ 추후 사업단 운영계획은 수정·보완될 수 있으며, 이에 따라 핵심과제 내 특정 기술개발에 대한 추진방식 등이 변경될 수 있음

○ 인증과제 주관기관이 수행하는 인증업무에 영향을 받지 않도록 이에 관한 법적인 절차 및 판단에 대해서 제 4핵심과제 참여기관은 관여할 수 없음

제6절 헬기 안전평가 및 안전인증 기술 개발

1. 핵심과제 개요

가. 핵심과제 정의 및 비전

(1) 핵심과제의 정의

본 핵심과제는 헬리콥터 안전평가와 안전인증에 요구되는 인증기술 개발이다. 항공기의 사고를 방지하고 안전을 확보하기 위한 안전 기술을 평가하고 이에 맞는 인증 시스템을 구축한다.

(2) 핵심과제의 비전

- 안전 인증 기술 개발을 통하여 항공 사고를 미연에 방지할 수 있으며 항공기 안전을 향상시킬 수 있음
- 국내 안전 인증 기술과 관련 항공 기술을 적극적으로 활용함으로 연구개발 투자비용절감과 고부가 가치의 항공 인증 시스템의 국내 개발
- 헬리콥터 안전 인증 기술 개발을 통하여 국내 개발 항공기의 안전성 기술 향상으로 국내 항공 브랜드 가치를 제고할 수 있음

2. 연구개발 목표 및 연구내용

가. 핵심과제 최종 연구목표

(1) 최종목표

○ 안전인증기술 개발을 통한 헬리콥터 운항 안전성과 신뢰성 향상
○ 국내 항공 기술 통한 안전 인증기술 연구 개발
○ 안전 인증기술 국내 개발

항공 안전 인증 기술 개발을 통하여 국내 개발 헬리콥터안전성 향상을 도모할 수 있다. 또한 이에 따른 브랜드 가치 및 내수, 해외시장 진출을 모색할 수 있다.

<표 149> 안전평가 및 안전인증 기술 분야

세부과제 분류	기 술 개 발 목 표
헬리콥터 기술기준 및 계속 감항성 유지체계 개발	헬리콥터 비행성능, 구조강도, 설계구성, 동력장치, 항공장비, 시스템안전성, 내추락성 등을 고려한 헬리콥터 기술기준과 계속 감항성 유지체계를 국제적 기준에 부합하게 개발하고 관련 능력을 확보
Rotorcraft e-Design Service center 구축	회전익 항공기 개발을 위한 항공기 인증-설계통합기술을 개발
헬기 운항품질보증체계 기술 개발	체계적 분석 기술을 적용하여 기존의 이벤트 탐지 기반의 헬기 비행자료 분석 시스템의 한계를 극복할 수 있는 새로운 헬기 비행자료 분석 시스템을 개발
헬리콥터 소프트웨어 인증 기술 개발	헬리콥터용 소프트웨어 인증을 위한 기술기준을 개발하고 적합성 입증을 위한 절차적 측면의 기법과 확인 및 검증기법 개발
헬기 항공사 운항안전 감사 및 평가 시스템 개발	헬기 운항안전 감사 및 평가 시스템을 개발하고 이에 따른 국가적 감독 체계 구축 및 헬기 항공사 운항 안전 관련 자료의 종합분석 기술 및 체계를 개발

(2) 기술개발 내용

(가) 안전평가 및 안전인증 기술 분야

○ 헬리콥터 기술기준 및 계속 감항성 유지체계 개발
- 항공기 기술기준체계 조사 분석
- 항공기 안전성 핵심요건 기술 분석
- 헬리콥터 기술기준 국제화 개발
- 헬리콥터 항공기 엔진 기술기준 국제화 개발
- 헬리콥터 핵심인증기술 개발
- 계속감항성 유지체계 개발

○ 회전익 항공기 개발을 위한 안전인증기술 통합연구
- 회전익 항공기 안전인증 규정 연구 및 인증 Database 구축
- 회전익 항공기 저정밀, 고정밀 단위 분야 해석 도구 개발 및 적용
- 인증을 고려한 다정밀 다분야 통합 설계 시스템 개발
- 회전익 항공기 안전인증-설계 통합 프레임워크 개발
- 회전익 항공기 안전인증-설계 통합 프레임워크 베타테스트 수행 및 개선

○ 헬기 운항품질보증체계 기술 개발
- 비정형(Atypical) 패턴 및 경향 분석 알고리즘 개발

- 운항성능 분석 및 평가 소프트웨어 개발
- 헬기 운항성능 분석 자료와 항공지도, 항공기상 자료 및 관제 데이터 등과 같은 항공 정보와의 통합 활용 방안 연구

○ 헬리콥터 소프트웨어 인증 기술 개발
- 항공선진외국의 헬리콥터용 소프트웨어 인증제도와 절차 연구
- 항공선진외국의 헬리콥터용 소프트웨어 인증기준 조사/분석
- 헬리콥터 소프트웨어 인증 기술기준 개발
- 소프트웨어 개발프로세스 단계별 인증평가요소 개발
- MOC 관련 소프트웨어 개발
- 인증 기술기준 각 항목에 대한 적합성 입증기술 개발
- 인증절차와 인증방법 및 관련기술 개발
- 헬리콥터용 소프트웨어 품질보증 기준 개발
- 인증 실무지침 개발
- 국내 소프트웨어 인증전문가 양성

○ 헬기 항공사 운항안전 감사 및 평가 시스템 개발
- 헬기 운항안전 감사 및 평가시스템 구축 및 이행 사례 조사
- ICAO 헬기 운항안전프로그램(LOSA, Cabin Safety, MEDA) 등에 대한 연구 및 보급
- 헬기 운항안전프로그램 이행 감독체계 개발
- 헬기 운항안전 감독체계 정보시스템 개발
- 전략적인 헬기 운항안전감독 체계 개발

나. 세부과제의 필요성 및 연구개발 동향

(1) 안전평가 및 안전인증 기술 분야

(가) 헬리콥터 기술기준 및 계속 감항성 유지체계 개발

국제민간항공기구(ICAO)는 항공기의 감항성에 관한 표준 및 권고사항을 국제민간항공협약 부속서로 발행하여 각 회원국이 이를 준수하도록 하고 있다. 국제민간항공협약 부속서(Annex)는 총 18개 분야로 구성되어 있고, 이중 Annex 8, “Airworthiness of Aircraft”가 항공기 안전성에 관한 사항을 규정하고 있다. Annex 8의 본문은 7개의 Part로 구성되어 있으며, 주요 내용 및 적용범위는 다음과 같다.

Part Ⅰ. Definitions (정의)
Part Ⅱ. Procedures for Certification and Continuing Airworthness (인증 및 감항성 유지 절차)
Part Ⅲ. Large Aeroplanes (대형 항공기)
Part Ⅳ. Helicopters (헬리콥터)
Part Ⅴ. Small Aeroplanes (소형 비행기)

Part Ⅵ. Engines (엔진)
Part Ⅶ. Propellers (프로펠러)

국제민간항공협약 Annex 8의 Part Ⅱ는 항공기의 인증과 감항성유지를 위하여 각 회원국이 준수하여야 하는 행정적인 절차를 규정하고 있으며, Part Ⅲ에서 Part Ⅶ은 항공기 감항기술기준에 해당하는 내용으로서 각 Part는 일반요건, 비행안전,구조강도, 설계 및 구조, 동력장치, 장비품, 운용한계 및 정보, 시스템 소프트웨어, 내충돌성 및 객실안전, 운용환경 및 인적요소 등의 요건을 규정하고 있다. 미연방항공청(FAA)에서는 항공기, 엔진, 프로펠러는 물론이고 항공기 등에 사용되는 부품 및 장비품에 대해서도 인증을 받도록 규정하고 있다.

미국의 항공기 및 부품에 대한 법적인 인증절차는 미연방항공규정 FAR Part 21에 명시되어 있다. 감항분류(Category)별 감항기술기준(Airworthiness Standards)은 보통/실용/곡기/커뮤터급 비행기, 수송급 비행기, 보통급 회전익항공기, 수송급 회전익 항공기, 항공기 엔진, 프로펠러 등으로 구분하여 각각 FAR Part 23, 25, 27, 29, 33 및 35에서 규정하고 있다.

영국을 비롯한 유럽의 12개 국가는 1987년에 유럽항공당국(JAA, Joint Aviation Authority) 설립과 유럽항공요구조건(JAR, Joint Aviation Requirements) 제정을 위한 양해각서를 체결하였다. 그러나, 유럽항공당국(JAA)은 법적인 구속력을 갖지 않고 있으며 유럽항공요구조건(JAR)을 적용하기 위해서는 각 회원국 감항당국의 협력에 의지해야 했고, 결과적으로 회원국에 적용하는 해당 인증기준에 차이가 발생하는 결과를 낳았다.

이와 같은 한계를 극복하기 위하여 유럽 의회는 Regulation(EC) No. 1592/2002를 의결하였고, 이에 따라서 법적인 구속력을 갖는 유럽항공안전기구(EASA, European Aviation Safety Agency)를 2003년 9월에 설립하여 각 회원국으로부터 법적인 권한을 위임받아 항공기 인증에 동일한 기준을 적용할 수 있게 되었다.

유럽항공당국(JAA)에서 유럽항공안전기구(EASA) 체제로 전환되면서 항공기 인증을 위한 각종 규정, 절차, 인증기준도 유럽항공요구조건(JAR, Joint Aviation Requirements)에서 인증규격(CS, Certification Specification) 체계로 변경되고 있다. 즉, 항공기 및 관련 부품의 인증 절차를 규정하고 있는 JAR Part 21은 EASA 기본규정(Basic Regulation)에 대한 실행규칙(Implementing Rules) Part 21로 재편되고, 제품별 감항기술기준은 인증규격(CS) 형식으로 재편되었다.

우리나라의 항공기 감항기술기준(KAS, Korean Airworthiness Standards)은 국제적인 부합성 유지를 위하여 미연방항공규정(FAR Airworthiness Standards)과 동등한 수준의 구성체계를 가지고는 있으나 미연방항공청의 기술기준을 심층적인 기술검토와 연구과정이 없이 그대로 도입하여 사용하고 있는 수준이다. 또한 독자적인 민간 상용항공기 개발 중에 있으나 관련 경험이 없어 항공기 안전성을 확보하기 위한 설계 반영 및 안전성 입증시험 능력이 항공선진국 수준에 비해 크게 뒤떨어져 있으며 관련기술개발사업이 전무한 실정으로 이러한 상황은 안전성 확보가 최우선

시 되는 민간 항공기 개발에 큰 걸림돌이 되고 있는 실정이다.

현재 우리나라의 기술수준 및 인프라 수준과 관련하여 건설교통부 항공안전본부, 전문기관은 해외에서 도입되는 항공기 형식증명승인 업무를 통해 항공기 인증기술 개발을 할 수 있는 기본적인 지식과 능력을 갖추고 있는 수준이며 항공산업체는 군용항공기 개발과정을 통해 군용 항공기 설계와 생산능력은 어느 정도 갖추고 있는 실정이다. 특히, 품질보증능력은 이미 항공선진국 수준에 이른 것으로 판단된다. 그러나, 항공기 인증을 위한 감항기술기준의 경우, 건설교통부 항공안전본부에서는 미 연방항공청의 항공기 감항기준을 그대로 채택, 이를 우리말로 번역하여 우리나라의 항공기 기술기준으로 고시하고 있는 수준이며 독자적인 민간 상용항공기 개발 경험이 없어 항공기 안전성을 확보하기 위한 설계반영 및 안전성 입증시험 능력이 항공선진국 수준에 비해 크게 뒤떨어져 있으며 관련 기술개발사업이 전무한 실정이다.

기술기준체계 조사 분석

회전익 항공기 안전성 확보를 위하여 국제민간항공기구(ICAO)의 표준 및 권고(SARPs)로 제시되어 있는 Annex 8, “Airworthiness of Aircraft(항공기 감항성)”의 주요 안전성 요건을 분석한다.

<표 150> Annex 8, “Airworthiness of Aircraft(항공기 감항성)”의 주요 안전성 요건 Ⅰ

주요 내용	비고
○ Helicopter - General - Flight - Structures - Design and Construction - Engines - Rotor and Power Transmission Systems and Powerplant Installation - Instruments and Equipment - Electrical System - Operating Limitations and Information	헬리콥터 일반사항 비행안전 구조강도 설계구성 엔진 로터, 동력전달시스템 및 동력장치 장착 계기 및 장비 전기시스템 운용한계 및 정보

<표 151> Annex 8, “Airworthiness of Aircraft(항공기 감항성)”의 주요 안전성 요건 Ⅱ

주요 내용	비고
○ Engines - General - Design and Construction	엔진 일반사항 설계구성

- Tests	시험
○ Propellers - General - Design and Construction - Tests and Inspection	프로펠러 일반사항 설계구성 시험 및 검사
○ Performance - Aeroplane Configuration and Procedures - Stalling Speed - Minimum Control Speeds - Take-off - Climb - En route - Landing - Limitations and Information - Aeroplane Flight Manual	성능요건 비행기 형상 및 절차 실속 속도 최소 제어 속도 이륙 상승 비행경로 착륙 한계 및 정보 비행기 비행매뉴얼
○ Structures - Strength under Flight Loads - Damage Tolerance and Fatigue	구조강도 비행하중 상태의 강도 손상허용 및 피로
○ Design and Construction - Crash Survival - Tires - Incorporation of Security into Aircraft Design	설계구성 충돌 생존성 타이어 보안사항의 설계 반영
○ Powerplant Installations - Non-Containment of Engine Debris	동력장치 장착 엔진 파손물질의 미봉쇄
○ Systems - Systems Performance and Reliability Assessment for Extended-Range Operations by Aeroplanes with Two Turbine Power - units	항공기 시스템 쌍발 터빈엔진 비행기 장거리 운항을 위한 시스템 성능 및 신뢰성 평가
○ Certification of Automatic Systems - System Safety Assessment - Certification of Automatic Flight Control Systems - Certification of Automatic Landing System - Certification of Aeroplanes for Precision	자동시스템 인증 시스템 안전성 평가 자동비행조종시스템의 인증 자동착륙시스템의 인증 결심고도 30m에서 60m인

ApproachOperations with Decision Heights between 60m and 30m - Certification of Aeroplanes for Precision Approach Operations with Decision Heights below 30m - Certification of Aeroplanes for Take-off in Low Visibility	정밀접근운항 비행기의 인증 결심고도 30m 이하인 정밀 접근운항 비행기의 인증 저시정 상태에서 이륙하는 비행기 인증
○ Instruments and Equipment - Exterior Lights for Aeroplanes - Performance Specifications and Testing of Mach Meters	계기 및 장비 비행기의 외부 조명등 마하계의 성능 규격 및 시험
○ Operating Limitations and Information - Operation Measures for dealing with the problem of taking off from slush- or water-covered runways	운용제한 및 정보 이물질 또는 물이 덮여진 활주로에서 이륙에 관한 운항 기준

항공기 감항성에 대한 구체적인 요건을 규정하고 있는 국제민간항공기구(ICAO) 문서인 Doc 9760, “Airworthiness Manual(감항성 매뉴얼)”의 Volume II. Design Certification and Continuing Airworthiness (설계 인증 및 계속감항성)의 Chap 4. Technical Guidance Material-Aeropalnes (비행기에 대한 기술적 지침서)에서 규정하는 안전성 요건에 대한 분석을 수행한다. 항공기, 엔진, 프로펠러 등에 대한 안전성을 규정하고 있는 미연방항공청(FAA)과 유럽항공안전기구(EASA)의 기술기준 및 관련 규정에 대한 구성체계를 검토하고 우리나라의 기술기준과 동등성을 분석한다.

<표 152> 소형 및 대형 회전익기 구분에 따른 미연방항공청(FAA)과 유럽항공안전기구(EASA)의 기술기준 및 관련 규정

구 분	미연방항공청 (FAA)	유럽항공안전기구 (EASA)	한국항공안전본부 (CASA)
소형 회전익기	FAR Part 27	CS-27	KAS Part 27
대형 회전익기	FAR Part 29	CS-29	KAS Part 29

안전성 핵심요건 기술 분석

미국 및 유럽의 항공기 안전성 요건에 대한 기술적 배경과 법제화를 조사 하여 국내 기술기준 국제화에 활용하도록 한다.

- 비행성능 및 운용한계 핵심요건 : 비행기 실속 속도, 하중 분포 한계, 비행기 트림, 비행기 이륙경로, 자기방향지시기
- 구조강도 및 설계구성 핵심요건 : 비행기 하중, 소형 비행기 비상출구, 소형비행기 피로 요건, 착륙장치 휠-브레이크 어셈블리, 소형 비행기 내추락성
- 동력장치 및 항공장비 핵심요건 : 강우 및 우박 유입, 동력장치 장착, 항공기 전기전자 시스템 고강도전자장 보호, 시스템 장착, 소형 비행기의 숄더 하니스 (Shoulder Harness)
- 항공기 엔진에 대한 핵심요건 : 엔진제어시스템, 엔진 안전성 분석, 엔진수명제한부품, 조류 유입, 엔진 진동 시험

핵심 인증 기술 개발

○ 안전성 입증 기술
  - 소재 및 제작 기술
  - 정적인 구조강도 보증
  - 피로/손상허용 구조강도 보증
  - 동적인 충격, 인화성, 낙뢰 보호, 구조물 보호, 품질관리, 제조규격, 검사 및 정비, 수리 등에 관한 세부 요건

○ 피로 및 손상 허용 평가기술 개발
  - 피로 요건 분석 (Fatigue Regulation)
  - 안전수명 피로 평가 (Safe-Life Fatigue Evaluation)
  - 손상허용 평가 (Damage Tolerance Evaluation)
  - 강건성 요건 분석 (Robust Requirements)
  - 확인된 균열 상태로 비행 (Flight With Known Cracks)

○ 항공기 엔진 장착되는 기계, 유공압, 전기전자 장비품 등의 시스템을 항공기에 장착하고자 하는 경우, 이에 대한 정량적, 정성적 안전성 평가가 요구되며, 이를 위한 시스템 안전성 평가기술
  - 기능 위험 평가 (Functional Hazard Assessment)
  - 시스템 안전성 예비 평가 (Preliminary System Safety Assessment)
  - 시스템 안전성 평가 (System Safety Assessment)

○ 전자장비시스템에 대한 인증기술
  - 전기전자시스템의 낙뢰간접영향 보호 (Indirect Effects of Lightning)
  - 항공전자제품의 설계 보증 (Design Assurance for Electronic H/W)
  - 전기전자 시스템의 고강도자기장 환경 인증 기술 (HIRF Environmental)

○ 비행시험절차 및 비행 시험 인증기술
  - 적합성 입증 요건별 비행시험 확인사항 기술분석(Flight, Design and Construction, Powerplant, Equipment, Operation Limitations)
  - 비행시험 주요 절차 기술분석(Flight Test Planning, Type Inspection Authorization, Flight Equipment, Spin Test, Development Flight Test, Official

Flight Test)

계속 감항성 유지 체계

○ 항공기, 엔진, 프로펠러, 장비품 등에 대한 감항성유지 지침서(IFCA, Instructions for Continued Airworthiness)에 대한 사례분석을 통하여 각 제품별 계속감항성 유지에 필요한 요건 분석 수행

- 정비 매뉴얼 (Maintenance Manual)
- 정비 지침서 부분 (Maintenance Instructions Section)
- 감항성 한계 부분 (Airworthiness Limitation Section)

○ 고장, 오작동, 결함.에 대한 보고체계를 정립하고, 항공기 고장보고시스템(SDR, Service Difficulty Report)을 운영기반을 구축

- 항공기 고장, 오작동, 결함보고체계(Reporting Failures, Malfunctions, or Defects)
- 항공기 고장보고시스템 및 보고서 작성(Service Difficulty Report)

○ 항공기의 불안전한 상태를 시정하기 위하여 취해지는 감항성 개선지시(AD, Airworthiness Directives) 절차를 수립하고, 결함유형을 분석 및 결함예방 대책수립

- 항공기 제작자 및 운용자 결함보고(Manufacturer/Operator Report)
- 기술검토 및 AD 발급 여부 판단(Technical Review and Issue AD)
- 감항성 개선 지시 수행결과 보고(AD Status Report)

헬리콥터 기술기준 및 계속감항성 유지체계 개발 연구비 내역

1. 총 연구기간 : 2014년 ~ 2018년 (5년)
2. 총 연구비(억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제1	3	4	5	5	3	20
	0	0	0	0	0	0
	3	4	5	5	3	20
총계	3	4	5	5	3	20
	0	0	0	0	0	0
	3	4	5	5	3	20

3. 연구비 산출 방법 및 내역

- 인건비 : 3 명 × 5 천만원/년 = 1.5 억원
  5 년 × 1.5 억원 = 7.5 억원
  총 7.5 억원
- 조사 및 분석
  항공기 국제 기술기준 체계 조사 및 분석 = 7.5 천만원
  항공기 안전성 핵심요건 기술 조사 및 분석 = 7 천만원

기술기준 국제화 개발 = 2 억원
헬리콥터 핵심인증 기술 개발 = 2.5 억원
계속 감항성 유지체계 개발= 1 억원
총 7.15 억원

- 관리비/학술 자료 확보비/전기세 등: 년간 1200만원*5년 =6 천만원
- 출장비 : 3 명 × 500 만원/년 = 1.5 천만원
5년 × 1.5 천만원 = 7.5 천만원
총 7.5 천원
- 기관오버해드 : 20 억원 × 20% = 4 억원
총 4 억원
- 연구비 총액 : 20 억원

(나) 회전익 항공기 개발을 위한 안전인증기술 통합연구

○ 회전익 항공기 인증 규정 연구 및 인증 Database 구축

✓ 회전익 항공기 설계 절차 연구

▷ 소형항공기 설계에 사용되는 각 단계별 설계, 해석, 검증 정보의 체계화를 수행한다.

- 설계 및 해석 그룹
- 설계 종합 그룹
- 설계 평가 및 체계분석 그룹
- 체계 종합 그룹
- 각 그룹에서 사용하게 되는 설계 정보들을 설계 단계에 따라 체계화한다.

▷ 항공기 설계 과정을 이해하고 각 설계/해석 분야의 설계 과정 및 Data Flow를 파악한다.

▷ 회전익 항공기 설계 절차와 인증 요소간의 상관관계 분석 방안에 관한 연구를 수행한다.

- 설계 분야별/단계별 인증 요소 분석 결과를 바탕으로 설계 절차와 인증 요소간의 상관관계에 대하여 분석한다.
- 설계 요구조건에 따라 필요로 하는 인증 요구조건을 선정하고 이를 바탕으로 분야별 설계에 반영하고, 인증 적합성 계획 수립을 위한 정보로 활용하기 위한 방안에 대한 연구를 수행한다.
- 설계 요구조건에 따라 필요로 하는 인증 요구조건을 선정하고 이를 바탕으로 분야별 설계에 반영하고, 인증 적합성 계획 수립을 위한 정보로 활용하기 위한 방안에 대한 연구를 수행한다.

✓ 설계 분야/단계별 인증 요소 분석

▷ 설계 단계 별 인증 요건 분석 후 분류한다.

- 인증-설계 통합기술 시스템을 활용하여 회전익 항공기 개발 과정 중 필수

적으로 요구되는 운용한계 설정한다.

- 개념설계를 통한 형상 정의 단계부터 기본설계 및 상세설계 검증한다.
- 항공기 설계 단계에서 적용될 수 있는 인증 요건을 분석하여 설계 단계에 맞게 요건들을 분류한다.

▷ 설계 분야에 따른 인증 요소 분석 후 분류한다.

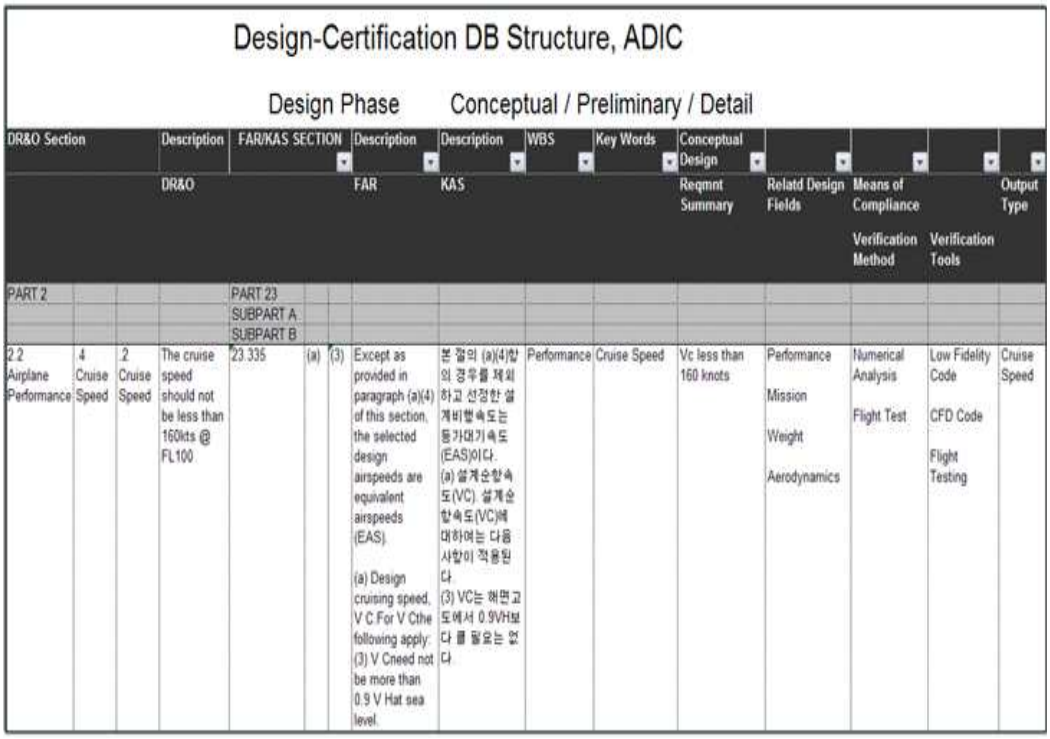
- 항공기 기술기준의 각 항목을 설계 분야별로 분류하여 통합, 공력, 추진, 구조, 제어, 안정성 등 설계 분야와 연계한다.
- 각 분야별 설계 전문가들을 활용하여 FAR 23/25, CS VLR설계 분야에 활용가능 하도록 분석하고, 분야별로 분류된 인증 요소들로부터 설계 분야별로 검증방법 정립한다.
- 기본/상세 체계 개발의 경우에 개념 설계보다 다음과 같이 더 세분화하여 인증 요소를 분석하여 설계 분야별 검증 방법 정립한다.
- 항공기 설계 단계에서 경험식 기반의 단위 분야별 해석 기술을 이용 방안 연구한다.

✓ 인증계획서, 적합성 확인표(Compliance Check List) 작성

▷ 항공기 기술 기준의 분류 번호, 기준 번호, 항목, 요목 ,적합성 평가 방법 등 적합성 확인표의 전체 구성을 정립하여 회전익항공기 CCL작성 방안 정립한다.

▷ 회전익 항공기의 단계별/분야별 설계 기술과 해석 및 시험기술, 인증 요건 분석을 통한 설계 분야와의 연계성 분석 결과를 바탕으로 회전익항공기 CCL 구축한다.

- 항공기 기술기준의 각 조항 내용 기술 기준과 검증방법 ,AC를 수록한 표를 바탕으로 규정에 적용되는 Advisory Circular의 해당 내용을 연결시켜 실제로 인증을 받기위해 수행할 수 있는 방안에 대한 설명을 쉽게 찾아볼 수 있는 CCL를 구축한다.



Design-Certification DB Structure, ADIC

Design Phase Conceptual / Preliminary / Detail

DR&O Section			Description	FAR/KAS SECTION			Description	Description	WBS	Key Words	Conceptual Design				Output Type
			DR&O				FAR	KAS			Reqmnt Summary	Relatd Design Fields	Means of Compliance Verification Method	Verification Tools	
PART 2				PART 23 SUBPART A SUBPART B											
2.2 Airplane Performance	4 Cruise Speed	2 Cruise Speed	The cruise speed should not be less than 160kts @ FL100	23.335	(a)	(3)	Except as provded in paragraph (a)(4) of this section, the selected design airspeeds are equivalent airspeeds (EAS). (a) Design cruising speed, V C For V Cthe following apply: (3) V Cneed not be more than 0.9 V Hat sea level.	본 절의 (a)(4)항의 경우를 제외하고 선정한 설계비행속도는 등가대기속도(EAS)이다. (a) 설계순항속도(VC). 설계순항속도(VC)에 대하여는 다음 사항이 적용된다. (3) VC는 해면고도에서 0.9VH보다 클 필요는 없다	Performance	Cruise Speed	Vc less than 160 knots	Performance Mission Weight Aerodynamics	Numerical Analysis Flight Test	Low Fidelity Code CFD Code Flight Testing	Cruise Speed

<그림 269> CCL 작성을 위한 인증-설계 데이터베이스 구성 예시

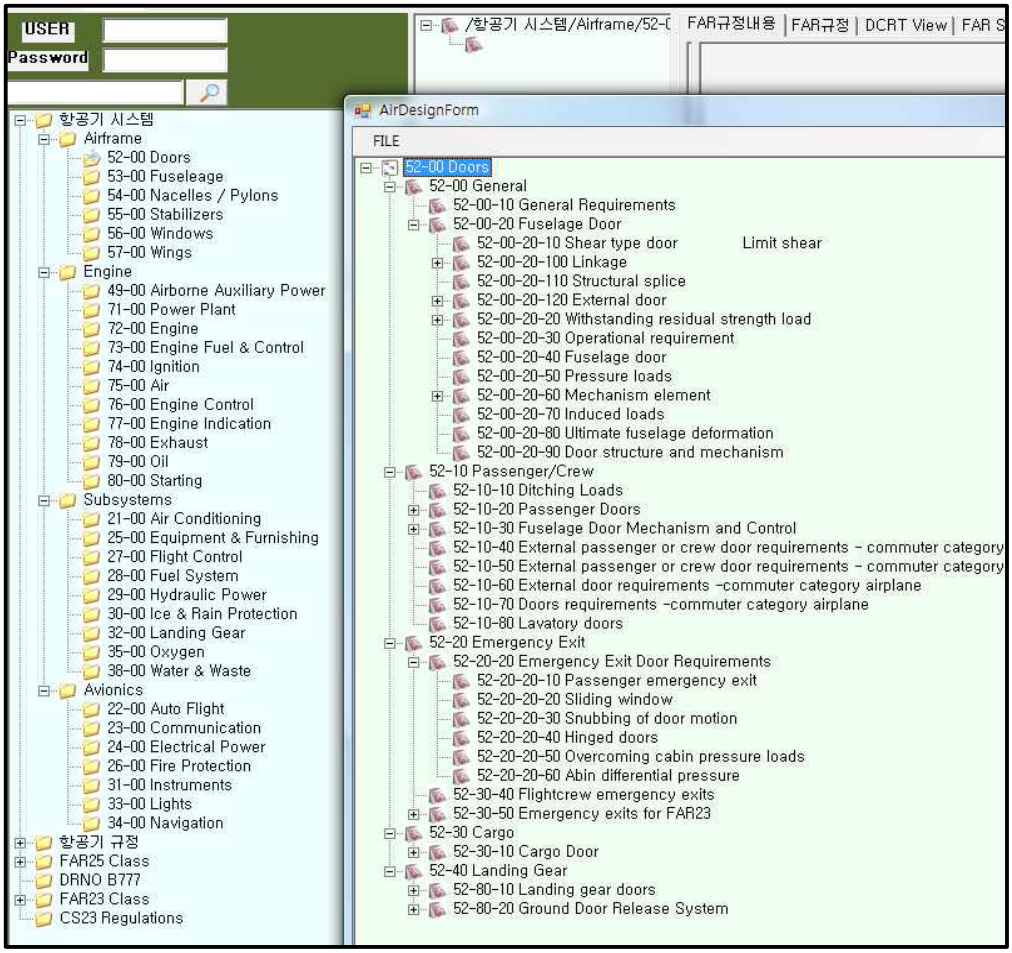
✓ 인증 Database 구축

▷ 인증-설계 데이터베이스 구축은 설계 과정에서 발생하는 수많은 요구조건, 제약조건, 규정 및 데이터들을 종류와 쓰임에 따라 데이터베이스를 생성하여 적절히 분류하고 저장하여 효율적인 자료의 검색 및 관리가 가능하도록 하는데 그 목적을 둔다.

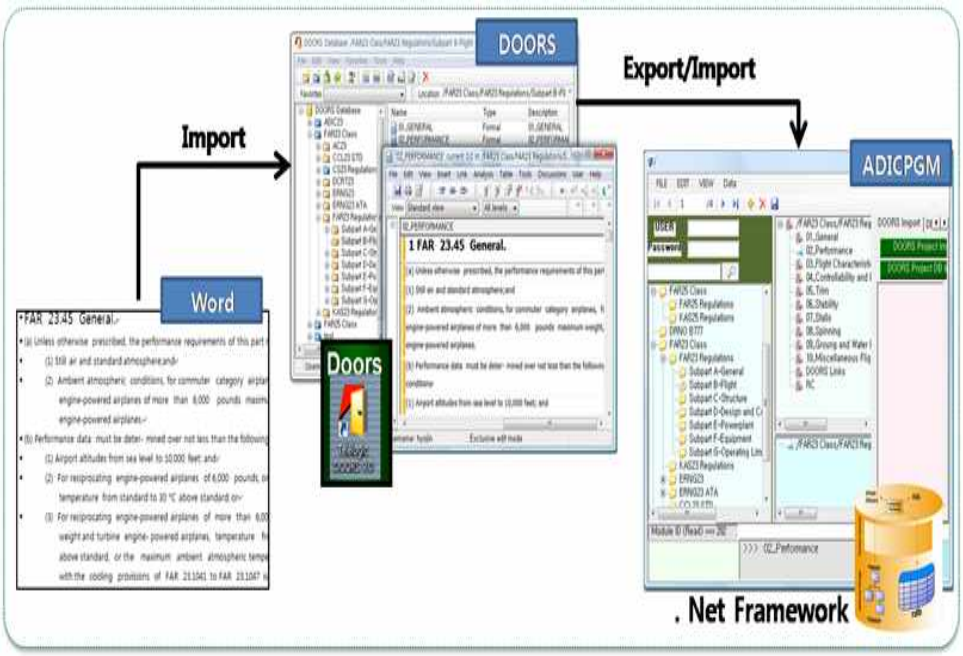
▷ 회전익 항공기에 관련된 규정 FAR 27/29, KAS 27/29부터 AC, CS VLR 인증규정을 포함하는 인증 Database 구축한다.

▷ DOORS를 활용하면 사용자가 원하는 규정 항목에 대한 참조·관련 항목을 추적할 수 있고 각각의 사용자에게 데이터베이스 관리·사용 수준에 대한 권한을 부여할 수 있을 뿐만 아니라 다수의 사용자가 동시에 데이터베이스 접근 및 필요 작업을 수행할 수 있다.이 기능을 이용하여 앞서 작성된 ER&G와 각 해당 규정 및 Relation Table of Design and Certification을 DOORS를 통해 데이터베이스를 구축한다.

▷ DOORS에 입력된 데이터는 그림과 같이 Export/Import 되어 .Net Framework 저장되어 프레임워크 내에서 설계 및 해석도구와 연계된다.



<그림 270> 인증 Database의 예시



<그림 271> 인증 Database 구축

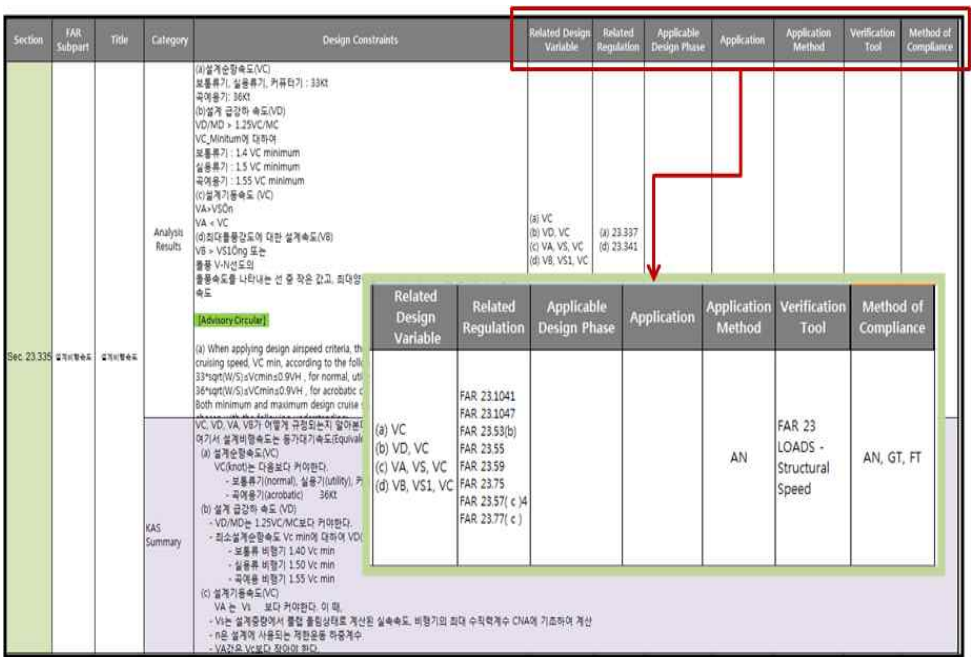
✓ 설계-인증 관계 테이블 (DCRT : Design-Certification Related Table) 구축

▷ FAR 27, FAR 29, KAS 27, KAS 29, CS VLR의 내용 분석을 통해 설계에 필요한 인증 규정의 범위를 선정하여 설계-인증 관계테이블 (DCRT : Design-Certification Related Table)을 작성한다.

▷ 이는 인증 요건과 설계 변수 간의 연관성을 분석 하여 각 분야별 설계제약조건을 도출한 표이며, 설계자는 이 표를 토대로 해당규정의 적용할 수 있는 디자인 단계 , 검증 변수, 검증 방법 , 검증자원 ,검증 도구를 도출하여 설계에 반영한다.

▷ FAR 27/29 , KAS 27/29, CS VLR 인증 규정 Summary를 통하여 Design Constraints을 작성함. 이때 부가 적인 요구사항을 파악하기 위하여 Advisoty Circular의 Design Constraints또한 함께 포함한다.

▷ 설계-인증 관계테이블을 설계와 해석에 반영하기 위하여 FAR 27/29 ,KAS Summary, CS VLR와 Design Constraints를 토대로 규정 내용 분석을 통해 검증변수, 검증 방법, 검증도구 도출함. 이는 추후 통합 시스템 내에서 공력, 추진, 구조, 제어, 안정성 등 각 분야별 설계 및 해석 프로그램, 설계 자동화 시스템, PLM 시스템과 연계 하도록 한다.



<그림 272> DCRT의 예시

○ 회전익 항공기 저정밀, 고정밀 단위 분야 해석 도구 개발 및 적용

✓ Low Fidelity 단위분야 해석 도구 통합 프레임워크 구축

▷ Low Fidelity 단위분야 해석 도구 개발 현황

▪ 조지아 공대에서 RITA의 지원 하에 통합 해석 툴들을 이용한 범용의 기

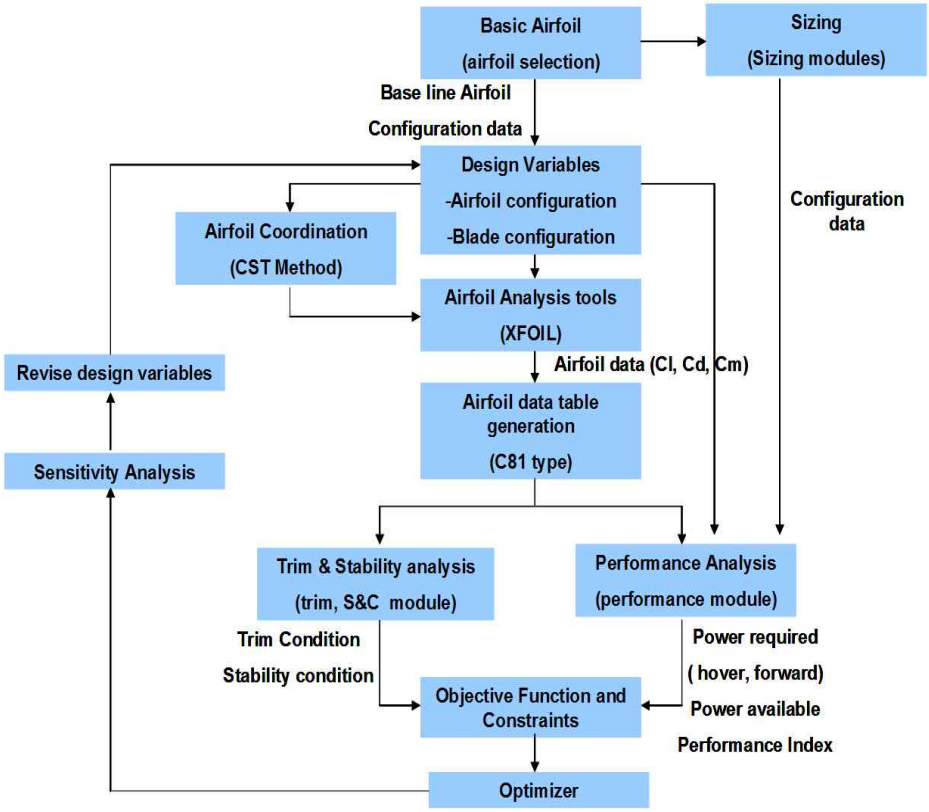
체역학적인 해석연구가 진행 중이다.

- DYMORE, VABS, 그 외 다수의 유연구조물 해석 툴을 로터 블레이드 설계 프로세스의 통합하였다.
- 보잉의 필라델피아 연구소에서는 새로운 로터 시스템 설계 지원을 위하여 미 육군의 제2세대 범용 헬리콥터 해석 시스템 코드(2GCHAS) 채택하도록 하였다.
- 또한 2000년도에 미 육군 회전익기 범용 해석 시스템인 RCAS를 처음 도입하였다.
- NASA Langley 연구센터에서는 1992년 Joanne L/ Walsh등이 CAMRAD/JA를 사용하여 설계 최적화 수행한다.
- 국내 건국대학교 항공우주공학과에서 회전익 항공기 Sizing, Aerodynamics, Performance, Trim & Stability Analysis을 통합하여 연구 수행하였다.

▷ 개발된 단위분야 해석 코드인 공력 및 안정성, 추진, 중량, 성능 해석 코드 이외에 사이징과 임무, 비용 추정 코드의 개발 및 검증작업을 수행하였다.

▷ 단위분야 해석에서는 개발된 각 분야별 해석도구를 이용하여 통합 프로그램의 구현과 검증을 수행하였다.

▷ 통합프로그램을 통하여 항공기의 설계 및 성능해석을 수행할 수 있도록 각 해석코드간의 입/출력을 분석하고, 데이터의 흐름도를 작성하였다. 흐름도를 통하여 항공기 설계에 있어 필수적인 데이터들이 해석코드들을 통해서 전달이 되는지를 확인하고 이를 위해 코드의 수정 및 검증작업을 수행하였다.



<그림 273> 회전익기 단위분야 해석 코드 통합의 예

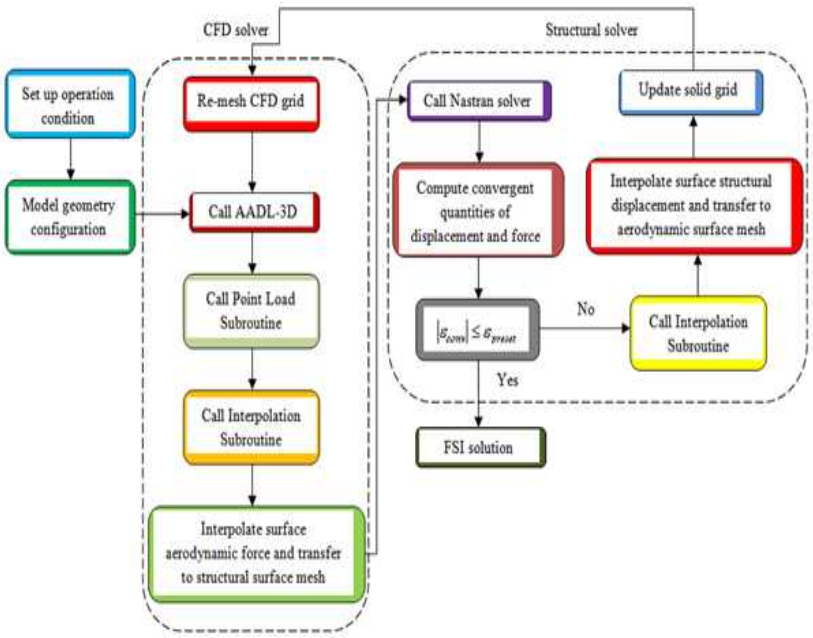
(출처: 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 석사학위논문, 2009)

▷ 이와 함께 현재까지 개발된 경험식 기반의 안정성 코드 외에, 선형코드(VLM, Panel)를 개발함. 선형 코드는 적용 가능한 형상에 제한이 있는 경험식 기반 코드보다 적용 가능한 형상이 다양하고, 비교적 빠른 시간에 보다 정확한 결과를 얻을 수 있음. 이러한 선형 코드의 개발 후에 경험식 기반의 코드와의 검증 작업을 수행하였다.

✓ 공력-구조-다물체 동역학 연계 해석

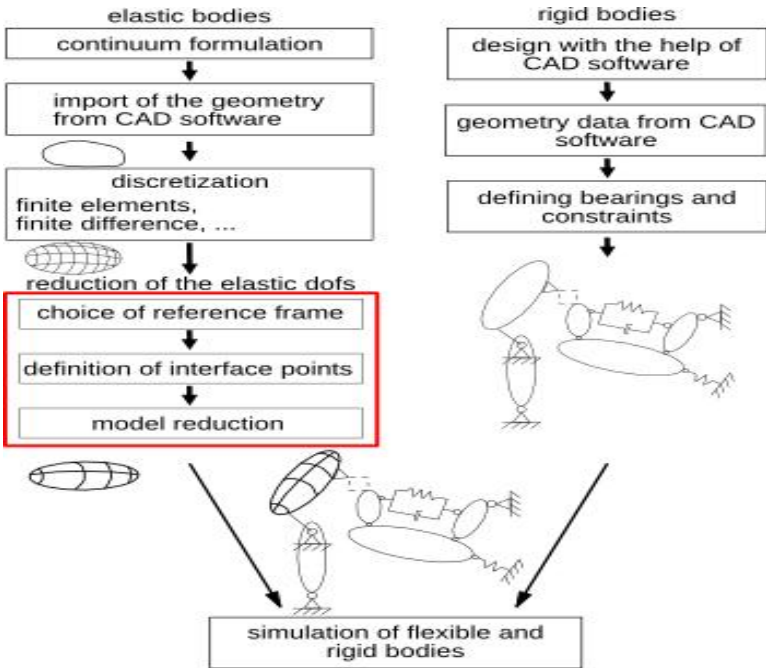
▷ 다물체 동역학(Multi-Body Dynamics, MBD)은 여러 물체들이 조인트로 연결되어 이루어진 항공우주 및 기계 시스템 시스템에 대한 동역학 해석이다.

▷ 공력 - 구조 - 다물체 동역학 분야의 효율적인 연계 프로세스 정립하도록 한다.



<그림 274> 공력-구조 연계 흐름도

(출처: 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 석사학위논문,2009)



<그림 275> 조인트를 사용한 구조 (유연체)-다물체 동역학 연계 개념도

(출처: 2010년도 중견연구자지원사업 신규과제 연구계획서)

✓ 하이브리드 병렬 컴퓨팅 기법 연구

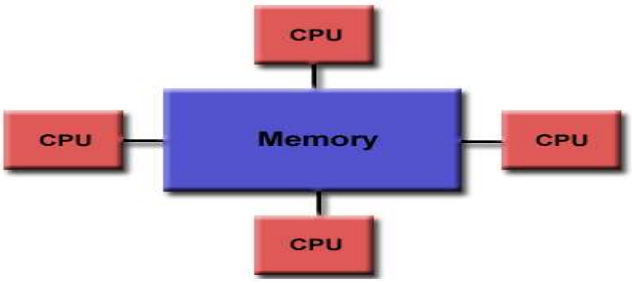
▷ 고정밀도 도구의 설계적용을 위해서는 연계된 프로세스의 계산 속도가 중요한 역할을 한다.

▷ 방대한 양의 계산을 빠르게 수행하기 위해 연계된 프로세스의 병렬화를 수행한다.

▷ 병렬화는 OpenMP, MPI, Hybrid 세 가지 방법으로 분류된다.

- OpenMP(Open Multi-Processing)

  OpenMP는 대표적인 공유 메모리 구조를 위한 프로그래밍 규약으로 C/C++에서는 #pragma 컴파일러 확장을 통해 병렬화 한다.

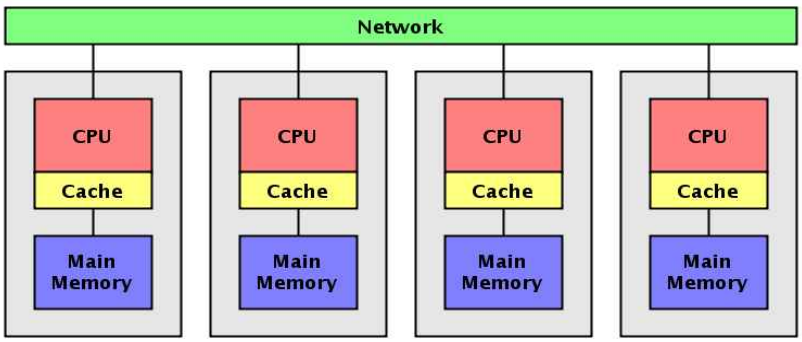


<그림 276> OpenMP를 이용한 메모리공유 병렬(SMP) 해석 개념

(출처: 2010년도 중견연구자지원사업 신규과제 연구계획서)

- MPI(Message Passing Interface)

MPI, 즉 메시지 패싱 인터페이스는 메모리 주소 공간이 공유되지 않는 분산 메모리 구조를 위한 대표적인 병렬 프로그래밍 방법론이다. 간단한 데이터 주고받기(MPI_Send/MPI_Recv)뿐만 아니라 좀 더 복잡한 연산(MPI_Gather /MPI_Scatter)들도 지원된다.

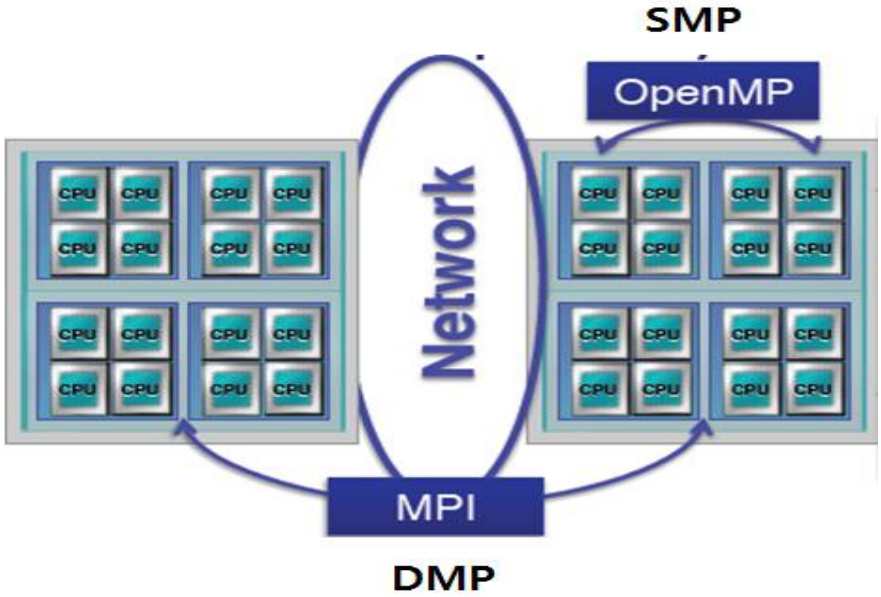


<그림 277> MPI 를 이용한 분산 병렬(DMP) 해석 개념

(출처 :2010년도 중견연구자지원사업 신규과제 연구계획서)

- Hybrid 병렬화 기술 확립

  OpenMP/MPI병렬 과정을 통하여, OpenMP의 장점인 쉬운 프로그래밍과 MPI의 장점인 고성능 컴퓨팅 및 복합성을 띈 Hybrid 병렬 기법을 high-fidelity코드에 적용한다.

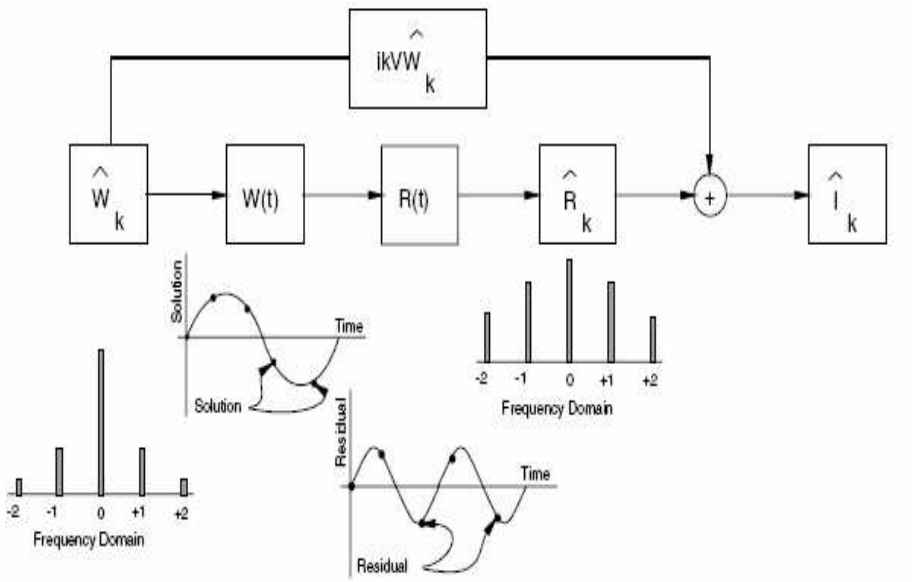


<그림 278> OpenMP와 MPI 를 병합한 Hybrid 병렬 해석 개념

(출처 :2010년도 중견연구자지원사업신규과제 연구계획서)

✓ Non-Linear Frequency Domain 기법 연구

▷ 비선형 주파수 영역 기법(NLFD)은 그림과 같이 기본적으로 역Fourier 변환을 통해 시간 영역의 비정상 유동을 주파수 영역의 정상 유동 상태로 해석하고 다시 Fourier 변환을 통해 시간영역으로 변환시켜 해석하는 방법이다.



<그림 279> 주파수영역 해석기법의 개념도

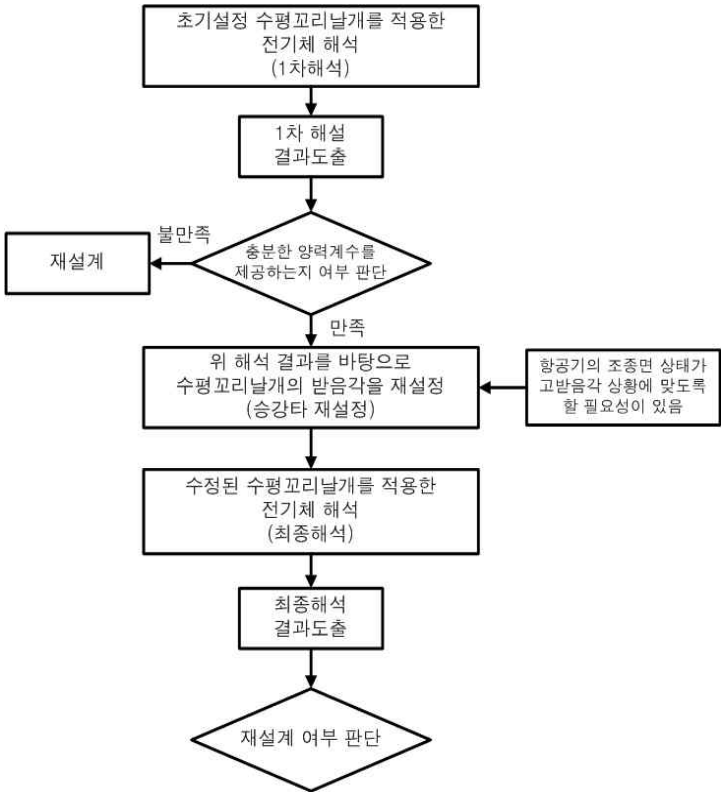
(출처 : 2009년도 일반연구자지원사업 신규과제 연구계획서)

▷ 비선형 주파수영역 해법의 핵심은 효율적인 FFT (Fast Fourier Transform)의 사용과 주파수영역 해석에 적합한 알고리즘이다.
▷ 일반화된 FFT 기법을 본 연구의 목적에 부합하도록 특수화된 FFT 기법을 제안한다.
▷ 주파수영역에서는 정상상태 해법을 적용하지만, 변환의 과정에서 발생한 생성항이 존재하므로 기존 해법을 개선하여 생성항을 내재적으로 처리할 수 있는 implicit time integration 방법을 제안한다.
▷ 주파수영역 해법의 효율성을 더욱 증진시키기 위해 주파수영역 multigrid 기법을 적용한다.

✓ NLFD 코드 개발
▷ 단일주기(single frequency) NLFD 코드 개발
▷ 다주기(multi frequency) NLFD 코드 개발
▷ 유동주기(flow frequency) NLFD 코드 개발
▷ 2개의 주파수를 고려한Harmonic Balance Method에 사용된 방법을 근거로 NLFD 방법에 다주기(Multi Frequency)가 고려된 기법을 최초로 제안함. 다주기 NLFD 해법을 적용할 경우 더욱 정확한 비정상 유동의 모사가 가능하게 된다.
▷ 난류의 유동주기(flow frequency)를 포착하기 위해서는 주기탐색 기법의 고안이 필요함. 유동해석을 통해 얻어진 결과로부터 새로운 주기를 포착하여 다주기 NLFD를 수행하면 유동주기를 예측한다.
▷ 진동운동의 주기를 정확히 모르는 경우에 대해서 McMullen(2006)가 제안한 GBVTP(Gradient Based Variable Time Period)기법을 적용한다.

✓ NLDF 기법을 이용한 비정상 유동해석을 통해 통합설계프로세스에 적용한다.

✓ High Fidelity 단위해석 도구의 인증고려 방안 예시
▷ 소형항공기가 실속규정의 최대 허용 실속속도에서 충분한 양력을 제공하고, 안정성을 유지할 수 있는지를 알아보기 위해 양력계수 및 관련 안정성 계수를 수치적 해석을 수행. 검증된 전산유체해석코드를 이용하여 실속규정의 최대 허용 실속속도에서 항공기가 실속을 일으키는지의 여부와 안정성 여부를 다음과 같은 일련의 과정을 통해 판단한다.
- 전기체 항공기에 대한 3차원 Navier-Stokes 공력해석을 수행
- 받음각에 따른 양력계수, 항력계수, 피칭-, 롤링-, 요잉모멘트 계수를 획득
- 획득한 공력계수들을 이용하여 항공기의 실속 여부 및 안정성 여부 판단



<그림 280> 실속관련 인증규정 상세 해석절차

(건국대학교 항공우주정보시스템공학과 석사학위논문, 2010)

○ 인증을 고려한 다정밀 다분야 통합 설계 시스템 개발

✓ 회전익 항공기 인증 요건을 반영한 핵심 설계 기술 분석

▷ 미국 및 유럽의 FAR Part 27/29, CS VLR 및 EASA Part 27/29의 회전익 항공기 등의 설계 시 요구되는 인증 요구조건을 반영한 분야별 설계 기법 개발 동향 조사 및 분석한다.

▷ 인증 규정을 반영한 항공기 설계 기술에 대한 사례 연구를 통하여 인증-설계 통합 시스템에 요구되는 핵심 설계 기술 도출한다.

✓ 인증-설계 통합 시스템 구축 사례 연구

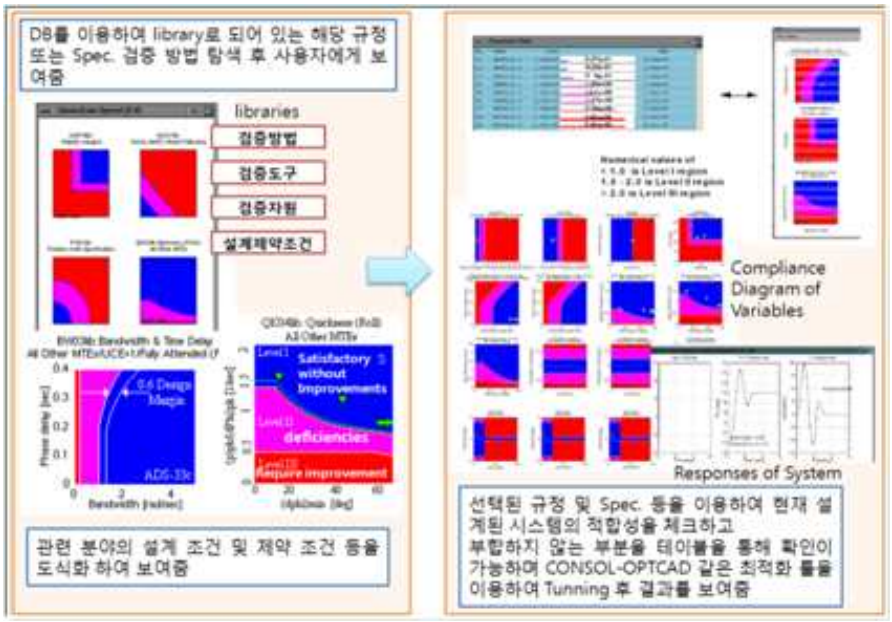
▷ 항공 선진국에서 인증요소를 고려한 설계를 위한 DB 구축한 사례를 조사 분석하여 인증 요건별 DB를 구축하기 위한 인증 및 설계 관련 정보들에 대한 체계화를 확립한다.

▷ 해외 선진국의 항공기 제작회사와 인증 전문가들의 경험을 토대로, 인증에 관련된 비용 및 조건을 항공기 초기 설계단계에서 고려한 인증-설계 통합 시스템 구축 사례 연구한다.

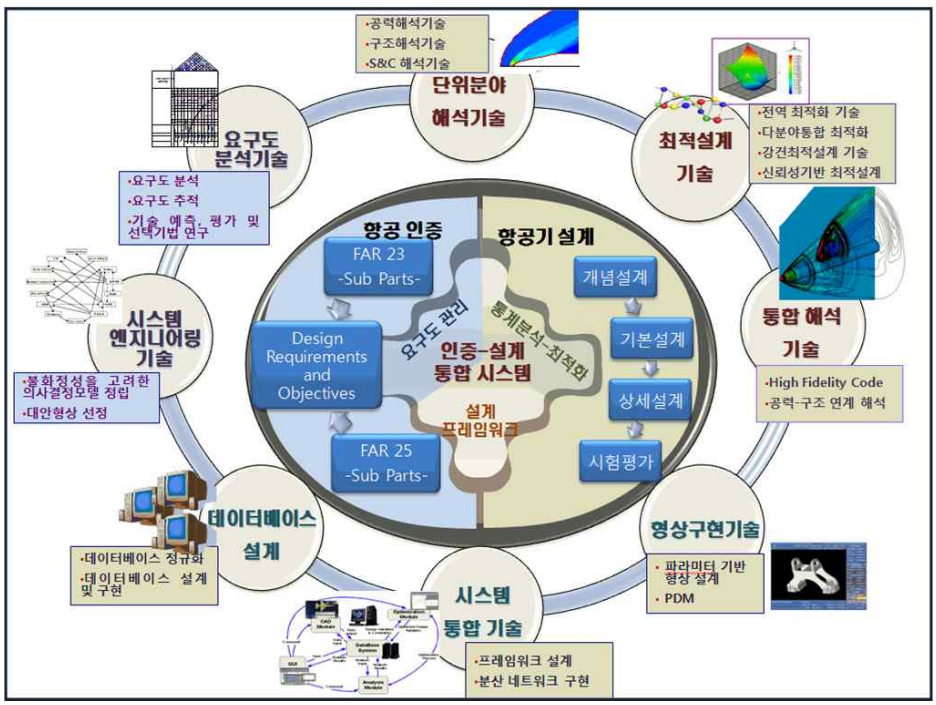
- 해외인증관련 연구 및 활용사례 분석
- 인증관련 FAA/Transport Canada Training course 및 인증관련 연구 실적 수집

▪ FAA/Transport Canada Aircraft 제작사들에게 요구하는 인증 관련 절차 및 계획 예 조사

▷ 불필요한 설계오류를 줄이면서, 실무적인 항공기제작 계획 경험을 바탕으로 하여 항공기제작 총비용 절약이 가능한 인증-설계 통합 시스템 절차 구축에 활용한다.

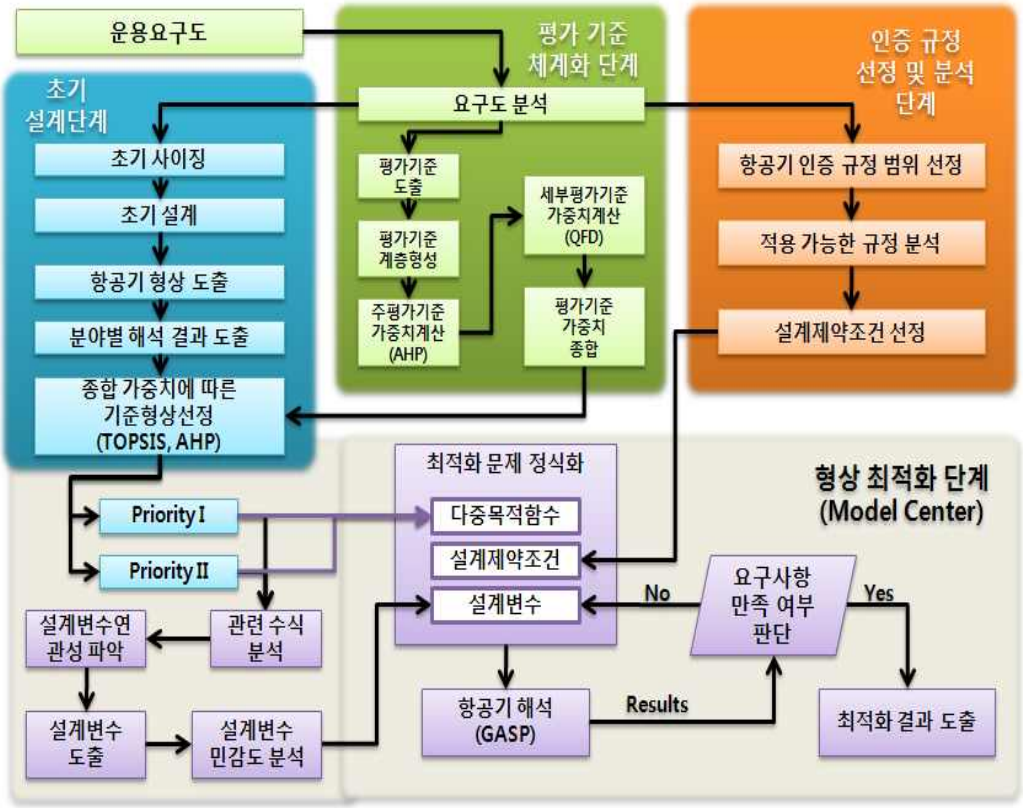


<그림 281> CONDUIT 사례



<그림 282> 소형항공기 인증-설계 통합 시스템 예시

✓ 회전익기 개발 시 필요한 인증-설계 절차 정립



<그림 283> 항공기 인증 요건을 고려한 개념설계 과정

▷ 인증을 고려한 개념설계 과정은 초기 형상설계단계, 평가기준 정립단계, 항공기 인증요건 분석 단계, 기준형상 최적화 단계로 구성되고 있다.

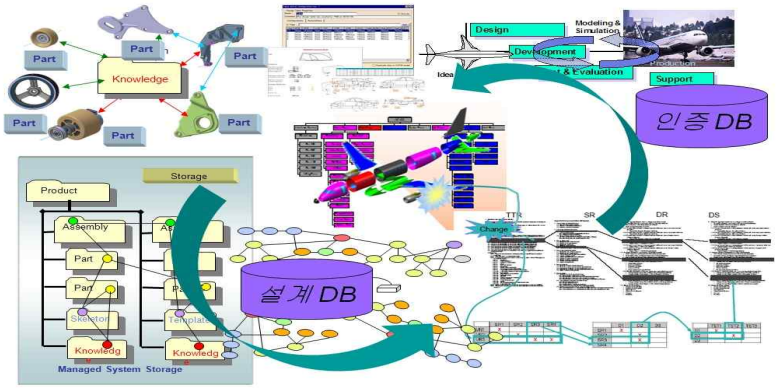
▷ 운용 요구도를 기초로 하여, 초기 형상설계 단계에서는 요구도 분석 결과를 바탕으로 기존 개념설계 방법을 통해 항공기의 초기 형상을 자동으로 정의한다.

▷ 평가기준 정립단계에서는 의사결정 기법을 조합한 세 단계로 이루어진 프레임워크를 이용하여 평가항목을 도출하고 각 항목에 대한 가중치를 계산한다.

▷ 회전익 항공기 인증요건 분석 단계에서는 회전익 항공기 개발과 관련된 항공안전 인증요건의 적용 범위를 선정하고, 설계 변수와 인증요건 사이의 연관성을 분석하여 설계제약조건을 도출한다.

▷ 기준형상 최적화 단계에서는 결정된 기준형상의 형상정보를 바탕으로 최적화 단계를 진행한다.

▷ 설계 최적화 요소 및 항공기 인증 요건을 고려한 설계 자동화 시스템을 통한 항공기 설계 진행한다.



<그림 284> 인증-설계통합 데이터베이스 활용개념

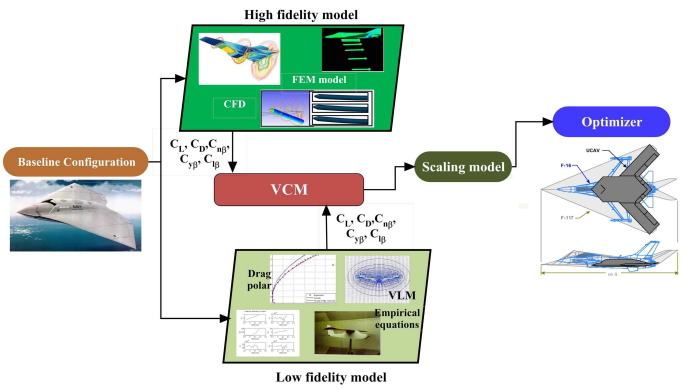
✓ 다정밀도(고정밀-저정밀) 해석 연계기법(VCM) 기반의 다분야 통합설계(MDO) 기법 연구

▷ 개념설계 단계에서 저정밀도 해석의 수행은 빠른 결과를 얻기 위하여 경험식 기반 또는 선형해석 기반 코드를 사용함. 하지만 이러한 해석의 결과는 정밀도가 낮아 정확도가 떨어지므로 초기 항공기 설계 시 해석 결과의 신뢰도 향상을 위해 고정밀도 해석 기법인 Computational Fluid Dynamics (CFD) 또는 Finite Element Method(FEM)의 수행이 필요하다.

▷ 하지만 고정밀도 해석 분야가 많아지면 해석에 소요되는 비용이 커지게 되어 실질적인 MDO를 수행하는데 어려움이 발생한다.

▷ VCM 기법은 저정밀도 해석 결과를 고정밀도 해석 결과와 비교, 적용함으로써 고정밀도 해석을 수행한 결과와 같은 수준의 정확도의 결과를 얻는 방법이다.

▷ 원하는 수준의 정확한 결과를 얻기 위해서는 저정밀도 해석 결과를 고정밀도 해석 결과에 근접할 수 있도록 근사하는 방법을 사용하며, 근사화의 결과를 이용하여 목적하는 값으로의 수렴성을 판단하여 수렴하지 않는 경우 고정밀도해석을 다시 수행하는 방식을 추구한다.



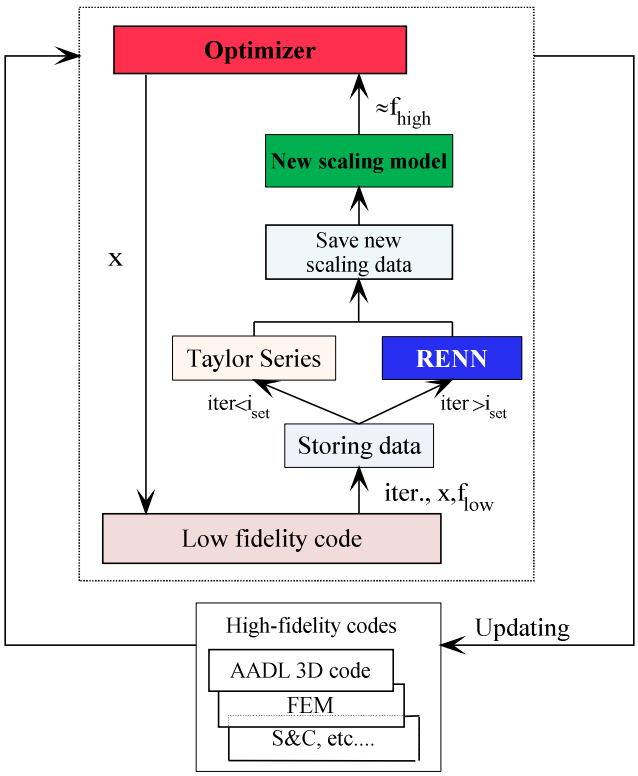
<그림 285> 고정밀도/저정밀도 해석 연계 기법

✓ Advanced VCM(Advanced Variable Complexity Modeling)

▷ RENN(Repetitively Enhanced Neural Networks)

RENN은 수정된 Artificial Neural Network (ANN) 기법으로, 시스템 최적화 모듈에서 현재 설계 순기의 최적점이 얻어지면 이 점은 다음 설계 순기에서 구성되는 근사방정식의 새로운 실험점으로 추가가 되며, 이로써 근사방정식은 매 순기마다 최근의 최적점의 정보를 포함하여 개선되어 보다 정확한 근사화를 가능케 하는 기법이다.

▷ s-RENN 기법은 저정밀도 해석결과와 Scaling Model을 이용하여 VCM 모듈의 설계결과를 업데이트 하는 방법인 Taylor Series 근사를 대체하며, Taylor Series를 적용하였을 경우 구현할 수 없던 전역 근사화 결과를 제공한다. 이러한 장점들로 인하여 RENN 기법이 VCM 기법에 적용할 경우 근사 정확도의 개선 및 최적설계 결과의 개선 또한 기대된다. RENN이 적용된 개선된 Advanced VCM 기법(AVCM)은 아래 그림과 같다.



<그림 286> RENN 기법이 적용된 Advanced VCM기법

✓ Advanced VCM(Advanced Variable Complexity Modeling)을 이용한 MDO 프로세스 구성 및 검증

▷ AVCM을 MDO에 적용함으로써 기대하는 효과는 Scaling Model의 개선과 설계 문제의 수렴율을 높이는데 있다.

▷ MDO를 위한 AVCM을 구성하기 전에 먼저 수치적 예제를 통하여 AVCM

의 효율성을 검증하며, 단일 분야에 적용하여 VCM 프로세스를 확립해야 한다.

✓ Flight Simulation을 이용한 항공기 성능해석 및 인증규정과의 Compliance Check 환경 구성

▷ High Fidelity Analysis 결과에 따른 공력 데이터를 Flight Simulation을 통해 회전익 항공기의 움직임을 3-D로 구현한다.

▷ 회전익 항공기의 속도, 추력 등의 항공기 성능 데이터를 GUI로 결과 확인 한다.

▷ FAR 27/29, CS VLR 인증규정과 관련된 항공기 성능 항목과 Flight Simulation Analysis 결과와의 Compliance Check를 할 수 있는 GUI 화면 구성 및 개발한다.

○ 회전익 항공기 안전인증-설계 통합 프레임 워크 개발

✓ 회전익 항공기 설계-인증 통합 프레임워크 시스템 개발 요구도 설정

▷ 항공기 설계자가 설계 단계에서 시스템 개발에 필요한 관련 정보들을 보다 쉽게 확인함으로써 개발 초기 단계에서부터, 설계, 제작, 시험과 관련된 규정 및 기술정보 등을 적용할 수 있도록 하는 프레임워크를 개발한다.

▷ 회전익 항공기 설계 단계에서 개발 엔지니어가 다루어야 하는 시스템의 모델링, 물리적 특성 정보, 관련 제원과 규정, 분야별 설계 기술정보, 시험장 정보, 설계 제약조건, 시험데이터 등을 데이터베이스화 하여 편리하게 활용할 수 있도록 한다.

▷ 통합시스템의 활용 시나리오의 예시는 다음과 같다.

- 설계 및 검증하고자 하는 대상 시스템을 MATLAB 기반 SIMULINK를 이용하여 모델링한다.
- 설계 단계 또는 분야에 따라 검색조건 입력하거나 직접 설계 변수, 초기값 등의 입력 및 수정이 가능하게 한다.
- DB를 이용하여 library로 되어 있는 해당 규정 또는 Spec. 검증 방법 탐색 후 사용자에게 보여준다.
- 사용자는 원하는 library 선택하여 drag & paste 만으로 시스템에 적용한다.
- 관련 분야의 설계 조건 및 제약 조건 등을 도식화 하여 보여준다.
- 선택된 규정 및 Spec. 등을 이용하여 현재 설계된 시스템의 적합성을 체크한다.
- 적합/ 적합성 부족/ 개선필요 등 세 개 영역으로 나누어 상태를 보여준다.
- 부합하지 않는 부분을 테이블을 통해 확인이 가능하다.
- 전체 시스템에 대한 결과를 보여준다.
- 각 Design Variable에 대한 적합성 여부를 도식화 하여 보여준다.

▪ 최적화 툴을 이용하여 계산 결과를 탐색 후 결과를 보여준다.

✓ 회전익 항공기의 인증-설계 프레임워크 구성을 위한 아키텍처 연구

▷ 요구도 관리 시스템

▪ 설계 단계에서는 요구사항 분석 단계에서 확정된 요구사항을 기반으로 소프트웨어의 구조와 각 기능들을 보다 자세히 정의하게 된다. 하지만 다음의 두 가지 이유로 인해, 확정된 요구사항이라 하더라도 개발이 완료할 때까지 지속적으로 관리되어야한다. 먼저, 요구사항은 고객의 뒤늦은 요청이나 불충분한 요구사항 분석 등으로 인하여 개발 과정 후반부에 변경되는 경우가 많다. 이 경우 우리는 어떤 요구사항이 변경되었고, 이 요구사항과 관련되어 영향을 주고받는 요구사항이 어떤 것들이 있으며, 이미 개발된 시스템 시험 케이스는 어디를 수정해야 할지를 고민해야한다. 또한, 요구사항으로부터 개발된 설계 산출물과 프로그램 코드들 중 수정된 요구사항과 직간접적으로 연관이 있어 수정이나 재개발 또는 보다 정확한 분석이 필요한 부분들을 찾아낼 수 있어야한다. 요구사항 분석과 검증 기법들도 요구사항 별로 잘 정리되어 있어야만 변경된 요구사항을 대상으로 효과적인 재(再)작업을 할 수 있다.

▪ 사용자 요구사항을 저장하고 지속적인 유지 관리를 통하여 변경관리를 수행하기 위해서는 요구도 관리 프로그램이 필요할 것이다.

▪ 요구도 관리를 위한 시스템에는 IBM의 DOORS 시스템을 비롯해 아래와 그림과 같은 시스템을 활용하는 방안이 강구할 수 있다.

Enterprise RM Tools Comparsion

Feature	CASE Spec	Polarion	IBM Requisite Pro	IBM DOORS	Caliber RM
Requirements Classification	✓	✓	✓	✓	✓
Custom Attributes	✓	✓	✓	✓	✓
Document Management	✓	✓	✗	✗	✗
Multi- dimensional Traceability (Forward, backward traceability, direct & Indirect impact analysis)	✓	✗	✓*	✗	✗
Change Management	✓	✓	✗	✗	✓
Custom Link Types	✓	✓	✗	✗	✗
Attributes for Links	✓	✗	✗	✗	✗
Custom Reporting	✓	✓	✗	✗	✗
Diagramming	✓	✗	✗	✗	✗
Includes Enterprise Database Licenses	✓	✗	✗	✗	✗
Concurrent License (Floating license)	$500.00 (around)	$3200.00	$3880.00	$2500.00	$3000.00

*Partial

<표 153> 요구도 관리 도구 목록

▷ 프레임워크 개발도구

- 기업 IT 인프라는 물리적인 하드웨어 및 소프트웨어 라이센스/유지비용으로부터 IT 인프라의 모니터링, 관리 유지보수에 이르기까지 많은 비용을 유발한다. 최근에 주목 받기 시작한 클라우드 컴퓨팅은 이러한 IT 인프라에 수반되는 여러 비용들을 획기적으로 감소시켜 주는데 기여를 하는 것과 동시에 응용의 빠른 적용 및 IT 서비스의 유연성과 확장성을 제공함으로써 IT 업계에 중요한 이슈로 인식되고 있다.
- 클라우드 컴퓨팅은 인터넷 망을 통해 여러 가지 IT 리소스들을 분배하여 서비스하는 개념으로서 가장 일반적으로 많이 인용되는 NIST (National Institute of Standards) 서비스 분류로는 첫째, 하드웨어 인프라를 서비스로 제공하는 IaaS (Infrastructure As A Service), 둘째, 응용 개발 및 실행 플랫폼을 서비스로 제공하는 PaaS (Platform As A Service), 그리고 마지막으로 응용 (Applications)을 서비스로 제공하는 SaaS (Software As A Service)로 나눈다.
- 상기 플랫폼의 장단점을 분석하여, 향후 전개될 IT의 기술발전 추세에 알맞은 개발도구를 선정한다.

▷ 다분야 최적설계(MDO) 환경 구성을 위한 상용 Software 검토

- MDO 프레임워크란 각 분야의 설계 도구들 간의 데이터 공유 및 효율적 관리를 위한 기술과 여러 분야가 분산환 환경 하에서 병렬로 작업할 수 있는 컴퓨팅 구조를 갖춘 소프트웨어와 하드웨어의 복합체계라 말할 수 있다. 결과적으로 설계 순기의 단축, 개발비용의 절감 완전 통합된 최적설계를 목적으로 한 다분야 최적설계 자동화 툴을 말한다. 위와 같은 정의에 따라 분산 처리, 유연성, 확장성, 자동화된 프로세스 등과 같은 요구조건들은 MDO 프레임워크 연구의 초기 단계에서부터 제시한다. 당시 기반 IT기술은 이러한 요구조건을 충족시키기에 역부족 이였으나 최근IT 기술의 발전에 따라 MDO 프레임워크는 이러한 요구조건들을 충분히 반영하여 구현될 수 있게 된다. 또한 프레임워크에 대한 요구조건들은 IT 기술이 발전함에 따라서 고도화, 세분화되고 있다. MDO 프레임워크의 요구조건들을 살펴보고, 이를 만족시키는 프레임워크를 효율적으로 개발하기 위해서 프레임워크의 설계단계부터 고려해야할 사항들에는 어떤 것들이 있는지 살펴보도록 한다.
- MDO 프레임워크의 요구조건을 모두 만족하기 위한 방법으로 사용자가 모든 입력과 출력 값 그리고 상호관계를 설정할 수 도 있겠지만, 개발 후 유지보수의 용이성과 이후 업그레이드를 위해서는 상용 프레임워크를 최대한 활용하는 방향으로 시스템 구성을 검토할 필요가 있다.
- 상용 MDO 프레임워크에는 Dassault Systems 사의 iSIGHT와 ModelCenter 등이 있다.

✓ 인증-설계 통합프레임워크 구축

▷ 항공기 설계업무에 관여되는 요구사항 및 인증규정 그리고 설계정보 등은 상호 밀접한 연관성을 가지므로, 상호간 효율적인 업무를 위해서는 관련정보 간 적절한 연결이 될 수 있도록 통합됨 설계 데이터베이스는 설계과정에서 설계 및 해석 프로그램 등의 검증도구에 의해서 확인되고 승인되어 최종적으로는 부품제작을 위한 기준정보가 된다. 최근 IT 업계에 확산되고 있는 통합에 대한 화두는 SOA(Service Oriented Architecture)라는 개념이다. 이것은 개별단위 업무를 가능한 작게 나누어 표준화 시켜서 예비해두고 새로운 업무를 개발할 때에는 이미 만들어져 있는 개별업무를 적절히 조합하는 방식 즉, IT업무의 개발환경을 가급적 세분화, 표준화함으로써 상호간 공유도 가능하며 재사용성이 뛰어나기 때문에 이질적인 업무를 효율적으로 통합할 수 있다. 어플리케이션을 실행하는 Workflow를 개별적으로 구축하여 계층형, 병렬형으로 통합할 수 있다. 간단한 문제에서부터 다분야 영역 최적화 문제까지 실제 협업모델이나 업무 프로세스에 맞추어 Workflow를 구축할 수 있다.

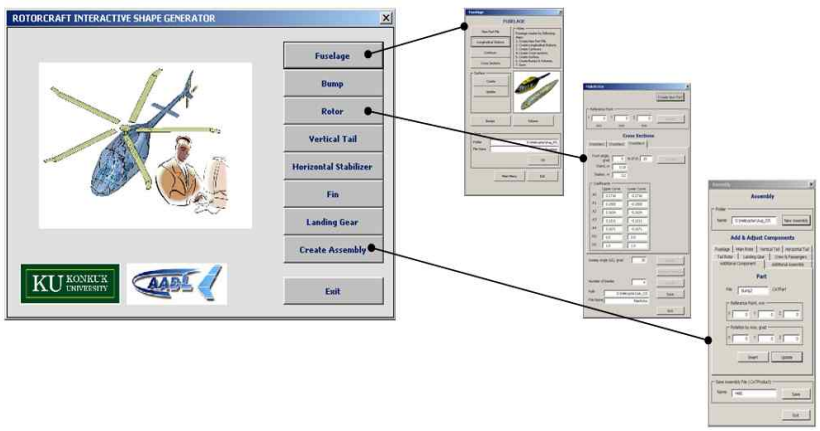
▷ 통합화의 장점은 부분 시스템에서 전체 시스템으로 Workflow의 단계적 확장이 용이하고, Workflow를 작성한 후 블록을 조합하듯이 확장가능하며, 계층형이나 병렬형 등 실제의 업무절차에 맞추어 모델구성하고 조건분기나 반복 등의 실행 제어 등을 들 수 있다.

✓ 항공기 형상 구현 시스템 환경 구성

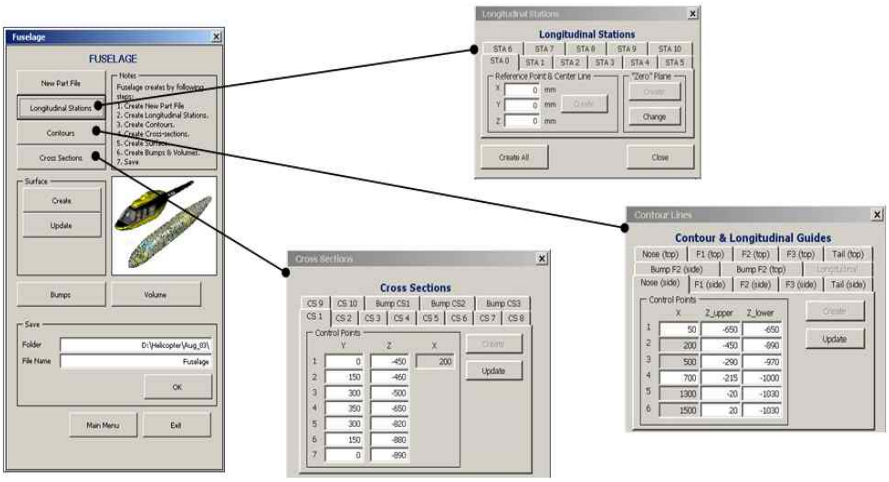
▷ 항공기 형상구현 시스템(AGRS: Aircraft Geometry Representation System)는 단계별로 항공기의 형상을 생성하도록 되어있다.

▷ AGRS는 각 장치를 분리하여 생성하여 저장되고 필요시 조립된다.

▷ 주요 GUI는 MS Visual Basic과 CATIA VBA를 이용하여 만들어진 프로그램이다.



<그림 287> 헬기형상 생성을 위한 입력창



<그림 288> 동체생성을 위한 입력창

○ 회전익 항공기 안전인증-설계 통합 프레임워크 베타테스트 수행 및 개선

✓ 안전인증-설계 통합 프레임워크 computing system 구축

✓ 안전인증-설계 통합 프레임워크 베타테스트 수행 방안 연구

✓ 안전인증-설계 통합 프레임워크 베타테스트 수행

✓ 안전인증-설계 통합 프레임워크 개선

○ 세부 예산 소요 내역

구 분			1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	합계	구성비
인건비	내부인건비	지급							
		미지급	100,000	100,000	100,000	100,000	100,000	500,000	
	외부인건비		200,000	200,000	500,000	500,000	300,000	1,700,000	34
	소계		200,000	200,000	500,000	500,000	300,000	1,700,000	34
직접비	연구장비재료비		300,000	200,000	100,000	100,000	50,000	750,000	15
	연구활동비		140,000	140,000	280,000	280,000	170,000	1,010,000	20
	연구수당		60,000	60,000	120,000	120,000	80,000	440,000	9
	소계		500,000	400,000	500,000	500,000	300,000	2,200,000	44
간접비	인력지원비							0	
	연구지원비		200,000	200,000	300,000	300,000	100,000	1,100,000	22
	성과활용지원비							0	
	소계		200,000	200,000	300,000	300,000	100,000	1,100,000	22
합계			900,000	800,000	1,300,000	1,300,000	700,000	5,000,000	100

(다) 헬기 운항품질보증체계 기술 개발

운항품질보증(FOQA)은 비행과정에서 발생되는 항행안전에 악영향을 미치는 비정상 비행의 경향을 파악하고 조기에 예방하여 항행안전을 확보하고, 비행기록자료를 선택적으로 자동기록 및 분석을 통하여 종합적인 항공기 운항 환경에 대한 보다 많은 유익한 정보를 제공함으로서 공공의 항공안전을 향상시키기는 것을 그 목적으로 한다.

오늘날 항공 관련 기술의 변화와 발전은 빠른 속도로 전개되고 있다. 항공기는 성능 향상, 대형화 및 고속화 추세를 보이고 있으며, 또한 통신 및 정보처리기술 발달로 항공기에 각종첨단장치를 장착하여 항공기의 신뢰성 향상과 운항능력을 확보하려는 노력을 기울이고 있다. 항공기 운항여건의 변화는 운항관련 분야에 항공안전을 위해 새로운 관리기술과 운영방법의 적용을 필요로 하고 있다. 기술인력에 대한 정비시설장비 관리의 종전형태에서, 정보처리기술을 이용하여 결함요인과 운항의 안전성 및 경제성에 대한 잠재요소를 찾아내어 보완 및 개선 조치하는 등 사전안전관리 형태로 변화하고 있다.

FDR은 그동안 사고조사 및 원인을 규명하는데 도움이 되는 많은 정보를 제공해 왔음에도 불구하고 사고, 준사고 등 각종 사건의 분석에서 운항의 경향 및 비정상 상황에 대한 종합적이고 계량적이며 객관적인 정보를 제공하지 못하였다. 그러나 정보통신기술과 컴퓨터산업의 발달로 인하여 광범위한 자료수집과 분석을 하는 것이 가능해졌다. 과학기술의 발전과 더불어 항공사고를 감소시키려는 FAA의 노력에 의해 1992년 FOQA라는 항공안전성 평가 시스템 개발을 시작하여, 미국 항공운송업계의 도움으로 인해 사고 또는 준사고 발생 요인들을 사전에 발견하여 예방하는 측면으로 활용할 수 있게 개발되었다.

항공안전에 대한 체계적이고 과학적인 관리필요에 의해 개발된 FOQA는 항공기 작동상태 및 운항승무원의 조작 행태를 분석, 실수 및 잠재요인에 대한 통계자료를 생산하여 분석하고 실수의 경향성을 발견하여 보정 및 개정 조치하는 항공안전관리 기법이다. FOQA 자료는 항공기 비행기록자료로부터 얻게 되는데, 누적된 FOQA자료는 통계적인 분석을 통하여 수정이 필요한 문제점을 찾아내어 원인을 규명하는데 매우 효과적으로 활용되고 있다. 예를 들어 한 항공기 Parameter들에 대하여 지속 및 정기적으로 분석하게 되면 시간경과에 따른 Parameter들의 변화를 추출해 낼 수 있으며, 이러한 통계결과는 항공기 각 부분에 대한 문제점을 조기에 찾아내어 항공기결함으로 인한 안전사고를 예방할 수 있다. 또한 FOQA 운용자의 관점에 따라 방대한 양의 비행자료는 운항 및 ATC관제절차 개선자료 등으로 활용할 수 있다. 예를 들어 어느 특정 공항에서의 항공기 기종들에 대한 이착륙 자료를 분석하게 되면 특정형식의 항공기에서 나타나는 특이현상을 발견하게 되어, 그 공항이 갖는 잠재적인 문제점을 정확히 찾아내어 필요한 조치 및 절차를 개선하는데 중요한 자료로 활용할 수 있다.

FOQA는 비행자료를 객관적이며 지속적인 분석을 통해 비행환경에 대한 종합적인 정보와 지식을 제공한다. FOQA 자료는 조종사에 대한 개인평가, 항공기 상태

평가, 운항과 ATC관제절차, 공항절차와 설계, 항공기제작과 설계 등에 대한 개선 자료로 활용할 수 있다. 이중에서도 조종사의 비행능력에 대하여 대부분의 항공사들은 중시하고 있다. 조종사비행능력에 대한 주시는 지금까지 발생한 많은 사고 및 준 사고에서 약 80% 정도가 조종사 과실이 주요사고요인으로 나타나 있기 때문이다.

FOQA를 운영하고 있는 항공사들은 Event 자료를 이용하여 승무원의 비행경향을 기존의 비행절차 및 표준에 비추어 분석하여 개인의 기량을 점검하며, 필요에 따라서는 개인의 기량향상을 위하여 추가적인 훈련이 필요한지의 여부를 판단하는 자료로 많이 활용하고 있다.

FOQA는 항공운항의 여러 측면에 대한 정보를 제공하며 또한 안전관련 문제들을 과학적이고 객관적으로 평가하는데 이용될 수 있다. 외국의 항공사들은 FOQA로 인하여 여러 문제점들을 개선하고 보완조치를 취했다고 보고하고 있다.

한 항공사는 FOQA 분석을 통하여 계기비행보다 시계비행에서 더 많은 초과현상이 발생한다는 사실을 발견하여, 비행교관으로 하여금 항공사의 교육훈련 프로그램에서 시계비행과 계기비행에 대하여 교육을 강화하게 하였다. 또 다른 한 항공사는 FOQA 분석을 통하여 특정 공항 활주로에 착륙할 때 다른 공항 활주로에 비해 더 많은 Event가 발생한다는 사실을 발견하였다. 문제점을 조사한 이 항공사는 착륙을 위한 접근기준고도가 너무 높게 설정되어 조종사로 하여금 최종 접근 시 일상적인 다른 공항에서의 강하율보다 더 급격한 강하를 유발하는 현상을 알게 되어, 항공당국에 이 사실을 통보하여 접근기준고도에 대한 잠재적인 문제점을 수정하게 하였다.

일부 공항의 항공교통관제 절차는 착륙 도중 조종사가 고도를 높여 빠르게 접근한 다음 많은 강하각으로 하강할 것을 요구하고 있다. 이와 같은 착륙을 위한 접근은 소음규제규정, 교통량, 지형, 기상상태 등을 포함한 여러 형태의 여건들에서 발생될 수 있다. 이미 항공사 관계자들은 조종사들의 보고를 통하여 그러한 상황을 알고 있었지만 근거가 될 만한 실질적인 자료가 부족하였다. 그러나 FOQA 시스템을 통하여 객관적이며 정량적인 정보를 제공받게 됨으로서 여러 공항에서 발생되는 이 같은 문제들을 입증해 줄 수 있게 되었다. 이러한 자료는 관리자들에게 당해 문제점에 관심을 가지고 대응하게 함으로써 위험요소를 완화시키거나 제거하는 데 효과적이다.

FOQA는 항공사들이 요구하는 정비수준을 결정하는 사항에 대하여서도 단지 인의적 판단에 의지하지 않고 어떤 특정 Event의 발생빈도를 측정할 수 있게 도움을 준다. 예를 들면, hard landing 또는 엔진과열에 대하여 FOQA 사용 이전에는 이들 사항에 대하여 조종사의 판단에 의존하였는데, 지금은 어느 정도의 hard landing 이었으며, 엔진 과열온도와 지속시간에 대하여 자세한 정보를 확보할 수 있어, 관리자로 하여금 항공기의 구조적 손상을 조사하기 위한 검사가 필요한지 또는 엔진의 분해정비가 필요한지 여부를 결정할 수 있게 해준다.

FOQA에 의해 제공되는 자료는 항공사에서 항공기 운항의 안전평가 및 보유 기

종에 대해 특정항공기의 문제점을 확인하는데 활용할 수 있다. 예를 들면, 어느 공항의 착륙접근도중 발생하는 지상충돌방지장치(GPWS: Ground Proximity Warning System)의 경고에 대하여, FOQA 자료 분석을 통하여 항공기가 특정지형을 통과할 때 발생됨을 발견하여 필요한 조치를 취하게 하였다.

FOQA자료 활용은 항공사, 제작사 및 항공안전시스템 측면에서 운항절차의 개선, 비행훈련절차, 비행 중 승무원의 능력향상, 항공교통관제절차, 항공기의 설계, 정비, 공항의 설계 등에 대한 문제 해결에 도움을 준다. 또한, FOQA를 운영하고 있는 항공사들은 경제적인 측면에서 이익 창출을 위하여 활용하고 있는데, 일부 항공사에서는 FOQA 자료를 운항기술진단, 엔진상태의 모니터링, 그리고 연료 사용의 추적 등을 통하여 항공안전, 연료절감 및 경제적인 비행절차에 활용하고 있다.

현재 일부 국내항공사에서 사내 운항품질보증을 수행하고 있으나 우리나라 신생 항공사 등에서는 아직 운항품질보증체계를 갖추고 있지 못한 실정이며 우리나라에는 항공안전증진 및 유지를 위한 범국가적인 운항품질보증체계 수립이 미흡하며 국가적 평가 및 감독체계 수립이 선진국 대비 미흡하다.

<표 154> 관련 기술분야의 기술수준

기술명	기술수준(%)	전문인력 보유 정도(%)	인프라 구축 정도(%)
운항품질보증체계구축	40	55	65
운항품질보증 자료 활용 체계개발	40	50	70
운항분야 위험요소 발굴 및 위험요소 등록시스템 개발	40	40	50

<표 155> 관련 기술분야의 인프라수준

기술명	인력보유 정도	자금지원 수준	연구개발시스템(설비, 장비, 체체등)
운항품질보증체계구축	중	중	중
운항품질보증 자료 활용 체계개발	중	하	하
운항분야 위험요소 발굴 및 위험요소 등록시스템 개발	하	하	하

헬기 운항품질보증체계 기술개발 연구비 내역

1. 총 연구기간 : 2014년 ~ 2018년 (5년)
2. 총 연구비(억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제3	6	9	9	10	6	40
	0	0	0	0	0	0
	6	9	9	10	6	40
총계	6	9	9	10	6	40
	0	0	0	0	0	0
	6	9	9	10	6	40

3. 연구비 산출 방법 및 내역

- 인건비 : 5 명 × 5 천만원/년 = 2.5 억원
  5 년 × 2.5 억원 = 12.5 억원
  총 12.5 억원
- 조사 및 분석
  유사연구 조사 및 분석 = 1 천만원
  헬기 운항 자료에 대한 조사 및 분석 = 5 천만원
  총 1 억원
- 소프트웨어 개발
  헬기 운항성능 소프트웨어 개발 = 10 억원
  개발 소프트웨어 시범 운용 및 보완 = 2.25 억원
  항공 정보 통합 시스템 개발 = 4.4 억원
  총 16.65 억원
- 관리비/학술 자료 확보비/전기세 등: 년간 1200만원*5년 =6 천만원
- 출장비 : 5 명 × 500 만원/년 = 2.5 천만원
  5년 × 2.5 천만원 = 1.25 억원
  총 1.25 억원

-기관오버해드 : 40 억원 × 20% = 4 억원
  총 8 억원
- 연구비 총액 : 40 억원

(라) 헬리콥터 소프트웨어 인증기술 개발

1970년대 소프트웨어를 이용한 항공용 시스템이 본격적으로 개발되면서 하드웨어 컴포넌트의 개조/확장이 용이하게 된 반면, 하드웨어 컴포넌트의 고장에 소프트웨어의 오류(설계 오류)라는 요소가 더해지면서 시스템의 인증은 더욱 복잡해질 수 밖에 없었다. 더구나 기존에 하드웨어에 적용되던 안전성 평가 기법은 예측 가능한 고장율에 기반한 것으로서 소프트웨어에 적용하기는 부적합한 면이 있었다. 따라서 항공용 소프트웨어 시스템의 안전성을 하드웨어 기반 시스템과 동등한 수준으로 보증할 수 있는 새로운 인증 기법의 필요성이 대두되었고 1980년 RTCA에 의해 DO-178이 개발되기에 이른다. 한편 유럽에서는 자체적으로 소프트웨어 인증을 위

한 표준인 ED-35가 EUROCAE에 의해 제안되었다. 이후 소프트웨어 개발에 대한 공통 인증 기준 개발의 필요성에 따라 DO-178과 동일한 내용을 갖는 ED-12가 발표되었고 이후의 개정에 있어서도 양 규격의 동일성은 계속 유지되고 있다. 1985년 DO-178A/ED-12A로 개정된 이후, 소프트웨어 기술의 급속한 발전에 따른 소프트웨어의 복잡성과 시스템 개발/인증 경험을 반영한 DO-178B/ED-12B가 1992년 공식 발간되어 현재까지 항공 산업계에서 널리 사용되고 있다.

RTCA DO-178B에 제시된 지침은 항공기에 요구되는 고도의 안전 요건 및 인증 절차를 반영하고 있으며, 다른 소프트웨어 규격과는 차별되는 이러한 특성은 항공기 인증에 익숙하지 않은 소프트웨어 개발자로 하여금 어려움으로 인식되고 있다.

이에 따라 FAA에서는 유럽과 북미지역의 감항당국, 학계, 산업계의 소프트웨어 전문가로 구성된 CAST(Certification Authority Software Team)을 구성하여 소프트웨어 인증과 관련한 세부적인 기술 지침을 개발하여 보급하고 있다. 또한 미연방항공국은 항공기 인증 프로세스 내에서 소프트웨어에 대한 평가가 효율적이고 체계적으로 이루어질 수 있도록 인증 실무자를 위한 항공용 소프트웨어 승인 지침서인 Order 8110.49 개발하였다.

우리나라의 경우, 자체 개발한 회전익 항공기에 대한 형식 증명 수행 실적이 전무한 관계로 소프트웨어 인증에 관한 세부 지침, 절차 및 제도가 수립되어 있지 않으며 이는 다른 분야에 비해 국내 산업체가 상대적으로 기술적 잠재력이 있는 항공전자장비/시스템 개발 분야에 진출하는데 진입장벽으로 작용하고 있다. 따라서 회전익 항공용 소프트웨어 인증과 관련한 세부 지침 및 인증 절차에 대한 연구 및 보급이 요구되고 있는 실정이다. 회전익 항공용 소프트웨어 인증기술은 정통부 등 타 부처에서 개발한 소프트웨어 인증기술과는 성격이 다른 고유한 특징이 있으므로 그에 적합한 연구 개발이 요구된다.

<표 156> 표 관련 기술분야의 기술수준

기술명	기술수준 (%)	전문인력 보유 정도(%)	인프라 구축 정도(%)
항공용 소프트웨어 개발체제	57	10	50
항공용 소프트웨어 품질보증체제	57	5	30
하드웨어와의 통합 시험평가 기술	57	10	50
인증을 위한 적합성 입증 및 평가 기술	57	5	10

<표 157> 관련 기술분야의 인프라수준

기술명	인력보유 정도	자금지원 수준	연구개발시스템(설비, 장비, 체제 등)
항공용 소프트웨어 개발체제	하	중	중
항공용 소프트웨어 품질보증체제	하	하	하
하드웨어와의 통합 시험평가 기술	하	하	중
인증을 위한 적합성 입증 및 평가 기술	하	하	하

헬리콥터 기술기준 및 계속감항성 유지체계 개발 연구비 내역

1. 총 연구기간 : 2015년 ~ 2019년 (5년)
2. 총 연구비(억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제3	4	6	6	5	4	25
	0	0	0	0	0	0
	4	6	6	5	4	25
총계	4	6	6	5	4	25
	0	0	0	0	0	0
	4	6	6	5	4	25

3. 연구비 산출 방법 및 내역
 - 인건비 : 5 명 × 5 천만원/년 = 2.5 억원
 5 년 × 2.5 억원 = 12.5 억원
 총 12.5 억원
 -조사 및 분석
 헬리콥터 운항 감사 및 시스템 조사 및 분석 = 5 천만원
 운항 안전 프로그램 보급 = 1 억원
 총 1.5 억원
 - 프로그램 개발
 헬리콥터 운항 프로그램 감독 체계 개발 = 2.75 억원
 헬리콥터 운항 감독 체계 정보 시스템 개발 = 1 억원
 계속 감항성 유지체계 개발= 1 억원
 총 4.75 억원
 - 관리비/학술 자료 확보비/전기세 등: 년간 1200만원*5년 =6 천만원
 - 출장비 : 5 명 × 500 만원/년 = 2.5 천만원
 5년 × 2.5 천만원 = 1.25 억원
 총 1.25 억원

- 기관오버해드 : 25 억원 × 20% = 5 억원
  총 5 억원
- 연구비 총액 : 25 억원

(마) 헬기 항공사 운항안전 감사 및 평가 시스템 개발

국제민간항공기구는 조종사 인적요소에 의한 항공사고의 저감을 실현 하기 위하여 조종사 개별 특성 및 항공기 운항관련 안전에 위협이 될 수 있는 인적요소 식별을 위한 TEM 모델을 개발하였다. 개발된 TEM 모델을 바탕으로 현재 국제민간항공기구 및 미연방항공청은 운항안전감사 및 평가 프로그램(LOSA)을 시행하고 있다.

국제민간항공기구의 운항안전감사 및 평가는 정상적인 운항 상태를 모니터링하여 실재적 또는 잠재적인 위험요소를 식별하여 분석하고 이를 저감시키기 위한 항공안전 프로그램으로서, 운항승무원 인적요소에 의한 항공사고의 저감을 꾀할 수 있는 시스템이다. 본 시스템의 결과를 극대화하여 실재 항공사고 저감으로 이어지게 하기 위해서는 운항품질보증 등, 다른 항공운항 평가프로그램과의 적절한 연개로서 그 결과를 다각도로 분석할 수 있어야 한다.

현대의 수송용 항공기의 경우 과거에 비해 복잡하고 정교해진 관계로 객실승무원 또는 승객의 안전관련 위반이 항공기의 비행안전성, 보안성, 효율성 등에 영향을 미칠 수 있게 됨으로서 국제민간항공기구에서는 항공기 운항 안전관리시스템의 한 요소로서 객실 내 위험요소 저감을 위한 객실안전프로그램 도입을 요구하고 있으며, 이에 따라 미국 등의 항공선진국에서는 객실안전 프로그램을 수립하고 실시하고 있다.

정비실수 및 위반분석(MEDA) 프로세스는 1997년 미국 보잉(Boeing)사가 맥도널더글라스(McDonnell Douglas)사를 합병하며 맥도널더글라스 항공기를 운용하는 운항사의 항공기 정비업무 관련 인적요소에 의한 정비실수를 저감시키기 위하여 도입하였으며 실재로 약 20 %의 비행중 엔진정지율 및 약 50%의 엔진고장관련 항공편 지연 또는 취소율이 감소하였으며 현재 전 세계적으로 60여개의 운항사와 미연방항공청을 위시한 여러 나라의 감항당국에서 정비실수 및 위반분석(MEDA) 프로세스를 적용하여 이행하고 있다.

현재 일부 국내항공사에서 운항안전감사를 수행하고 이에 따른 평가를 수행하고 있으나 우리나라 신생항공사 등에서는 아직 운항안전감사 등에 따른 운항안전 평가체계를 갖추고 있지 못한 실정이며 우리나라에는 항공기 운항안전을 위한 범국가적인 운항안전평가체제 수립과 관련하여 국가적 평가 및 감독체계 수립이 미흡한 상태이다.

<표 158> 관련 기술분야의 기술수준

기술명	기술수준 (%)	전문인력 보유정도(%)	인프라 구축 정도(%)
국제민간항공기구 운항안전프로그램 (LOSA, Cabin Safety, MEDA) 등에 대한 연구 및 보급	60	40	65
항공사 운항안전프로그램 이행 감독체계 개발	65	50	60
운항안전 감독체계 정보 시스템 개발	60	60	60
전략적인 운항안전 감독 체계 개발	55	50	50

<표 159> 관련 기술분야의 인프라수준

기술명	인력 보유 정도	자금 지원 수준	연구개발시스템 (설비, 장비, 체제 등)
국제민간항공기구 운항안전프로그램 (LOSA, Cabin Safety, MEDA) 등에 대한 연구 및 보급	중	하	중
항공사 운항안전프로그램 이행 감독체계 개발	중	중	중
운항안전 감독체계 정보 시스템 개발	상	중	중
전략적인 운항안전 감독 체계 개발	중	중	중

(바) 핵심과제 제안요구서(RFP)

핵심과제명	제 5-1 과제 : 헬리콥터 기술기준 및 계속감항성 유지체계 개발

1. 연구개발 목표

○ 헬리콥터 비행성능, 구조강도, 설계구성, 동력장치, 항공장비, 시스템안전성, 내추락성 등을 고려한 헬리콥터 기술기준과 계속 감항성 유지체계를 국제적 기준에 부합하게 개발하고 관련 능력을 확보

2. 연구개발 필요성 및 기술동향

□ 연구개발의 필요성

○ 독자적인 민간항공기 개발 및 BASA 추진을 위한 기술기준 및 계속감항성 유지 체계 기술 필요

○ 헬리콥터의 설계 안전성 보장 및 운항 기준 제시를 통한 공공의 안전성 확보

○ 헬리콥터기술 및 동향에 적합한 제도 구축을 통해 국내 민간항공산업의 기반 조성

□기술동향

< 국내 >

- 최근 ICAO에서 요구하는 항공안전관리시스템을 운항, 관제, 공항 등의 항공 각 분야에 적용하기 위해 연구개발을 수행하였으며 현재 실행단계에 이르고 있음
- 그러나 항공안전관리시스템(SMS)에서 요구하는 주요 안전프로그램들인 운항품질보증체계나 운항감사 등의 시행에 관한 기술의 개발이 아직 이루어지지 않고 있으며, 운항품질보증체계의 시행을 위해 필요한 운항데이터의 수집 및 평가기술은 초보단계의 수준에 머무르고 있음
- 우리나라 일부 항공사에서는 자체적으로 항공 운항품질보증 또는 운항안전감사 및 평가를 수행하고 있으나 신생 지역항공사 등에서는 아직 수행하고 있지 못한 실정임
- 우리나라의 항공안전수준을 유지하고 증진시키기 위하여 현재 범국가적인 항공안전관리 및 평가체제를 수립하는 것이 요구되고 있음

< 국외 >

- 국제민간항공기구는 일상적인 비행기록장치 자료 수집과 분석을 세계 항공사 안전 프로그램의 표준 업무로 요구하고 있으며

비행자료분석의 수행을 통한 항공기 운항안전 확보를 요구하고 있음

- ICAO는 1999년 11월, 조종사 인적요소에 의한 항공사고의 저감을 실현하기 위하여 조종사 개별 특성 및 항공기 운항관련 안전에 위협이 될수 있는 인적요소 식별을 위한 기술개발을 개시하였으며 이에 따라 TEM(Threat and Error Management) 모델이 개발되었음
- FAA에서는 1996년부터 항공사고 저감을 위하여 항공사, 산업계, 학계, 연구기관 등 가용한 모든 항공안전데이터를 수집하고 분석하여 최적화 시키는 항공운항성능측정 프로그램을 입안하여 연구개발하고 있음

3. 연구개발 내용

○ 항공기 기술기준체계 조사 분석
- ICAO 및 FAA, EASA 기술기준체계 분석
- FAA-EASA Harmonization 사례분석 및 기술기준 국제화 방안 연구

○ 항공기 안전성 핵심요건 기술 분석
- 안전성 요건 개발과정 및 법제화 연구
- 비행/운용한계, 구조강도/설계구성, 동력장치/장비, 엔진 핵심요건 개발

○ 헬리콥터 기술기준 국제화 개발
- 비행성능/운용한계, 구조강도/설계구성, 동력장치 및 항공장비 기술기준 개발
- 비행기 기술기준 국제화(국문/영문) 개발 및 전문가 자문

○ 헬리콥터 항공기 엔진 기술기준 국제화 개발
- 일반요건 및 설계구성, 블록시험 및 특별요건 기술기준 개발
- 엔진 기술기준 국제화(국문/영문) 개발 및 전문가 자문

○ 헬리콥터 핵심인증기술 개발
- 헬리콥터 복합재 인증기술, 피로 및 손상허용 평가기술, 시스템 안전성 평가 기술 및 항공전자장비 인증기술, 소형 비행기 비행시험 인증기술 개발

○ 계속감항성 유지체계 개발
- 감항성유지지침 사례분석, 고장보고시스템 개발, 감항성개선절차 및 결함유형 분석, 구조건전성 프로그램 분석, 검사/정비 프로그램 평가기술 개발

<년차별 연구개발 내용>

○ 1차년도
- 항공기 기술기준체계 조사분석 및 안전성 핵심요건 기술분석
- 헬리콥터 기술기준 국제화 개발 착수

○ 2차년도
- 헬리콥터 기술기준 국제화 개발
- 헬리콥터 핵심인증기술 개발

○ 3차년도
- 헬리콥터 및 엔진에 대한 기술기준 국제화 개발
- 계속감항성 유지체계 개발 및 핵심인증기술 개발

○ 4차년도
- 헬리콥터 및 엔진에 대한 기술기준 국제화 개발
- 계속감항성 유지체계 개발 및 핵심인증기술 개발

○ 5차년도
- 헬리콥터 및 엔진에 대한 기술기준 국제화 개발
- 계속감항성 유지체계 개발

4. 연구개발 추진방법

□추진전략

○ 연구책임자는 단계별 목표를 수립하고, 그에 적합한 추진전략 및 일정계획 수립
○ 항공기 각 부분별 안전성 기술기준 개발
○ 객실안전, 비상장치, 안전성평가, 특수조건 등에 대한 기술기준 개발
○ 계속 감항성 유지체계에 관한 기술개발

□추진체계

○ 학교 및 산업체 지원과 공조체제 구축을 통해 연구개발을 효율적으로 추진
○ 안전성 기술기준 개발 학교 및 국내 연구 기관등과 협력함

5. 최종성과물

□ 주요 최종성과물

○ 항공기 각 부분별 안전성 기술기준
○ 객실안전, 비상장치, 안전성평가, 특수조건 등에 대한 기술기준
○ 계속 감항성 유지체계에 관한 기술

6. 연구기간 및 지원예산

□ 전 체

○ 총 연구기간 및 총 연구비
- 총 연구기간 : 2014년 ~ 2018년 (5년)
- 총 연구비 : 20억원 (정부출연금 20억)

○ 1차년도 (2014년) 연구기간 및 연구비
- 1차년도 연구기간 : 협약일로부터 12 개월
- 1차년도 연구비 : 정부출연금 3억 이내

(단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제1	3	4	5	5	3	20
	0	0	0	0	0	0
	3	4	5	5	3	20
총계	3	4	5	5	3	20
	0	0	0	0	0	0
	3	4	5	5	3	20

7. 기 타

○ 과제별 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
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

※ 1차년도 연구기간은 협약일로부터 사업단 1차년도 운영협약 종료일까지로 함. 다만, 선정 후 사업단 총괄기관과의 협약시 핵심과제 연구기간이 변경될 수 있음

○ 연구책임자(기관)는 성과목표(지표)별 달성목표치 및 가중치 등을 신청용 연구개발계획서에 제안하여야 함. 성과목표는 본 제안요구서의 5항에 정의된 성과물을 필수적으로 포함해야 하며, 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용할 계획임(※ 목표대비실적 평가자료 등으로 활용하여 인센티브 및 제재조치 강구)

○ 1차년도 연구기간 중, 선정된 주관기관(핵심연구책임자)은 제안한 연구개발계획서의 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화하여 사업단장 및 평가원의 승인을 거쳐 동 연구개발계획서를 수정·보완하여야 함

○ 기 수행되었거나(종료과제, 중단과제 등) 현재 수행중인 동 핵심과제 관련 연구개발결과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함

(www.kicttep.re.kr 정보마당, www.kordi.go.kr 참조)

○ 향후 본 핵심과제는 사업단내 타 핵심과제 또는 타 사업과 연구내용의 연계·조정 및 이에 따른 예산조정이 가능함

○ 추후 사업단 운영계획은 수정·보완될 수 있으며, 이에 따라 핵심과제 내 특정 기술개발에 대한 추진방식 등이 변경될 수 있음

○ 인증과제 주관기관이 수행하는 인증업무에 영향을 받지 않도록 이에 관한 법적인 절차 및 판단에 대해서 제 4핵심과제 참여기관은 관여할 수 없음

핵심과제명	제 5-2 과제 : 회전익 항공기 개발을 위한 안전인증 기술 통합연구

1. 연구개발 목표

○ 항공관련 안전 및 기술에 대한 대외 신뢰도 제고와 함께 완제기 및 부품의 제작을 국산화할 수 있는 바탕을 마련하고, 국내 개발 항공기의 해외 수출 을 위해 항공기 설계단계에서부터 인증 요구조건을 고려하는 회전익 항공기 개발을 위한 안전인증 기술 통합 시스템을 개발하고자 함

○ 회전익 항공기 설계 소프트웨어를 개발하는데 있어 필수 불가결한 인증관련 규정을 설계단계 초기부터 반영하기 위하여 인증관련 규정을 데이터베이스화 하는데 있음. 그러므로 본 연구에서는 FAR 27/29, CS VLR, 인증관련 논문 및 연구보고서 수집 및 검토하고, FAR 27/29, CS VLR 항공기 성능(Performance) 및 비행성(Flying qualities) 등의 부분을 DB를 구축함

○ Low Fidelity, High Fidelity Analysis, Flight Simulation Analysis 도구를 포함하는 설계 통합과 항공기의 최종 인증까지를 연결할 수 있는 회전익 항공기 개발을 위한 안전인증 기술 통합 시스템을 개발

○ 효율적인 BASA 인증기 개발을 위한 회전익 항공기 안전인증 통합기술 개발

○ 다중물리 해석과 하이브리드 병렬 컴퓨팅 기법을 이용한 회전익 항공기 안전인증 기술 통합 프레임 워크 개발

- 공력-구조-다물체 동역학 프로세스 분석 연구 및 도구 개발함
- 하이브리드 병렬처리 연구 및 알고리즘 개발을 통한 하이브리드 병렬화 기술 확립

○ 회전익 항공기의 설계 소프트웨어를 개발하는데 있어 필수 불가결한 인증관련 규정을 설계단계 초기부터 반영하기 위하여 인증관련 규정을 데이터베이스화 함

○ 회전익 항공기 인증 요구 조건을 고려한, 항공기 설계 변수, 설계 최적화 요소 및 설계 지식화 요소를 연계한 설계 자동화 프로세스 연구 및 설계 자동화, 템플레이트화를 통한 PLM 시스템과의 통합화를 위한 기반 기술을 확립 함.

2. 연구개발 필요성 및 기술동향

□ 연구개 ○ 우리의 항공관련 안전 및 기술에 대한 대외 신뢰도 제고와 함

발의 필요성	께 완제기 및 부품의 제작을 국산화할 수 있는 바탕 마련하고, 국내 개발 회전익 항공기의 해외 수출을 위해 회전익 항공기의 설계 및 제작 뿐 아니라 설계 시작 단계에서부터 인증 요구조건을 고려하는 회전익 항공기 안전인증 기술 통합 프레임 워크 개발 ○ 다중 물리 해석에서 분야 간 불균형으로 인한 Gray Area(예를 들어 구조해석에 제공되는 공력하중 해석)에 대한 문제점을 해결하기 위하여 분야 간 융합연구를 필요성이 대두됨. ○ 항공시스템 통합 최적설계 연구는 고정밀도 해석(High Fidelity Analysis)에 수반되는 시간과 비용이 막대하여 다분야 통합 설계에 제한적인 적용이 이루어지고 있으므로, 고정밀도 해석 시 소요 비용을 감소시키는 연구가 필요함. ○ 비정상 공력-구조 연계해석, 최적설계프로세스에서의 반복적 해석 등 여전히 많은 소요계산시간으로 인한 다중 물리 해석의 설계 적용 한계를 Hybrid 병렬화 기법 등의 적용으로 극복하는 것이 필수적임 ○ 국산 개발 회전익 항공기의 국제 경쟁력을 갖추기 위해서는 설계 경험의 지식화 및 자동화를 통하여 설계 시행착오를 줄여 개발기간을 최소화하고 설계 품질을 고도화 하여야 함 ○ 설계기술을 고도화하기 위해서는 시스템엔지니어링 기법, 설계 자동화, 최적화 기술을 도입하는 등 프론트 로딩화를 통한 개발의 전반부에 더 많은 자원을 투입하여 전체적인 개발 비용을 줄여야하며 아래와 같은 설계 및 시스템 관련 기술을 개발 적용함 ○ 회전익 항공기 인증 시스템화를 통한 업무 효율화 증대와 설계 PLM시스템과의 연계 및 통합화를 통한 선진 기술력 확보.
□ 기술동향	○ 우리나라 항공 산업계는 1970년대 군용기 창정비, 1980년대 기술도입 방식을 통한 항공기 개발 등의 과정으로 발전함에 따라 항공기 인증 차원의 품질보증 필요성이 상대적으로 낮았으나, 90년대 후반 국내 항공기 독자 개발 사업이 진행되었던 사례가 있고, 미국과의 BASA 체결을 추진함에 따라 항공기 제작사의 항공기 설계, 제작에 대한 선진국 수준의 인증기술, 품질관리시스템에 대한 체계적인 평가관리 프로그램의 개발이 시급하게 요구되고 있는 실정임 ○ 회전익 항공기 안전인증 기술 통합기술의 경우 한국항공우주학회를 중심으로 “통합최적설계연구회”와 “비행체 설계 및 시

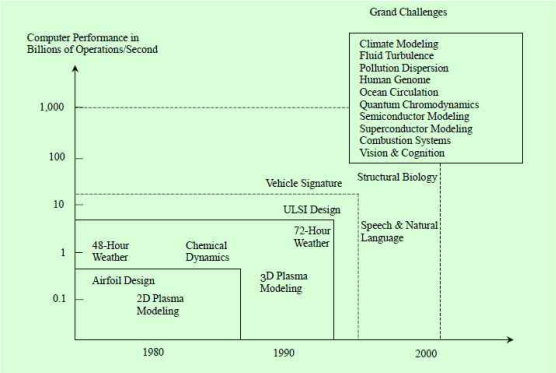
스템통합기술 부문위원회"가 구성되어 논문 발표와 산학연 협동 연구체제가 이루어지고 있어 인증과 설계와 관련한 연구 기반은 마련된 상태임. e-Design 기술의 중요성이 부각됨에 따라 우리나라도 국제 공동 프로그램인 IMS에 참여하고 있으며 최근 의장국이 되는 등 활동을 강화하고 있음. 국내 유일한 안전인증 기술 통합 연구는 항공선진화사업, BASA 인증기 개발 사업의 세부과제로 4인승 소형 고정익 항공기에 대해 진행중임.

○ 다중물리 해석 연구

- 최근에 자동차, 항공기 및 원자력의 산업의 급속한 발전과 함께 설계자들은 보다 안전하고 신뢰성 높은 시스템을 설계하고 제작하는데 많은 노력과 관심을 나타내고 있음. 이러한 시스템에 대한 해석은 실제로 매우 다양한 분야의 연구가 복합적으로 이루어져야 가능하기 때문에 최근 다중물리해석에 대한 관심이 고조되고 있음
- 과거에는 수치해석 기법의 한계로 인해 동역학, 구조역학, 열유체역학 분야를 독립적으로 수행하였으나 최근 들어 수치해석 기법의 향상과 컴퓨터 하드웨어의 급속한 성장으로 실제 설계 과정부터 전산해석을 구조물이나 기계시스템의 초기설계 또는 예비 설계 검증과정에 도입하여 시험이나 실험횟수를 줄이고 개발에 소요되는 비용이나 시간을 크게 절감하려는 시도를 하고 있음. 현재 많은 CAE소프트웨어들은 이러한 요구를 충족시키기 위해 열-유체-고체를 동시에 고려할 수 있는 다중 물리 시스템(Multi-physics System)해석에 많은 대한 연구가 활발히 진행되고 있고 해석도구들도 제공하고 있음.

○ 병렬 컴퓨팅 계산

- 컴퓨터 기술은 매우 빠른 속도로 발전해가고 있으며 그 중에서도 가장 활발하게 연구가 진행 중에 있는 분야는 병렬처리 분야임. 병렬 컴퓨터 시스템은 대규모 계산이 수반되는 문제를 처리하기 위해 필요한 계산능력을 효과적으로 제공하고 있으며 이러한 추세는 계속될 전망임. 국외는 공학 분야에서 병렬 컴퓨팅에 대한 연구가 매우 활발하며, 다양한 분야에서 연구가 추진 중.



- 국내의 공학 분야에서 병렬해석 연구는 2000년도 초반에 제한된 연구그룹에 의해서 병렬해석 연구가 활발히 진행되었음 (표 1 참조). 이들 연구들은 구조해석 연구그룹 또는 전산유체해석 연구그룹으로 개별적으로 각각 진행되었음. 당시의 연구 이후에 최근에는 국내에 병렬해석에 대한 연구는 거의 진행되지 않고 있는 편임. 또한 구조 및 유체를 동시에 연계한 병렬해석에 대한 연구는 아직 미비한 실정임. 특히 병렬해석을 설계 관점에서 고려한 연구 또한 매우 미비한 실정임. 설계과정에서는 많은 계산시간이 소요되는 다양한 해석이 반복적으로 수행되므로 설계 시간 단축을 위하여 병렬계산이 필수적임.

병렬컴퓨팅 기반 다분야통합최적설계를 위한 설계문제 자동분해기법	한국항공우주학회 2001년 학술발표회 논문집	박형욱, 김민수, 최동훈
윈도우즈 기반의 병렬컴퓨팅 환경 구축 및 성능평가	한국전산유체공학회 학술대회논문집 2001년도 추계	신재렬,김명호,최정열
병렬해석기법을 이용한 1단 터빈 정익/동익 상호작용하에서의 3 차원 비정상 유동해석	대한기계학회, 대한기계학회 2002년 춘계학술대회논문집	박준영,백제현
Two-Step Eulerian 기법에 기반 한 충돌 해석의 병렬처리 및 병렬효율 평가	대한기계학회, 대한기계학회 논문집 A권, 제30권 제10호, 2006.	백승훈, 김승조, 이민형
Parallel Performance Assessment of Moving Body Overset Grid Application on PC cluster	Parallel CFD 2006, Busan, Korea, May 15-18, 2006.	Kim, E., Park, S.H., and Kwon, J.H.
Enhancement of a Class of Adjoint Design Methods via Optimization of Parameters	AIAA Journal Voulme 48, Number6 June 2010	Sangho Kim, K. Hosseini, K. Leoviriyakit, A. Jameson

- 현재 컴퓨터 시스템에 널리 사용되는 다중프로세서 아키텍쳐를 갖는 병렬 컴퓨터 시스템은 순차적인 컴퓨터 시스템에 비하여 모델링하기가 훨씬 어려운데 이는 아키텍쳐와 병렬 프로그램 동작간의 매우 복잡한 상호작용 때문임.

○ 비선형 주파수영역 해법의 연구동향

- 비정상 유동해석기법은 전통적 수치해석기법을 통해 계산시간의 문제와 기하학적 근사가 어렵고 복잡한 문제를 해결하기 위해 지속적인 발달이 이루어졌음. 그러나 진동운동을 동반하는 유체문제의 최적설계는 엄밀히 말해 아직 구현되고 있지 못한 상황임. 향후 주파수 영역 기법은 비정상 유동해석뿐만 아니라 비정상 유동의 최적설계에 중요한 역할을 할 것으로 예상됨.

- 주파수영역 해법에 관한 최근의 대표적 연구

연구기관	연구자	연구내용
D'Alembert 연구소, 프랑스	Chassing, Gerolymos (2008)	· 선형화된 Time-harmonic 해법
Duke University, 미국	Hall, Thomas, Clark (2000)	· Harmonic Balance 방법을 제안 · Turbine cascade 문제에 적용
Stanford University, 미국	McMullen, Jameson, and Alonso (2002)	· Harmonic Balance 방법을 개선하여 Non-Linear Frequency Domain 방법 제안 · 이후 그들의 연구 결과 NLFD 방법이 전통적인 dual-time stepping 방법보다 10배 이상 효율적임을 보임
Stanford University, 미국	Gopinath, Jameson (2005)	· Time spectral method를 Navier-Stokes 문제에 적용 · 2차원 익형, 3차원 날개에 적용
Duke University, 미국	Ekici and Hall (2008)	· 다수의 주파수를 가지는 터보기계에 NLFD 방법을 적용하여 계산시간을 획기적으로 절감

○ 항공 선진국에서는 독자적인 인증기관에서 관련된 법령과 인증절차가 마련되어 있으나, 아직까지 실제 시스템개발에 직접적으로 인증 기준을 고려하여 효율적인 회전익 항공기 개발을 위한 안전인증 기술 통합 시스템을 개발, 안정된 통합설계 기술 정립 및 검증이 이루어지지는 않은 상태이나 수 년 내에 통합설계 및 개발의 기본도구로 정립될 것으로 예상됨

○ 설계 기반 시스템인 PLM시스템의 발달과 이를 기반으로 하는 설계 최적화, 설계 자동화, 지식화, 통합화를 통한 설계 품질 향상 및 설계 기간 단축의 실현이 더욱 가속화 되고 있으며, 더 나아가 인증 요소를 고려한 설계 통합 기술의 확립은 설계 선진화를 이룰 수 있는 매우 중요한 요소의 하나로 자리매김하고 있음.

○ 선진국도 본격적인 연구의 시작이 오래되지 않으므로 국내의 발달된 정보통신 기술을 바탕으로 집중적 투자와 노력이 이루

어진다면 수 년 내에 항공우주 선진국 수준으로 도약할 수 있을 것으로 판단됨

3. 연구개발 내용

○ 회전익 항공기 인증 규정 연구 및 인증 Database 구축
- 회전익 항공기 설계 절차 연구
- 설계 분야/단계별 인증 요소 분석
- 인증계획서, 적합성 확인표(Compliance Check List) 작성
- 인증 Database 구축
- 설계-인증 관계 테이블 (DCRT: Design-Certification Related Table) 구축

○ 회전익 항공기 저정밀, 고정밀 단위 분야 해석 도구 개발 및 적용
- Low Fidelity 단위분야 해석 도구 통합 구축
- 공력-구조-다물체 동역학 연계 해석
- 하이브리드 병렬 컴퓨팅 기법 연구
- Non-Linear Frequency Domain 기법 연구
- NLFD 코드 개발 및 통합설계프로세스에 적용

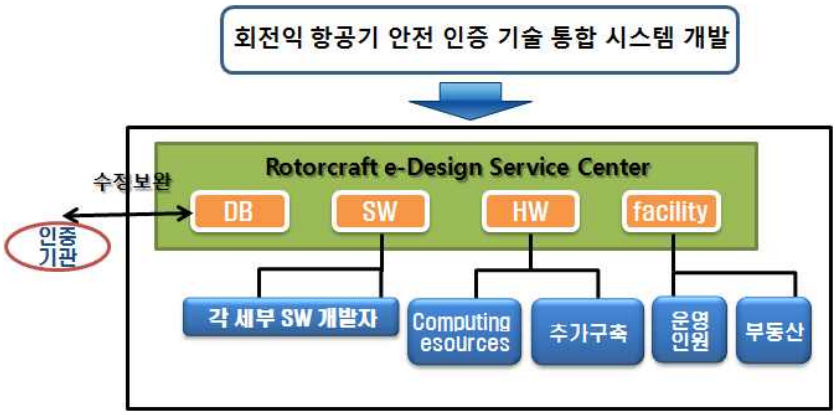
○ 인증을 고려한 다정밀 다분야 통합 설계 시스템 개발
- 회전익 항공기 인증 요건을 반영한 핵심 설계 기술 분석
- 안전인증 기술 통합 시스템 구축 사례 연구
- 회전익기 개발 시 필요한 안전인증 기술 절차 정립
- 다정밀도(고정밀-저정밀) 해석 연계기법(VCM) 기반의 다분야 통합설계(MDO) 기법 연구
- Advanced VCM(Advanced Variable Complexity Modeling)을 이용한 MDO 프로세스 구성 및 검증
- Flight Simulation을 이용한 항공기 성능해석 및 인증규정과의 Compliance Check 환경 구성

○ 회전익 항공기 안전인증 기술 통합 프레임 워크 개발
- 회전익 항공기 설계-인증 통합 시스템 개발 요구도 설정
- 회전익 항공기의 안전인증 기술 통합 프레임워크 구성을 위한 아키텍처 연구
- 안전인증 기술 통합프레임워크 구축
- 항공기 형상 구현 시스템 환경 구성

○ 회전익 항공기 안전인증 기술 통합 프레임워크 베타테스트 수행 및 개선
- 안전인증 기술 통합 프레임워크 computing system 구축
- 안전인증 기술 통합 프레임워크 베타테스트 수행 방안 연구

- 안전인증 기술 통합 프레임워크 베타테스트 수행
- 안전인증 기술 통합 프레임워크 개선 및 사업화 기반 구축

◦ ReDS 구축
- ReDS 사업화 전략 연구
- ReDS 구축 방안 연구
- ReDS 구축 계획 수립
- 인증-설계 통합 프레임워크 computing system 개발
- ReDS 무료 서비스 시행 및 개선 후 유료화 전환 방안 수립



<년차별 연구개발 내용>

○ 1차년도
- 해외 회전익 항공기 인증 관련 연구 및 활용 사례 분석
- 회전익항공기 안전인증 기술 통합 시스템 구축 방안 수립
- 설계 기술 관련 FAR 27/29, CS VLR 규정분석
- FAR 27/29, CS VLR 인증 요건별/설계 기술별 Database 구축
- High Fidelity 단위 분야 해석도구의 통합시스템적용 방안 연구
- Advanced VCM을 이용한 MDO 기법 연구
- 인증을 고려한 설계통합프로세스 정립
- 안전인증 기술 통합을 위한 요소기술 식별 및 사례연구

-ReDS 사업화 전략 연구

○ 2차년도
- Flight Simulation을 이용한 항공기 성능 해석 방안 연구
- Low Fidelity 단위분야 해석 도구 통합 프레임워크 구축
- High Fidelity 단위 분야 해석도구의 Hybrid병렬화 및 최적화
- 유체-구조 연계해석 기법 연구

- 안전인증 기술 통합을 위한 단위 프로세스 및 요소기술 개발
- Design-Certification Related Table (DCRT) 개발 및 구축
- Advanced VCM기법을 이용한 Low Fidelity Analysis 도구와 High Fidelity Analysis 도구의 통합
- ReDS 구축 방안 연구

○ 3차년도
- Flight Simulation을 이용한 항공기 성능 해석 및 인증 규정과의 Compliance Check 환경 구성
- 항공기 형상 자동 구현 시스템 환경 구성
- 인증 규정 요소를 연계한 설계 자동화 시스템 요소 기술 개발
- 유체-구조-다물체동역학 연계해석 기법 연구
- 안전인증 기술 통합을 위한 프레임워크 설계 및 시제품 개발
- 항공기 설계 및 인증 시스템에 대한 전체 통합
- High Fidelity 단위 분야 해석 도구의 통합시스템 적용 및 도구의 수정
- 안전인증 기술 통합 프레임워크 computing system 구축
- ReDS 구축 계획 수립

○ 4차년도
- GUI 설계, Plot & Display 구현
- 안전인증 기술 통합 전산 환경 구성 및 해석 도구 수정
- 유체-구조-다물체동역학 연계해석 도구의 Hybrid 병렬화 및 최적화
- High Fidelity 단위 분야 (유체-구조-다물체동역학연계) 해석 도구검증
- 안전인증 기술 통합 프레임워크 개발
- ReDS 구축

○ 5차년도
- 안전인증 기술 통합 프레임워크 베타테스트 수행 방안 연구
- 안전인증 기술 통합 프레임워크 베타테스트 수행
- 안전인증 기술 통합 프레임워크 개선
- 안전인증 기술 통함 검증

- 사업화 기반 구축
- ReDS 무료 서비스 시행 및 개선
- ReDS 유료화 전환 방안 수립

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략

○ 회전익 항공기 개발을 위한 안전인증 기술 통합 시스템은 안전인증 기술 통합시스템 개발의 방향성 및 수준 등을 설정하기 위한 회전익 항공기 설계 절차, 인증 및 설계 핵심 기술 분석과 해외 항공선진국 대비 통합시스템 사례분석을 수행하고 이를 바탕으로 실제적인 안전인증 기술 통합시스템을 구축하는 과제임. 크게 항공기 설계 분야와 항공기 인증 분야 그리고 이를 연계하는 설계 분야로 나누어 수행되며, 국제수준의 소형 항공기 설계 기술 개발 및 인증 관련 자료 획득을 위한 국내외 전문가들로부터의 기술자문을 병행함.

○ FAR 및 KAS의 Part 27/29, CS VLR와 이들 규정들을 설계 단계에서 고려하기 위한 Design-Certification Related Table(DCRT) 등, 설계-인증 관련 자료들을 획득하고 설계분야/단계별 인증요소를 분석함. 요구도 분석 및 추적 기술을 적용하여 인증 규정 및 제한사항이 설계 과정에서 어떻게 적용이 되는지 관리할 수 있으며 여러 요구사항들을 고려한 설계 결과를 도출하기 위해 시스템 엔지니어링의 의사결정 모델 등을 이용함.

○ 회전익 항공기의 고유기술 및 핵심 소요기술(결빙, 낙뢰 등)에 관련된 인증요소를 데이터베이스로 구축함

○ 인증 규정이 고려된 회전익 항공기 각 설계 단계(개념설계-기본설계-상세설계-시험평가)의 설계절차가 정립됨. 항공기 설계의 각 단계에서 인증 항목에 대한 해석 및 검증을 위한 해석 도구 및 기법의 제시가 필요하며 인증의 항목들은 설계 문제에 있어서 제약조건으로 사용. 설계에서 필요한 단위분야에 대한 해석기술과 최적설계 기술, 통합해석 기술에 대한 연구가 수행.

○ 데이터베이스를 기반으로 설계 과정에서 필요한 단위분야 해석도구들과 연결을 가능하게 하는 시스템 통합기술에 대한 연구가 필요함. 또한 설계된 결과를 사용자에게 보여줄 수 있는 형상구현 기술에 대한 연구도 수행됨

○ 소형회전익 항공기부터 대형 회전익 항공기 까지 모든 회전익 항공기의 설계에 적용할 수 있도록 범용적 안전인증 기술 을

	개발 ○ 초보 설계자도 쉽게 활용할 수 있는 웹 응용 기술을 이용한 GUI 바탕의 개발 ○ 의 베타테스트 수행 및 개선
□ 추진체계	○ 국내뿐만 아니라 국제적으로 회전익기 설계에 사용할 수 있는 안전인증 기술 통합 을 구성하기 위해 국내의 자문뿐만 아니라 해외의 항공선진국 자문을 적극적으로 활용 ○ 1개의 세부과제(협동기관)로 구성함 ○ 세부과제는 회전익항공기, 인증, IT, 사업화 전문그룹으로 구성함 ○ 회전익항공기 전문그룹은 7개의 위탁연구기관을 두고 운영함 -회전익 항공기 체계설계 분야 -회전익 항공기 형상설계 및 공력해석 분야 -회전익 항공기 구조설계 분야 -회전익 항공기 재료 및 구조분야 -회전익 항공기 세부계통 분야 -회전익 항공기 엔진 및 소음분야 -회전익 항공기 전자 및 계기시스템 분야 ○ IT 전문그룹 분야는 High performance computing과 개발 분야로 구성됨
5. 최종성과물	
□ 주요 최종성과물	○ 해외 회전익 항공기 인증 관련 연구 및 활용사례 분석 보고서 ○ FAR 27/29, CS VLR 인증 요건별/설계 기술별 Database ○ Design-Certification Related Table (DCRT) ○ Fight Simulation을 이용한 항공기 성능 해석 및 인증 규정과의 Compliance Check S/W ○ Low Fidelity 단위분야 해석 도구 통합 ○ Advanced VCM기법을 이용한 Low Fidelity, High Fidelity Analysis 통합 ○ 다중 물리 해석 연구, 특히 공력-구조-다물체 동역학 연계해석에 대한 연구 기술 확보 ○ Usecase 정립 및 안전인증 기술 통합 프로세스 ○ 통합 구성 부분별 개별 시험결과 ○ 통합 시스템 베타테스트 운용 계획서 및 결과보고 ○ 회전익 항공기의 안전인증 기술 통합시스템 구축을 위한 통합 개념 정립 및 개발

□ 기술적 기대성과	○ 우리나라 자체 개발 항공기 및 도입항공기에 대한 신뢰성 있는 안전성 검증에 따라 세계적 수준의 인증시스템, 계속감항성 유지체제 구축, 안전성 인증기술 확보 등을 통한 우리나라 항공산업의 신뢰도 향상 및 안전성 증진 기대할 수 있을 것이며 우리나라 자체 개발 항공기의 설계, 제작에 대한 신뢰성 있는 검증에 따른 항공안전 향상을 기대할 수 있을 것이다. ○ 항공용 S/W 인증기술을 개발함으로서 항공용 S/W의 국내 인증절차 및 인증기술기준 개발을 통한 항공기 인증제도의 선진화를 추구하고 항공용 S/W 인증기술 자립화 및 인증기술 확보를 통한 국내개발 항공기, 엔진 및 항공제품의 안전성 확보에 기여할 수 있을 것이다. ○ 또한 Rotorcraft e-Design Service(ReDS) 의 구축을 통해 설계를 위한 H/W 및 Total Solution을 제공한다.
□ 사회 경제적 파급효과	○ 회적익 항공기 안전인증 기술 통합 시스템을 구축하여 항공제품의 효율적 인증업무에 활용할 수 있을 것으로 기대되고 항공기의 주요 장비들의 소프트웨어 의존도가 높아지고 있음으로 국내 인증기술기준 및 기술 확보를 통하여 신뢰성 있는 회전익 항공기의 제품 개발에 활용할 수 있을 것으로 기대된다. ○ 또한 개발된 회전익 항공기 인증기술을 국내개발 항공제품에 대한 안전성 확보에 활용하며 항공용 S/W의 인증제도 및 기술의 국내 확보를 통하여 국내 인증기술 및 항공 산업계의 국제적 신인도 향상에 기여할 수 있을 것으로 기대된다.
□ 활용방안	○ 회전익 항공기 개발을 위한 안전인증 기술 통합 시스템을 국내 회전익 항공기 및 항공부품 개발 시 적용하여 항공기 개발 선진국 수준의 항공기 안전성을 확보하고 향후, 지역별 연구자, 연구시설, 장비, 정보 등을 하나로 통합, 연구 개발 능력의 혁신을 위한 e-Aerospace net의 토대를 구축할 수 있으며, 이에 따른 국내 회전익 항공기 설계 및 인증 기술의 비약적 발전 및 대외 신뢰도의 제고를 기대할 수 있다

6. 연구기간 및 지원예산

□ 전 체

○ 총 연구기간 및 총 연구비
- 총 연구기간 : 2012년 ~ 2016년 (5년간)
- 총 연구비 : 50억원 (정부출연금 50억)

○ 1차년도 (2012년) 연구기간 및 연구비
- 1차년도 연구기간 : 협약일로부터 12 개월

- 1차년도 연구비 : 정부출연금 9억 이내

(단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제1	9	8	13	13	7	50
	0	0	0	0	0	0
	9	8	13	13	7	50
총계	9	8	13	13	7	50
	0	0	0	0	0	0
	9	8	13	13	7	50

(단위 : 천원)

7. 기 타

○ 과제별 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
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

※ 1차년도 연구기간은 협약일로부터 사업단 1차년도 운영협약 종료일까지로 함. 다만, 선정 후 사업단 총괄기관과의 협약시 핵심과제 연구기간이 변경될 수 있음

○ 연구책임자(기관)는 성과목표(지표)별 달성목표치 및 가중치 등을 신청용 연구개발계획서에 제안하여야 함. 성과목표는 본 제안요구서의 5항에 정의된 성과물을 필수적으로 포함해야 하며, 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용할 계획임(※ 목표대비실적 평가자료 등으로 활용하여 인센티브 및 제재조치 강구)

○ 1차년도 연구기간 중, 선정된 주관기관(핵심연구책임자)은 제안한 연구개발계획서의 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화하여 사업단장 및 평가원의 승인을 거쳐 동 연구개발계획서를 수정·보완하여야 함

○ 기 수행되었거나(종료과제, 중단과제 등) 현재 수행중인 동 핵심과제 관련 연구개발결과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함
(www.kicttep.re.kr 정보마당, www.kordi.go.kr 참조)

○ 향후 본 핵심과제는 사업단내 타 핵심과제 또는 타 사업과 연구내용의 연계·조정 및 이에 따른 예산조정이 가능함

○ 추후 사업단 운영계획은 수정·보완될 수 있으며, 이에 따라 핵심과제 내 특정 기술개발에 대한 추진방식 등이 변경될 수 있음

핵심과제명	제 5-3 과제 : 헬기 운항품질보증체계 기술개발

1. 연구개발 목표

○ 체계적 분석 기술을 적용하여 기존의 이벤트 탐지 기반의 헬기 비행자료 분석 시스템의 한계를 극복할 수 있는 새로운 헬기 비행자료 분석 시스템을 개발

2. 연구개발 필요성 및 기술동향

□ 연구개발의 필요성

○ 헬기 비행 파라미터 한계 초과 이벤트 탐지를 기반으로 하는 기존 헬기 비행자료 분석 시스템으로는 전반적인 비행 패턴의 이상 유무를 신속히 판단하기 에는 한계가 있음

○ 누적된 헬기 비행기록자료를 통계적으로 처리할 경우, 분석하고자 하는 비행기록자료의 이상유무를 신속히 판단하는 것이 가능하며 기존 시스템에 비해 더 종합적인 안전성 평가가 수행될 수 있음

3. 연구개발 내용

○ 비정형(Atypical) 패턴 및 경향 분석 알고리즘 개발

- 헬기 비행 파라미터의 값이 설정된 범위를 벗어나지 않더라도 통상적인 패턴과 상이할 경우 이를 감지할 수 있는 알고리즘 연구
- 비정형 패턴 점수화(Scoring) 및 등급 분류 방안 연구
- 시간 경과에 따른 헬기 비행 파라미터의 패턴 변화 추세를 직관적으로 파악할 수 있는 알고리즘 개발

○ 운항성능 분석 및 평가 소프트웨어 개발

- 데스크탑 플랫폼에서 대용량 자료 분석이 가능할 수 있도록 시스템 설계
- 기준 파라미터 초과 이벤트 검출 기능 및 비정형 패턴 분석 기능 구현
- 헬기 비행 파라미터 추세 분석 기능 구현
- 헬기 조종석 시뮬레이션을 통한 가상 비행 기능 구현

○ 헬기 운항성능 분석 자료와 항공지도, 항공기상 자료 및 관제 데이터 등과 같은 항공 정보와의 통합 활용 방안 연구

<년차별 연구개발 내용>

○ 1차년도

- 해외의 헬기 유사 연구 개발 사례 조사 분석
- 헬기 운항 자료에 대한 통계적 분석 기법 적용 사례 조사

○ 2차년도
- 헬기 운항성능 분석 및 평가 소프트웨어 개념 설계
- 비정형 패턴 감지를 위한 통계적 기법 연구

○ 3차년도
- 헬기 운항성능 분석 및 평가 소프트웨어 기본 설계
- 헬기 비행 파라미터 패턴 변화 추세 분석 방안 연구

○ 4차년도
- 헬기 운항성능 분석 및 평가 소프트웨어 상세 설계 및 구현

○ 5차년도
- 헬기 운항성능 분석 및 평가 소프트웨어 시범 운용 및 보완
- 헬기 운항성능 분석 자료와 타 항공정보의 통합 활용 방안 연구

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략
○ 연구책임자는 단계별 목표를 수립하고, 그에 적합한 추진전략 및 일정계획 수립
○ 해외 연구개발 동향 분석 및 유사 프로그램 조사
○ 충분한 시범운영 기간을 확보함으로서 프로그램의 완성도 확보

□ 추진체계
○ 학교 및 산업체 지원과 공조체제 구축을 통해 연구개발을 효율적으로 추진
○ 통계적 분석 알고리즘 개발을 위해 관련 학계와 공동 연구 수행
○ 국내 운항사 및 관련 전문가 자문 추진

5. 최종성과물

□ 주요 최종성과물
○ 비정형(Atypical) 패턴 및 경향 분석 알고리즘 개발
○ 헬기 운항성능 분석 및 평가 소프트웨어 개발
○ 헬기 운항성능 분석 자료와 항공지도, 항공기상 자료 및 관제 데이터 등과 같은 헬기 항공 정보와의 통합 활용 방안 연구

6. 연구기간 및 지원예산

□ 전 체
○ 총 연구기간 및 총 연구비
- 총 연구기간 : 2014년 ~ 2018년 (5년)
- 총 연구비 : 40억원 (정부출연금 40억)

○ 1차년도 (2014년) 연구기간 및 연구비
- 1차년도 연구기간 : 협약일로부터 12 개월

- 1차년도 연구비 : 정부출연금 6억 이내

(단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제3	6	9	9	10	6	40
	0	0	0	0	0	0
	6	9	9	10	6	40
총계	6	9	9	10	6	40
	0	0	0	0	0	0
	6	9	9	10	6	40

7. 기 타

○ 과제별 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
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

※ 1차년도 연구기간은 협약일로부터 사업단 1차년도 운영협약 종료일까지로 함. 다만, 선정 후 사업단 총괄기관과의 협약시 핵심과제 연구기간이 변경될 수 있음

○ 연구책임자(기관)는 성과목표(지표)별 달성목표치 및 가중치 등을 신청용 연구개발계획서에 제안하여야 함. 성과목표는 본 제안요구서의 5항에 정의된 성과물을 필수적으로 포함해야 하며, 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용할 계획임(※ 목표대비 실적 평가자료 등으로 활용하여 인센티브 및 제재조치 강구)

○ 1차년도 연구기간 중, 선정된 주관기관(핵심연구책임자)은 제안한 연구개발계획서의 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화하여 사업단장 및 평가원의 승인을 거쳐 동 연구개발계획서를 수정·보완하여야 함

○ 기 수행되었거나(종료과제, 중단과제 등) 현재 수행중인 동 핵심과제 관련 연구개발결과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함
(www.kicttep.re.kr 정보마당, www.kordi.go.kr 참조)

○ 향후 본 핵심과제는 사업단내 타 핵심과제 또는 타 사업과 연구내용의 연계·조정 및 이에 따른 예산조정이 가능함

○ 추후 사업단 운영계획은 수정·보완될 수 있으며, 이에 따라 핵심과제 내 특정 기술개발에 대한 추진방식 등이 변경될 수 있음

○ 인증과제 주관기관이 수행하는 인증업무에 영향을 받지 않도록 이에 관한 법적인 절차 및 판단에 대해서 제 4핵심과제 참여기관은 관여할 수 없음

핵심과제명	제 5-4 과제 : 헬기 항공사 운항안전 감사 및 평가시스템 개발

1. 연구개발 목표

○ 헬기 운영 항공사의 항공운항 안전성 및 신뢰성 확보를 위한 헬기 운항안전 감사 및 평가 시스템을 개발하고 이에 따른 국가적 감독 체계 구축 및 헬기 항공사 운항 안전 관련 자료의 종합분석 기술 및 체계를 개발

2. 연구개발 필요성

□ 연구개발의 필요성

○ 계속적인 증가추세인 우리나라 헬리콥터 수요에 대비한 헬리콥터 운항 안전성 증진 수단

○ 현재 법적으로 시행하고 있는 항공사 안전감독체계의 ICAO 부합화, 전략화, 고도화 등을 위한 연구개발 필요

3. 연구개발 내용

○ 헬기 운항안전 감사 및 평가시스템 구축 및 이행 사례 조사
- 국제민간항공기구 및 항공선진국의 운항안전프로그램에 대한 에 대한 조사 및 검토 분석
- 해외 헬기 운항안전프로그램 구축 사례와 국내 헬기의 운영 실태 조사

○ ICAO 헬기 운항안전프로그램(LOSA, Cabin Safety, MEDA) 등에 대한 연구 및 보급
- 수행 기법, 체계, 안전자료 획득 및 분석 도구 등의 개발 및 보급

○ 헬기 운항안전프로그램 이행 감독체계 개발
- 헬기 운항안전프로그램별 평가요소 도출
- 헬기 운항안전프로그램 별 이행 감독체계 개발
- 헬기 항공사의 운항안전프로그램 데이터 표준화 및 종합분석 체계 개발

○ 헬기 운항안전 감독체계 정보시스템 개발
- 헬기 운항안전감독체계 정보시스템에 대한 개념 구축
- 헬기 운항안전감독 계획 생성 모듈 개발
- 헬기 운항안전감독 보고 및 시정사항 추적관리 모듈 개발
- 헬기 운항안전감독 통계분석 모듈 개발

○ 전략적인 헬기 운항안전감독 체계 개발
- 헬기의 운항안전프로그램 데이터 표준화 및 유의성 높은 위험요소 발굴을 위한 종합분석 체계 개발

- 헬기 운항안전 위험관리 모델링 및 위험도 평가
- 위험도 평가결과에 따른 헬기 운항안전감독 전략 수립방안 개발
- 헬기 운항품질보증 자료와 운항감사 자료와의 연계성 및 종합분석 방안 연구

<년차별 연구개발 내용>

○ 1차년도
- ICAO 헬기 운항 안전프로그램 관련 요구조건 및 세부 지침서 분석

○ 2차년도
- 헬기 운항안전프로그램 이행 감독체계 개발

○ 3차년도
- 헬기 운항안전프로그램 수행 기법, 체계, 안전자료 획득 및 분석 도구 개발

○ 4차년도
- 헬기 운항 안전 감독체계 정보시스템 개발

○ 5차년도
- 헬기 운항안전프로그램 및 운항안전감독 전략 수립

4. 연구개발 추진방법

□추진전략

○ 연구책임자는 단계별 목표를 수립하고, 그에 적합한 추진전략 및 일정계획 수립

○ 선진 항공사 등을 대상으로 한 조사분석 및 자문을 통해 한국형 운항안전프로그램 이행 및 감독 전략 수립

○ 기술적인 분석 도구 뿐만 아니라 항공사 운항안전프로그램자료의 보호, 수집협조, 분석자료의 활용 등에 관한 법절차안을 개발

○ 운항안전모델을 활용한 운항안전프로그램 및 운항안전감독 전략 수립기술 개발

□추진체계

○ 학교 및 산업체 지원과 공조체제 구축을 통해 연구개발을 효율적으로 추진

○ 항공안전본부 감독관, 국내 항공사 운항안전프로그램 운영 전문가 등이 참여하는 공동연구팀 구성 가능

5. 최종성과물

□ 주요 최종성과물

○ ICAO 헬기 운항안전프로그램의 이행 방안
○ 헬기 항공사 운항안전프로그램 이행 감독체계
○ 헬기운항안전 감독체계 정보시스템
○ 전략적인 헬기 안전감독 방안

6. 연구기간 및 지원예산

□ 전 체

○ 총 연구기간 및 총 연구비
- 총 연구기간 : 2015 ~ 2019(5년)
- 총 연구비 : 25억원 (정부출연금 25억)

○ 1차년도 (2015년) 연구기간 및 연구비
- 1차년도 연구기간 : 협약일로부터 12 개월
- 1차년도 연구비 : 정부출연금 4억 이내

(단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제7	4	6	6	5	4	25
	0	0	0	0	0	0
	4	6	6	5	4	25
총계	4	6	6	5	4	25
	0	0	0	0	0	0
	4	6	6	5	4	25

7. 기 타

○ 과제별 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
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능
※ 1차년도 연구기간은 협약일로부터 사업단 1차년도 운영협약 종료일까지로 함. 다만, 선정 후 사업단 총괄기관과의 협약시 핵심과제 연구기간이 변경될 수 있음

○ 연구책임자(기관)는 성과목표(지표)별 달성목표치 및 가중치 등을 신청용 연구개발계획서에 제안하여야 함. 성과목표는 본 제안요구서의 5항에 정의된 성

과물을 필수적으로 포함해야 하며, 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용할 계획임(※ 목표대비 실적 평가자료 등으로 활용하여 인센티브 및 제재조치 강구)

○ 1차년도 연구기간 중, 선정된 주관기관(핵심연구책임자)은 제안한 연구개발계획서의 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화하여 사업단장 및 평가원의 승인을 거쳐 동 연구개발계획서를 수정·보완하여야 함

○ 기 수행되었거나(종료과제, 중단과제 등) 현재 수행중인 동 핵심과제 관련 연구개발결과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함
(www.kicttep.re.kr 정보마당, www.kordi.go.kr 참조)

○ 향후 본 핵심과제는 사업단내 타 핵심과제 또는 타 사업과 연구내용의 연계·조정 및 이에 따른 예산조정이 가능함

○ 추후 사업단 운영계획은 수정·보완될 수 있으며, 이에 따라 핵심과제 내 특정 기술개발에 대한 추진방식 등이 변경될 수 있음

○ 인증과제 주관기관이 수행하는 인증업무에 영향을 받지 않도록 이에 관한 법적인 절차 및 판단에 대해서 제 4핵심과제 참여기관은 관여할 수 없음

제7절 헬기 인증 시험평가 시설

1. 핵심과제 개요

가. 핵심과제 정의 및 비전

(1) 핵심과제의 정의

본 핵심과제는 헬리콥터 인증 시험평가 시설에 대한 과제 도출이다. 국내 헬기 인증에 필요한 시험평가 시설기술을 개발 또는 확보하여 인증 시험평가 시스템을 구축한다.

(2) 핵심과제의 비전

- 인증 시험 평가 시설을 통하여 국내 헬기 시험 시스템 구축
- 국내 인증 시험평가 구축을 통하여 연구개발 투자비용절감
- 헬리콥터 시험 평가 기술을 통하여 향후 항공기 개발에 활용함

2. 연구개발 목표 및 연구내용

가. 핵심과제 최종 연구목표

(1) 최종목표

○ 헬리콥터 시험평가 기술 개발을 통한 헬리콥터 인증 능력 향상
○ 국내 시험 평가 기술 확보를 통한 연구 개발 투자 비용 절감
○ 헬리콥터 시험 평가 기술 개발을 통한 항공기 시헐 확보

항공 시험 평가 기술 개발을 통하여 국내 개발 헬리콥터 기술 향상을 할 수 있으며 이를 통하여 차세대 항공기 및 헬기 개발/인증 능력을 확보 할 수 있다.

<표 160> 헬기 인증 시험평가 기술

세부과제 분류	기 술 개 발 목 표
동력전달장치 인증 시험평가 시설 구축 및 운용 기술	동력전달장치 인증 시험평가 개발을 통한 핵심원전 기술 확보
Icing Wind Tunnel 구축과 인증 시험평가 기술 확보	항공기 착빙현상을 구현할 수 있는 시험시설, 기험 기술, 인증 기술 확보

무음향풍동 구축 및 인증 시험평가 기법 개발	무음향 풍동의 구축 및 장비 운용기술 및 해석 시험 기술 확보

(2) 기술개발 내용

(가) 헬기 인증 시험평가 기술 분야

○ 동력전달장치 인증 시험평가 기술 개발

- 개념 정의/기술 위험도 완화 연구
- 제원 및 요구 성능 연구
- 제작 및 평가 연구
- 인증 및 인프라 구축

○ Icing Wind Tunnel 구축과 시험평가 기술

- 항공기 착빙현상을 구현할 수 있는 시험시설 확보
- 항공기 착빙 대상 장비에 대한 시험 및 인증 기술 확보

○ 무음향 Wind Tunnel 구축 및 인증시험평가 기술

- 소소음인증에 요구되는 무음향 풍동의 구축 및 장비 운용기술 확보
- 소음 인증을 위한 해석 및 시험 기술 확보

나. 세부과제의 필요성 및 연구개발 동향

(1) 헬기 인증 시험평가 기술 분야

(가) 동력전달장치 인증 시험평가 시설 구축 및 운용 기술

동력전달계통은 엔진으로부터 전달된 동력을 주로터 및 꼬리로터에 전달하고, 엑세서리 기어박스에 전달하는 기능을 가져야 한다.

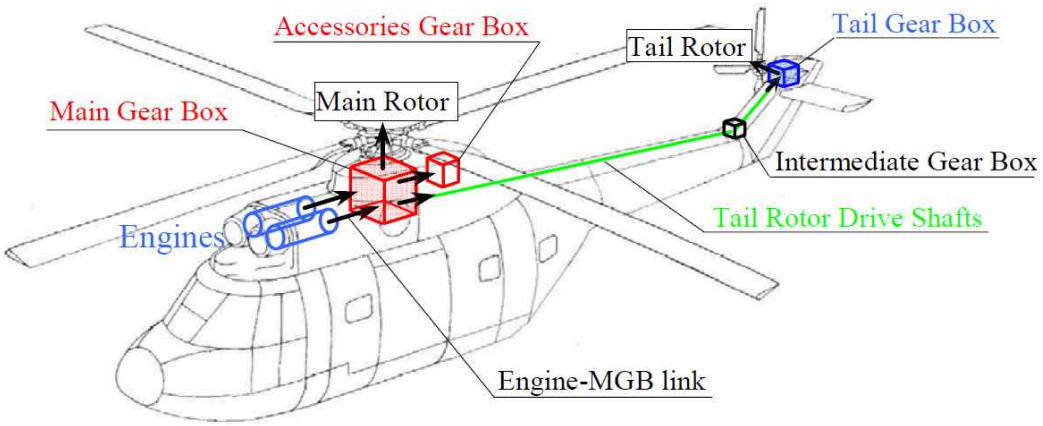
동력전달계통의 주요 구성은 주기어박스, 중간기어 박스, 꼬리기어박스, 엔진-주기어박스 링크, 꼬리로터 샤프트로 구성되며 민간항공인증기준인 FAR Part-29의 최신 Amdt.를 만족하여야 한다.

동력전달장치의 주요 구성은 다음과 같다.

a. Main Gear Box (MGB) including oil cooler, sensors and fan, excluding oil pipes and rotor brake
b. Intermediate Gear Box (IGB)
c. Tail rotor Gear Box (TGB)
d. Engine-MGB link
e. Tail Rotor Drive Shafts (TRDS)

<표 161> 동력 전달장치의 주요 구성

대분류	중분류	비고
주 기어박스	에피사이클릭 감속 모듈	
	주 감속 모듈	
	보기 기어박스	
중간 기어박스	하우징 어셈블리	
	하우징 커버 어셈블리	
	센서	
	H/W류	
꼬리 기어박스	하우징 어셈블리	
	하우징 커버 어셈블리	
	센서	
	H/W류	
꼬리로터 샤프트	Horizontal Shaft	
	Inclined Shaft	
	Bearing Block	



<그림 289> 동력 전달장치의 주요 구성

개발요구도

○ 동력전달장치의 가장 중요한 성능으로 동력전달효율이 주요 요구조건이다. 엔진의 출력을 최소한의 동력전달손실로 로터에 동력을 전달하기 위한 구성이 대단히 중요하다. 엔진으로부터 입력된 동력을 속도와 토크의 변환과 동력배분이 기어박스의 주요한 기능이며 꼬리날개의 구동은 엔진과 떨어진 거리가 크

므로 구동계통을 통한 동력전달이 필수적이다.

○ 동력전달장치는 연속적으로 고효율 상태로 작동되기 위하여 윤활에 대한 설계가 고려되어야 한다.

○ 4,000RPM 이상의 고속회전체의 윤활은 강제윤활이 필수적이므로 각 기어박스마다 독립적인 윤활시스템을 가져야 한다. 상시적으로 오일 상태를 감시가 가능하도록 오일지시계가 필수적이며 비정상적인 상황에서 동력전달효율이 떨어지면 오일온도가 상승하므로 오일온도를 계측하는 센서가 내장되어야 함. 또한 비정상적인 상황에 대한 점검장치로 각 기어박스에 칩검출기를 장착하고, 비상 상황에 대하여 조종사가 인지할 수 있도록 조종실에서 시그널을 제공해야 함. 또한, 오일의 정기적인 교환을 위하여 각 기어박스에 한 개 이상의 오일 배출구를 설치하여야 한다.

○ Critical Part(Gear, Flange 등)가 충분히 요구수명(Required Service Life)을 가질 수 있도록 내구성을 확보하여야 한다.

기술적 성능

동력전달장치의 목표 성능은 아래와 같다.

<표 162> 동력전달장치의 목표 성능

목표 성능	추진 방안	비고
고성능/고효율/경량화/고신뢰성/저소음의 기어박스 개발	신소재 적용 최신 열처리 기술 적용	
무윤활 상태에서 30분 이상 비행지속	최신 기어 및 베어링 재질 적용	
칩 제거 기능을 가지는 칩 감지 장치 설계	Burn-off기능 칩 감지 장치 채택	
Critical Part(Gear, Flange 등)가 요구수명(Required Service Life)을 가질 것	최신 기어 소재 적용 최신 피로시험 장비 및 시험평가기술 확보	
Gear가 요구 기어 정밀도 등급(Required Gear Precision Grade) 을 만족할 것	최신 기어 치연삭 및 치형 측정장비 최신 Surface Finishing 장비 및 기술 확보	
Housing 및 기타 구성품은 요구 치수 정밀도(Required Dimension Precision)를 만족할 것	최신 5축 가공장비 및 3차원 측정장비 확보	

동력전달장치 개발

○ 고성능/고효율/경량화/고신뢰성/저소음의 기어박스
○ 무윤활 상태에서 30분 이상 비행지속 가능
○ 칩 제거 기능을 가지는 칩 감지 장치
○ Critical Part(Gear, Flange 등)가 요구수명(Required Service Life)을 가질 것
○ Gear가 요구 기어 정밀도 등급(Required Gear Precision Grade)을 만족할 것
○ Housing 및 기타 구성품은 요구치수 정밀도(Required Dimension Precision)를 만족할 것

시제 제작

시제작 계획은 시제품 제작을 위한 원자재 수급, 구성품 공정개발, 치공구의 설계/제작/검사, 구성품의 제작/조립, 구성품 및 체계(지상, 비행)시험에 소요되는 시제품의 납품 수량 및 시제품 납품 일정계획에 따른다.

○ 개발업체의 작업장 여건에 맞게 단계적으로 제작공정을 설계하여 작업표준서(process sheet) 및 작업공정표(process summary)를 작성한다.
○ 가장 효율적인 제작공정을 개발하여 시제 구성품을 제작하며, 시제작 과정에서 제기될 수 있는 설계 변경, 공정 변경 등에 대응할 수 있는 구체적인 시제작 계획이 지속적으로 수정 보완되어야 한다.
○ 시제작 공정에 필요한 치공구를 구성품의 생산성과 품질 및 비용 등을 고려하여 설계/제작/구매 하고 관리하여야 한다.

시험평가/ 인증

시험평가 목적은 품질요구조건 일치하는지를 입증하기 위한 것이며, 또한 민간 항공기 기술기준에 인증을 위한 근거 자료사용 된다.

<표 163> 시험평가 항목

구 분	종 류	시험 항목	비 고
구성품 지상시험	부품시험	열처리 및 표면처리 시험	FAR Part 29 의거
		피로시험	
	구성품시험	조립 및 기본성능시험	
체계 지상시험	계통통합 시험	Rotor drive system and control mechanism tests	
		신뢰성/정비성 시험	
비행시험	체계통합 시험	비행성능시험	
		비행특성시험	

구체적인 시험 항목에 대한 수행 방안은 기본 설계 과정을 통해 확정예정이다.

모든 부품은 부품 단위의 조립 전에 각각의 부분품 단위에서 요구되는 성능 및 품질의 만족여부가 입증되어야 한다.

재료 및 쿠폰 시험은 주기어박스 제작에 사용되는 재료에 대한 물성치를 검증하고, 제작된 부품 또는 직구매된 부품(베어링 등)에 대한 구조 특성을 파악하는 시험이다.

재료물성 시험 및 부품 단위 시험평가

시험 항목

인장시험

압축시험

굽힘시험

층간전단강도 시험

면내 전단강도 시험

밀도 및 섬유 체적율

열팽창계수

경화품질시험

쿠폰(구조/피로) 시험

모든 부품은 부품 단위의 조립 전에 각각의 부분품 단위에서 요구되는 성능 및 품질의 만족여부가 입증되어야 한다.

시험 항목은 다음과 같다.

a) 정적구조 시험 및 정적 강도 시험

b) 굽힘 및 비틀림 강성 및 고유진동수

c) 전단 중심

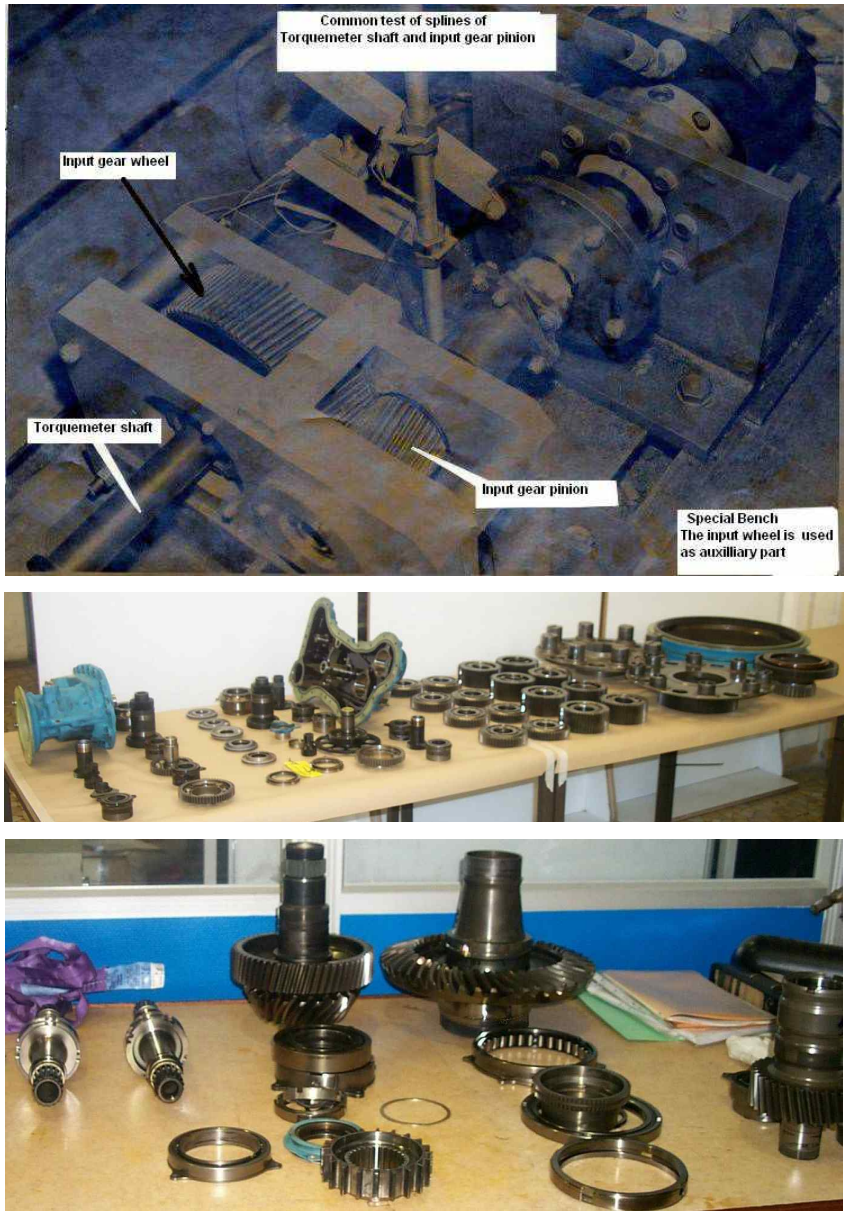
d) 형상검사

구성품 시험평가

구체적인 시험 항목에 대한 수행 방안은 단계별 개발추진일정에 따라 협의과정을 통해 확정예정이다.

a) 조립 및 기본 성능 시험

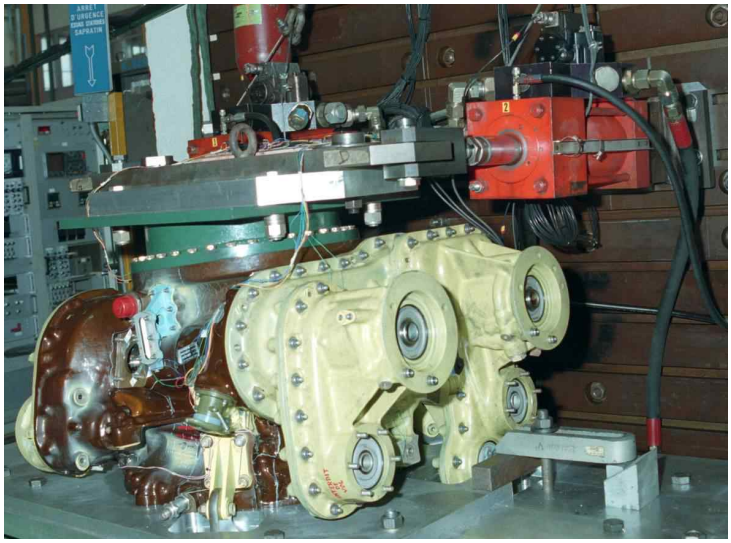
- 무부하 구동 성능 시험
- 기어 패턴 시험



<그림 290> 조립 및 기본 성능 시험

b) 구조 시험 (피로 시험)

- 하우징 정하중 시험 (Static Tests of Housing)
- 기어박스 하우징 스터드 체결구 정하중 시험
- 기어 플랜지 피로 시험
- 주 기어박스 입력 피로시험
- 기타 동력 takeoff



<그림 291> 구조 시험 (피로 시험)

c) 기능 시험 (내구성 시험)

- 결함을 유발하고 결함 모드 및 결함에 대한 안정성 특성 결정
- 오버 스피드 시험
- 오버 토크 시험
- 과 압력 시험

➲ 세부시험 규격은 Test Bed Aircraft의 운용 스펙트럼을 참조하여 추후 결정.

체계 지상시험평가

구체적인 시험 항목에 대한 수행 방안은 협의 과정을 통해 확정.



<그림 292> 체계 지상시험 평가

비행시험평가

구체적인 시험 항목에 대한 수행 방안은 협의 과정을 통해 확정.

감항인증

동력전달계통에 대한 인증을 위하여 민간 항공기 기술기준에 요구되는 감항성 인증대상의 개발시험 및 감항성 인증시험, 시스템 안전도를 고려한 해석(Engineering Analysis), 디지털 목업을 포함한 설계 검토(Review) 및 검사(Inspection)를 수행한다.

감항인증기준은 FAA Part29(최신 Amdt)를 기준으로 하며, 동력전달계통 인증에 필요한 다음의 항목을 입증하여야 한다.(세부 입증항목은 Part27/29 비교표 참조)

Part 27	Part 29	비고
§27.0301 Loads.	§29.0301 Loads.	
§27.0303 Factor of safety.	§29.0303 Factor of safety.	
§27.0305 Strength and deformation.	§29.0305 Strength and deformation.	
§27.0307 Proof of structure.	§29.0307 Proof of structure.	
§27.0361 Engine torque.	§29.0361 Engine torque.	
§27.0549 Fuselage and rotor pylon structures.	§29.0549 Fuselage and rotor pylon structures.	
§27.0571 Fatigue evaluation of structure.	§29.0571 Fatigue evaluation of structure.	
§27.0601 Design.	§29.0601 Design.	
§27.0603 Materials.	§29.0603 Materials.	
§27.0607 Fasteners.	§29.0607 Fasteners.	
§27.0609 Protection of structure.	§29.0609 Protection of structure.	
§27.0610 Lightning and static electricity protection.	§29.0610 Lightning and static electricity protection.	
§27.0613 Material strength properties and design values.	§29.0613 Material strength properties and design values.	
§27.0621 Casting factors.	§29.0621 Casting factors.	
§27.0623 Bearing factors.	§29.0623 Bearing factors.	
§27.0625 Fitting factors.	§29.0625 Fitting factors.	

Part 27	Part 29	비고
§27.0863 Flammable fluid fire protection.	§29.0863 Flammable fluid fire protection.	
	§29.0908 Cooling fans.	
§29.0917 Design.	§29.0917 Design.	
§29.0921 Rotor brake.	§29.0921 Rotor brake.	
§27.0923 Rotor drive system and control mechanism tests.	§29.0923 Rotor drive system and control mechanism tests.	
§27.0927 Additional tests.	§29.0927 Additional tests.	
§27.0931 Shafting critical speed.	§29.0931 Shafting critical speed.	
§27.0935 Shafting joints.	§29.0935 Shafting joints.	
§27.1013 Oil tanks.	§29.1013 Oil tanks.	
§27.1015 Oil tank tests.	§29.1015 Oil tank tests.	
§27.1017 Oil lines and fittings.	§29.1017 Oil lines and fittings.	
§27.1021 Oil system drains.	§29.1021 Oil system drains.	
	§29.1023 Oil radiators.	
§27.1027 Transmission and gearboxes: general.	§29.1027 Transmission and gearboxes: general.	
§27.1041 General.	§29.1041 General.	
	§29.1049 Hovering cooling test procedures.	
§27.1151 Rotor brake controls.	§29.1151 Rotor brake controls.	
§27.1163 Powerplant accessories.	§29.1163 Powerplant accessories.	
§27.1301 Function and installation.	§29.1301 Function and installation.	
§27.1305 Powerplant instruments.	§29.1305 Powerplant instruments.	
§27.1309 Equipment, systems, and installations.	§29.1309 Equipment, systems, and installations.	

Part 27	Part 29	비고
§27.1337 Powerplant instruments.	§29.1337 Powerplant instruments.	
§27.1435 Hydraulic systems.	§29.1435 Hydraulic systems.	
§27.1461 Equipment containing high energy rotors.	§29.1461 Equipment containing high energy rotors.	
§27.1529 Instructions for Continued Airworthiness.	§29.1529 Instructions for Continued Airworthiness.	
§27.1551 Oil quantity indicator.	§29.1551 Oil quantity indicator.	
§27.1557 Miscellaneous markings and placards.	§29.1557 Miscellaneous markings and placards.	

※ 세부 감항인증계획은 체계업체 개발규격서 확정 단계에서 확정.

보고서 제출

- 중간보고서 : 협약일로부터 매년 중간 보고서 제출
- 최종보고서 : 협약 종료 시

개발일정

구분	Y	Y+1	Y+2	Y+3	Y+4	비고
설계						
시제작						
시험평가 /인증				체계통합지상시험	비행시험	

※Y: 협약 당해년도총 소요연구비

- Case.2 동력전달계통 주요 구성품 핵심기술 개발기준

(단위: 백만원)

구분	Y	Y+1	Y+2	Y+3	Y+4	계
설계비	10,000	5,000	3,000	1,000	1,000	20,000
시제작비		5,000	10,000	2,500	2,500	20,000
시험평가/인증비		2,000	5,000	1,500	1,500	10,000
계	10,000	12,000	18,000	5,000	5,000	50,000

※Y: 협약 당해연도

- 총 연구기간 : 2012년 ~ 2016년(5년)
- 총 연구비 : 500억원 (정부출연금 200억)

(단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제1	100	120	180	50	50	500
	0	0	0	0	0	0
	100	120	180	50	50	500
총계	100	120	180	50	50	500
	0	0	0	0	0	0
	100	120	180	50	50	500

(나) Icing Wind Tunnel 구축과 시험평가 기술

시험설비구축의 필요성

빙점이하로 항공기가 비행할 때 블레이드, 엔진 입구, 조종면 등에 착빙형상이 발생하면 공력 성능 저하, 양력면 조종성 손실, 엔진 고장 등의 현상이 발생할 수 있다. 그러므로 항공기의 결빙은 항공기 운항 안전에 있어 가장 다루기 어렵고 위험한 요인 중에 하나이며 실제 사고의 원인이 된다. 회전익 항공기의 경우 로터 블레이드에 비대칭으로 형성된 결빙은 항공기에 심한 진동을 유발시킬 수 있다. 안정판이나 방향타 등의 선단에 일어난 결빙은 항공기 조작을 방해할 수 있다. 또한 피토관 같은 공기 데이터 센서나 안테나에 결빙이 생성될 경우, 잘못된 속도, 고도 등의 계측 값을 조종사에게 전달하여 무선통신에 지장을 준다. 만약 결빙으로 인한 얼음 조각이 엔진 흡입구에 들어갈 경우, 이런 사고가 발생할 확률은 낮지만 발생 시에는 엔진정지사고를 유발할 수 있어 매우 위험하다.

헬리콥터 결빙에 적용되는 감항기술기준에 대해서는 앞장의 "Icing Protection 설

계 및 적합성 인증 기술"에서 언급하였다. 이러한 착빙 조건에서의 헬리콥터 감항성을 증명하기 위하여 비행시험 또는 풍동시험이 요구된다. 이중 비행시험의 경우 시험비용과 사고발생가능성이 풍동시험이 비해 높고 주위 환경조건을 제어하는데 어려움이 있기 때문에, Icing Wind Tunnel과 같은 시험장비가 반드시 필요하다. Icing Wind Tunnel은 미국 NASA의 경우 지속적으로 활용하면서 미 국익을 위해서 반드시 유지해야 한다고 선정했을 정도로 중요성이 높은 장비이다. Icing Wind Tunnel 시험을 통해 착빙 조건에서 항공기 주요부품에 형성되는 얼음의 성장과정, 형태 및 이로 인한 성능 저하를 측정할 수 있다.

기술동향

결빙현상 실험 및 예측 분야는 국내항공기술 취약분야 중 하나이다. 한국항공우주산업, 항공우주연구원, 국방연구소 등 국내 항공우주관련 연구소 및 산업체에서도 관련 시설이 미비한 실정이다. 온도조절이 가능한 환경시험동을 통해 일부 낮은 온도조건에서 수행하는 실험은 가능하나, 항공기 운행 중 발생하는 결빙조건시험은 제한이 있다. 따라서 Icing Wind Tunnel과 시험기술은 국내에 반드시 확보해야하는 기술이다.

국외에서는 1950년대부터 방빙장치에 대한 실험이 수행되었고, Heat wall, Air blowing in leading edge등의 기술을 시험하기 위한 시설이 구축되었다. 현재 세계에서 운용되고 있는 주요 Icing Wind Tunnel은 아래 표와 같다.

<표 164> 현재 활용하고 있는 Icing Wind Tunnel

풍동	크기[m]	속도 [m/s]	온도범위[℃]	비고
CIRA[이탈리아]	3.6 × 2.3	224	-32 ~ 40	- 환경변수를 동시에 조절가능 - 4개의 시험부
IRT[NASA Glenn]	1.8 × 2.7	180	-32 ~ 5	- 실험경험이 많음
BRAIT[Boeing]	1.2 × 1.8	134	-30 ~ 0	- B777 개발을 위해 제작
HMC tunnel	2 × 2.8	42	-40 ~ 20	- 자동차 전용으로 활용

각 시험설비를 사양에 따라 비교해보면, CIRA가 시험부, 최대풍속, 시험가능한 온도범위, 환경변수 동시제어 등 여러 가지면에서 최상의 Icing 설비를 보유하고 있다. 그러나 실험경험면에서 NASA Glenn의 IRT보다 부족하다. HMC tunnel은 다른 풍동과 비교해서 시험부가 비교적 큰편이나 자동차 전용으로만 활용되고 있다. Boeing의 BRAIT은 B777을 개발시 제작되었는데, 시험부가 가장 작고, 최대풍속도 항공용으로 사용되는 풍동 중에서는 가장 낮다. 그러나 결빙현상은 국부충격파가 발생하기 시작하면 공력가열현상에 의해 두드러지게 감소하기 때문에, 최대풍속이

매우 높을 필요는 없을 것으로 판단된다. 결론적으로 본과제에서 구축할 풍동의 목표사양은 CIRA급으로 하되, 최소사양으로는 BRAIT급으로 설정한다.

설비 요구조건

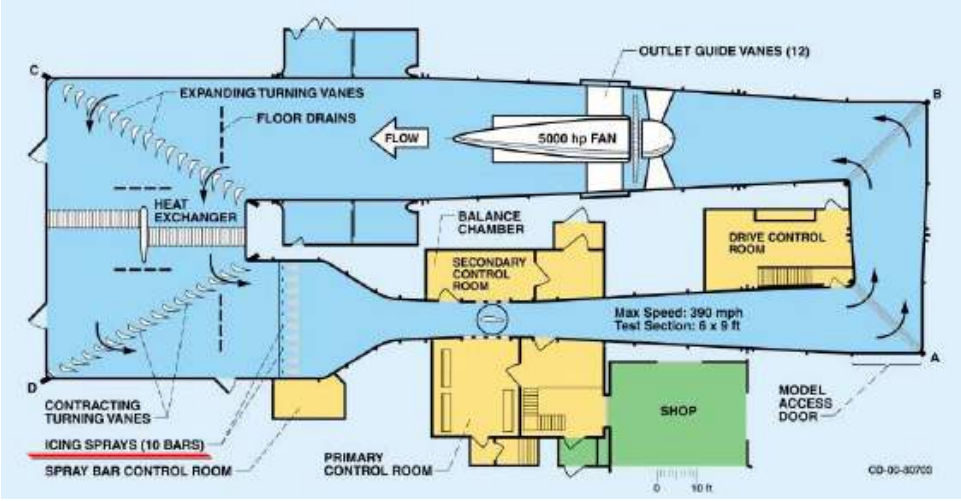
NASA Glenn의 IRT를 참조하여 Icing Wind Tunnel에 필요한 주요설비를 아래와 같이 도출하였다.

· Heat exchanger가 장착된 폐쇄형 풍동시설
  - 풍동의 일정 부분(다음그림에서 C와 D사이)에 강력한 열교환기를 배치하여 풍동 내 일정한 온도유지
  - 시험부 앞쪽에 균일한 LWC 액적 상생을 위한 icing spray 배치
  - 풍속 : 마하수 ~ 0.7
  - insulation sliding 벽면, 5분력계

시험 종류

헬리콥터 구성품 및 축소 모델은 Icing Wind Tunnel을 이용한 인공결빙조건에서 시험을 수행할 수 있다. 인공결빙조건에는 비행속도, 대기온도, LWC(Liquid Water Contents)등이 제어변수로 적용된다. Icing Wind Tunnel로 결빙조건을 모사하는 방법은 실기를 사용해서 결빙시 성능을 평가하는 방법에 비해, 보다 경제적인 방법으로 여러 가지 결빙조건의 설정과 결빙방지시스템의 성능 평가가 용이하다. 결빙조건모사시험은 주로 가열식 피토관, 안테나, 엔진흡입구 등의 작은 노출표면의 결빙방지시스템의 성능을 입증하는데 사용된다. 시험종류를 항목별로 제시하면 아래와 같다.

· Glaze ice / Rime ice 조건에 대한 로터 블레이드 및 엔진 흡입구 착빙 형상 시험
· 주요 공력면의 착빙에 따른 성능 변화
· microwave, heater mat, pneumatic device 등과 같은 제빙, 방빙 장치의 성능 평가
· 수치해석 코드의 개발과 검증에 필요한 ice physics (생성 매커니즘, scaling) 연구



<그림 293> Icing Wind Tunnel 예시: Glenn Research Center IRT

연구개발내용

본과제를 통해 결빙 감항성 인증과 방빙장치 시험을 수행할 수 있는 Icing Wind Tunnel을 구축하기 위해 다음과 같은 주요연구내용을 제시하였다.

- · 결빙시 감항인증을 위한 Icing Wind Tunnel설비의 설계 요구조건도출
- · 결빙환경 조성기술에 대한 연구
  - 온도조절과 단열 기술
  - LWC(Liquid Water Content) 제어 기술
- · Icing Wind Tunnel 장비 구축
- · Icing Wind Tunnel 운용 계획 수립
- · 얼음형상측정 방법 연구
  - 결빙 모양, 크기, 위치, 축적속도 등 측정
- · Icing Wind Tunnel을 이용한 방빙장치 시험방안 연구
- · Icing Wind Tunnel을 이용한 결빙시 감항인증방안 연구

본과제는 시험시설 구축과 시험시설 운용 방법 및 시험기술 확보까지 포함하고 있으므로 연구기간을 5년으로 설정한다. 이에 따라 연구수행내용을 아래와 같이 연차별로 구성하였다. 먼저 결빙시 감항인증요건 및 이를 측정하기 위한 설계요구조건을 도출하고, Icing Wind Tunnel의 핵심인 결빙환경 조성기술에 대한 연구를 수행한다.(1차년도) 1차년도에 도출한 설계요구에 부합하도록 시설을 설계하고 구축계획을 수립한다.(2차년도) 이후 풍동시설을 구축한 후 검수하면서, 확보해야할 기술 중에 하나인 결빙형상 측정기술을 연구한다.(3차년도) 구축된 설비를 이용해 Icing Wind Tunnel의 활용도가 높은 방빙장치 시험 방안에 대해 연구하고,(4차년도) 최종적으로 본과제의 목적에 맞게 구축된 설비를 이용해, 항공기 결빙시 감항인증방법에 대해 연구를 수행한다.(5차년도)

<표 165> 연차별 연구내용

수행업무 \ 일정		Y1				Y2				Y3				Y4				Y5			
		Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4
1	결빙시 감항인증요건에 대한 연구	■	■																		
2	결빙시 감항인증을 위한 Icing Wind Tunnel설비의 설계 요구조건도출			■	■																
3	결빙환경 조성기술에 대한 연구		■	■	■	■	■	■													
4	요구조건에 따른 Icing Wind Tunnel설계 및 장비 구축 계획 수립					■	■	■	■												
5	Icing Wind Tunnel 구축 및 검수									■	■	■	■	■	■	■					
6	착빙형상 측정 방법 연구											■	■	■	■						
7	Icing Wind Tunnel을 이용한 방빙장치 시험방안 연구													■	■	■	■	■	■		
8	Icing Wind Tunnel을 이용한 결빙시 감항인증방안 연구																	■	■	■	■

Icing Wind Tunnel 구축예산

앞서 설비요구조건에 Icing Wind Tunnel에 필요한 주요장비를 기재하였으나, 시험장비 구축비용 예상시 필요한 각 부품의 세부비용에 대한 정보를 획득함에 있어서는 한계가 있다. Icing Wind Tunnel의 경우 내부에 필요한 장비는 풍동시험에만 특화되어있는 부품이 대부분이기 때문에, 세부부품의 정확한 사양을 제시하지 않으면 견적을 도출할 수 없다. 따라서 각각 세부부품의 가격을 예측하여 전체구축비용을 산정하는 방법을 사용하지 않고, 실제 풍동시험시설 구축사례를 조사하여 전체구축비용을 예상하는 방법을 적용하였다.

위 시험장비 중 CIRA와 IRT의 총구축비용을 한국항공우주연구원에 문의하여 아래와 같이 획득하였다.

- CIRA : 약 5,500만불 (2009년 기준) → 약 616억원 (환율 1,120원/불)
- IRT : 약 15,000만불 (2005년 기준) → 약 1,680억원 (환율 1,120원/불)

앞서 개발동향에도 언급했듯이, 본과제에서는 현재 최신의 설비를 갖추고 있는 CIRA급 Icing Wind Tunnel을 개발목표로 하고 있기 때문에 CIRA의 총구축비용을 토대로 아래와 같이 예산을 책정하였다. 연차별 연구계획에 따르면 2차년도부터 설비구축이 시작되기 때문에, 2, 3, 4차년도에 예산의 대부분을 배치하였다.

- 총 연구비 : 630억원 (정부출연금 630억)

<표 166> Icing Wind Tunnel 구축 예산 (단위 : 억원)

1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
5	65	350	200	10	630

기대효과 및 활용방안

본과제를 통해 Icing Wind Tunnel을 구축함으로써 국내 취약 연구분야였던 결빙현상에 관련된 해석도구 개발 및 물리현상 연구가 활성화될 것으로 기대된다. 또한 주위 국가들과의 방빙장치개발 혹은 결빙현상에 대한 공동연구를 수행할 수 있는 기반을 마련할 수 있을 것이다.

경제적 측면에서는 방빙장치의 국내개발을 유도할 수 있는 환경을 조성할 수 있고, 향후 방빙에 관련된 선도기술 개발을 주도하여 국내/외 시장에서 경쟁력을 확보할 수 있을 것이다. 그리고 초기에는 Icing Wind Tunnel의 희소성을 이용하여 국내외 임대 및 시험대행을 통해 경제적 이익을 창출하면서 활용도를 높일 수 있을 것이고, 이후에는 축적된 실험경험을 바탕으로 시험 컨설팅도 가능할 것으로 보인다.

(다) 무음향 Wind Tunnel 구축 및 인증시험평가 기술

시험설비구축의 필요성

최근 환경문제가 크게 대두됨에 따라 항공기에서 발생하는 소음에 대한 규제도 강화되고 있다. 항공기 소음은 하늘에서 발생하기 때문에 피해면적이 광역적이고, 장애물에 방해 없이 자유로이 전파되는 특성을 가지고 있다. 또한 다른 소음원과는 달리 소음의 크기가 크고 항공기의 비행경로에 따라 주거지와 같은 소음이 민감한 영역에서 큰 피해를 줄 수 있다. 이러한 항공기 소음의 특성상 소음 인증에 대한 필요가 강화되고 있다.

헬리콥터의 경우, 소음 문제를 크게 기내소음과 환경소음으로 분류하여 생각할 수 있다. 기내소음은 승객의 안락감, 제품 경쟁력 등의 면에서, 환경소음은 법규정에 따른 소음인증 및 운항제한, 제품경쟁력 면에서 이슈가 된다. 특히 민간 항공기의 형식증명을 위해서는 국제민간항공기구나 미연방항공국의 소음규제기준을 반드시 만족해야 하며, 최대인증이륙중량 7,000 파운드급 이상 헬리콥터의 경우 이륙, 수평

비행, 착륙접근 비행 시에 소음수준이 기준치 이하임을 증명해야 한다.

헬리콥터의 소음은 대부분 주로터 및 꼬리로터, 엔진과 동력전달계통에서 발생한다. 특히 이중에 로터소음은 일반적인 두께, 하중소음 이외에 HSI(High Speed Impulsive)와 BVI(Blade Vortex Interaction) 소음과 같은 충격소음을 특징으로 한다. 헬리콥터 소음의 스펙트럼을 살펴보면, 환경소음에서 중요한 원방으로 전파하는 저주파 소음성분은 주로 주로터 및 꼬리로터 소음이며, 엔진, 동력전달계통 소음은 상대적으로 고주파여서 환경소음 보다는 기내소음의 주요 원인이 된다. 한편 소음원의 방향성에 따른 분석에 의하면, 이륙, 수평비행시에는 꼬리로터 소음이나 엔진 소음 등이 주요하며, 착륙접근 비행시는 BVI 소음이 주요 소음 현상이 된다. 그러므로 헬리콥터나 회전익기의 경우 로터 소음을 저감시키는 것이 전체 소음저감에 지배적인 역할을 하게 된다.

이러한 감항인증을 위한 소음측정과 높아지는 소음기준에 적합한 저소음 기술개발을 위해서 무음향풍동은 필수적인 시험장비이다. 무음향풍동은 기체가 비행시 발생하는 소음의 강도 및 소음원의 위치를 정확히 규명할 수 있다. 따라서 무음향풍동의 용도는 감항인증 뿐만 아니라 저소음 로터형상과 같은 저소음 기술의 개발에 적용이 가능하고, 자동차, 항공기, 무인기 등과 같은 고속 운송체의 소음원을 규명하는 과정에 사용될 수 있는 높은 활용성을 보유하고 있다.

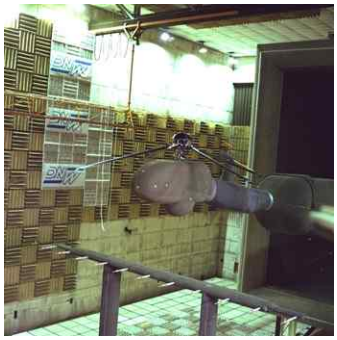
기술동향

국내에서 한국형 헬리콥터 개발 시 저소음 기술 확보를 위해 부분적으로 해석적 방법을 개발하였으나 신규 헬기 개발 시에는 적용되지 못하고 있다. 실험기술측면에서는 한국항공우주연구원을 중심으로 풍동의 개방형 시험부를 이용하여 부분적인 소음시험이 실시된 적이 있으나 아직 충분한 경험이 축적되지 못한 상태이다. 특히 현재 대부분의 로터관련 시험이 성능 평가 위주로 진행되고 있어서 소음시험에 대한 경험과 수준이 낮다. 그러므로 헬리콥터 소음 인증에 필요한 무음향풍동을 구축하고 운용기술을 확보가 반드시 필요하다.

미국의 경우 Boeing, NASA등과 같은 기관들에 소음관련 기술을 전담 부서와 연구진들이 연구를 진행하고 있다. 그리고 각 거점 학교들에서 헬리콥터 소음해석코드를 개발하고 있으며 이미 개발된 코드들은 소음예측에 적용되고 있다. 미국의 NASA, Boeing, Lockheed Martin, 이탈리아의 CIRA, 프랑스의 ONERA등의 경우 자체적인 무향풍동시설을 보유하여 헬기소음의 강도 및 소음원 예측에 활용하고 있다. 헬리콥터 소음시험을 위해 HART와 같은 여러 국가 간의 협력 연구가 수행되었고, 이때 확보한 자료를 이용하여 연구 개발 및 인증에 적용하고 있다.

참조를 위해 DNW와 NASA의 헬리콥터 소음예측용 무음향풍동에 대한 대략적인 사양을 다음의 표와 같이 제시하였다.

<표 167> 국외 헬리콥터 무음향풍동 보유 사례

DNW 무음향풍동 시험부 : 8 × 6 (m) 최대속도 : 85 (m/s)	NASA Ames 시험부 : 24 × 37 (m) 최대속도 : 52 (m/s)
	

설비 요구조건

무음향풍동에 대한 사전조사를 통해 헬리콥터 소음측정을 위한 무음향풍동에 필요한 최소한의 설비를 아래와 같이 도출하였다.

- 로터 후류의 영향을 최소화하기 위한 개방형 시험부
- 동체와 로터를 지지하며, 성능을 측정하기 위한 모델 지지부
- 시험모델에서 발생하는 소음원의 반사를 최소화하기 위한 무향실
- 헬리콥터의 소음원과 강도를 규명하기 위한 측정 장비

연구개발내용

본과제를 통해 헬리콥터 소음측정을 위한 무음향풍동을 구축하고 소음측정기술을 확보하기 위한 연구내용 다음과 같은 주요연구내용을 수행해야 한다.

- 소음인증을 위한 무음향 풍동 설비의 설계 요구조건 도출
- 무음향 풍동 장비 구축
- 무음향 풍동 장비 운용 계획 수립
- 소음 인증요건에 대한 연구
- 소음 측정을 위한 실험적 방법 연구
  ex) 마이크로폰 어레이 방법, 소음지도 작성 등
- 인증 요건을 위한 저소음 기술 개발 및 적용 방안
- 소음 인증을 위한 비행 시험 방안 및 인증 연구

본과제는 시험시설구축 및 관련기술확보까지 포괄하므로 연구기간으로 5년을 설정하였다. 주요연구내용 수행을 연차별로 구성하면 아래와 같다. 먼저 소음인증요건 및 이를 측정하기 위한 풍동설비의 요구조건을 도출하고(1차년도), 이에 맞는 풍동시설의 구축할 수 있는 설계와 계획을 수립한다.(2차년도) 이후 풍동시설을 구축하고 검

수하고(3차년도), 시설이 구축되는 정도에 따라 그에 맞는 실험방법에 대한 연구와 운용계획을 수립한다.(4차년도) 최종적으로 본과제의 목적에 맞게 구축된 설비를 이용해 헬기소음인증방법에 대해 연구를 수행한다.

<표 168> 연차별 연구내용

수행업무 \ 일정		Y1				Y2				Y3				Y4				Y5			
		Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4
1	소음 인증요건에 대한 연구	■	■																		
2	소음 인증에 이용되는 무음향 풍동 설비의 요구조건 도출			■	■																
3	요구조건에 따른 무음향 풍동 시설 설계 및 장비 구축계획 수립					■	■	■	■												
4	무음향 풍동시설의 구축 및 검수									■	■	■	■	■	■						
5	소음 측정을 위한 실험적 방법 연구											■	■	■	■	■	■				
6	구축된 무음향 풍동의 시범 운용 및 향후 운용 계획 수립													■	■	■	■				
7	인증 요건을 위한 저소음 기술 개발 및 적용 방안														■	■	■	■	■		
8	소음 인증을 위한 비행 시험 방안 및 인증 연구																	■	■	■	■

무음향풍동 구축예산

무음향풍동의 구축예산을 도출하기 위해 한국항공우주원에 관련자료를 문의하여 무음향풍동 설비에 필요한 비용을 조사하였다. 다음의 표는 무음향풍동의 주요설비에 대한 구축비용을 보여준다.

<표 169> 무음향풍동 구축비용

소음설비 구성품	내용	가격(억원)
시험부 내부 흠음재 부착 및 구조보강	· Turning vane 안쪽 흠음재 부착 · 유로내부는 planner type 흡음재 부착	34
Anechoic Chamber	· 12×10×9m (폭×높이×길이)로 구성	36

	· Acoustic Form 부착을 위한 구조보강	
Model Support System	· 모델 자세를 바꾸는 장치 · Internal Balance를 삽입하고 측정	25
소음 측정 장비	· 32 channel signal analyzer · 0.5″ microphone과 Intensity meter · Inflow & Out-of-flow traverse system	15
합계		110

조사한 구축비용을 기반으로 아래와 같이 예산을 책정하였다. 앞서 연도별 연구내용에 따라 2차년도부터 풍동 설비에 구축이 시작되므로, 2, 3, 4차년도에 대부분의 예산을 집중하도록 설정하였다.

- 총 연구비 : 140억원 (정부출연금 140억)

<표 170> 무음향풍동 구축 예산

(단위 : 억원)

1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
2	25	70	38	5	140

기대효과 및 활용방안

본 과제를 통해 구축된 무음향풍동의 기대효과를 크게 기술적 측면과 경제적 측면으로 나눌 수 있다. 기술적인 면에서는 무음향풍동 구축을 통한 저소음 기술연구의 활성화로 소음관련 요소기술 발전에 크게 기여할 것으로 보이고, 국제 공동연구를 위한 기반을 제공할 것으로 기대된다. 특히 본과제를 토대로 개발되는 헬리콥터 소음 인증 기술 및 저소음 기술은 차세대 Green Flight등의 개발에 적용가능할 것이다. 또한 향후 은밀성을 갖춘 기체 개발시 국내 보유 시험시설을 사용함으로써 설계기술 유출을 방지할 수 있고 국내 개발기술 축적에도 크게 도움이 될 것으로 보인다.

경제적 측면에서 살펴보면, 국내의 무음향풍동시설을 활용함으로써 그동안의 국외 설비 이용에 따른 지출을 방지할 수 있을 것이다. 그리고 무음향풍동을 통해 도출된 저소음기술을 적용된 기체 혹은 장비를 국내/외 판매 및 수출시 경쟁력을 재고할 수 있을 것이다.

헬리콥터 무음향풍동은 희소성을 가지기 때문에, 구축 후 국내외 업체 및 각종 연구기관에서 소음관련 연구시 풍동시험을 대행해주거나 장비대여를 함으로써 활용이 가능하다. 그리고 무음향풍동에 대한 충분한 실험경험이 축적되면 소음기술개발에 대한 컨설팅도 가능할 것으로 보인다.

핵심과제명	제 6-1 과제 : 동력전달장치 인증 시험평가 시설 구축 및 운용 기술

1. 연구개발 목표

○ 회전익기 핵심부품인 동력전달장치의 핵심 원천기술 확보
○ 동력전달장치 인증을 통한 인증기술 확보
○ 동력전달장치 핵심 기술확보 및 인증기술 확보를 통해 해외 항공 선진업체로부터 기술독립의 기반 확보

2. 연구개발 필요성 및 기술동향

□ 연구개발의 필요성

○ 세계 8위의 선진국, 7대 항공산업국 대열에 도달하기 위해서는 헬기기술의 자립화와 핵심 구성품의 국산화 개발 필요.

○ 특히 동력전달장치의 핵심인 주기어박스는 헬기체계 종속적인 고부가 제품기술로서 해외 선진업체의 기술진입장벽이 높은 분야로 단계적 부품 국산화율 확대와 핵심기술 자립화 전략 필요.

3. 연구개발 내용

○ 연구 개발 대상 및 사업 범위

회전익 항공기 개발 과정 중 필수적으로 요구되는 동력전달장치 개발 기술을 확보하고 동력전달장치 인증기술 및 시험평가 기술을 확보를 목표로 함..

○ 세부 연구 내용

1. 개념 정의/기술 위험도 완화 연구
   - 형상정의(Reverse Engineering 기법 적용)
     (KUH를 Test Bed Aircraft로 적용하기위한,
     Physical/Functional Interface 정의 필요.)
   - 핵심기술 분석 및 확보방안 도출

2. 제원 및 요구 성능
- 동력전달계통은 엔진으로부터 전달된 동력을 주로터 및 꼬리로터에 전달하고, 엑세서리 기어박스에 전달하는 기능을 가져야 한다.
- 동력전달계통의 주요 구성은 주기어박스, 중간기어 박스, 꼬리기어박스, 엔진-주기어박스 링크, 꼬리로터 샤프트로 구성되며 민간항공인증기준인 FAR Part-29의 최신 Amdt.를 만

족하여야 한다.

3. 시제 제작
- 치공구 설계 및 제작
- 부품 제작 및 소조립
- 제작을 위한 생산기술
- 품질 보증

4. 시험평가
-재료 물성시험 및 부품단위 시험평가
-쿠폰(구조/피로) 시험
-구성품시험평가
-체계 지상시험평가
-비행시험평가

5. 인증
동력전달계통에 대한 인증을 위하여 민간 항공기 기술기준에 요구되는 감항성 인증대상에 대해 아래와 같이 수행.
- 개발시험 및 감항성 인증시험
- 시스템 안전도를 고려한 해석(Engineering Analysis)
- 설계 검토(Review)
- 검사(Inspection)
- 인증기준은 FAA Part29(최신 Amdt)를 기준

6. 인증 인프라 구축
- 동력전달계통 구성품 설계 및 제작을 위한 전용 장비 도출 및 인증방안 및 체계 구축방안 연구
  - 인증을 위한 장비 확보 및 인증방안 연구 및 체계 구축

7. 보고서 제출
  - 중간보고서 : 협약일로부터 매년 중간 보고서 제출
  - 최종보고서 : 협약 종료 시점

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략
- ○ 항공선진국으로부터의 기술 자립화
- ○ 헬기 핵심기술의 단계적 기반 확립
- ○ 산업기술 파급효과 제고
- ○ 동력전달계통 인증기술 및 인프라 확보

□ 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 연구 교류의 활성화 추진
○ 해외연구기관을 활용한 해외기술조사, 기술연수 및 기술도입, 공동 연구 등을 추진

5. 최종성과물

□ 주요 최종성과물

○ 동력전달장치 인증 핵심 원천기술
○ 동력전달 장치 인증을 위한 인증 시험 기술 체계

6. 연구기간 및 지원예산

□ 전 체

○ 총 연구기간 및 총 연구비
- 총 연구기간 : 2012년 ~ 2016년(5년)
- 총 연구비 : 500억원 (정부출연금 500억)

○ 1차년도 (2012년) 연구기간 및 연구비
- 1차년도 연구기간 : 협약일로부터 12 개월
- 1차년도 연구비 : 정부출연금 100억 이내

(단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제1	100	120	180	50	50	500
	0	0	0	0	0	0
	100	120	180	50	50	500
총계	100	120	180	50	50	500
	0	0	0	0	0	0
	100	120	180	50	50	500

7. 기 타

○ 과제별 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
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

※ 1차년도 연구기간은 협약일로부터 사업단 1차년도 운영협약 종료일까지로 함. 다만, 선정 후 사업단 총괄기관과의 협약시 핵심과제 연구기간이 변경될 수 있음

○ 연구책임자(기관)는 성과목표(지표)별 달성목표치 및 가중치 등을 신청용 연구개발계획서에 제안하여야 함. 성과목표는 본 제안요구서의 5항에 정의된 성과물을 필수적으로 포함해야 하며, 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검・관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용할 계획임(※ 목표대비 실적 평가자료 등으로 활용하여 인센티브 및 제재조치 강구)

○ 1차년도 연구기간 중, 선정된 주관기관(핵심연구책임자)은 제안한 연구개발계획서의 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화・명확화하여 사업단장 및 평가원의 승인을 거쳐 동 연구개발계획서를 수정・보완하여야 함

○ 기 수행되었거나(종료과제, 중단과제 등) 현재 수행중인 동 핵심과제 관련 연구개발결과의 구체적인 연계・통합 및 활용방안을 연구계획에 포함
(www.kicttep.re.kr 정보마당, www.kordi.go.kr 참조)

○ 향후 본 핵심과제는 사업단내 타 핵심과제 또는 타 사업과 연구내용의 연계・조정 및 이에 따른 예산조정이 가능함

○ 추후 사업단 운영계획은 수정・보완될 수 있으며, 이에 따라 핵심과제 내 특정 기술개발에 대한 추진방식 등이 변경될 수 있음

○ 인증과제 주관기관이 수행하는 인증업무에 영향을 받지 않도록 이에 관한 법적인 절차 및 판단에 대해서 제 4핵심과제 참여기관은 관여할 수 없음

핵심과제명	제 6-2 과제 : Icing Wind Tunnel 구축과 인증 시험평가 기술 확보

1. 연구개발 목표

○ 항공기 착빙현상을 구현할 수 있는 시험시설 확보
○ 항공기 착빙 대상 장비에 대한 시험 및 인증 기술 확보

2. 연구개발 필요성 및 기술동향

□ 연구개발의 필요성

○ 항공기 결빙 현상은 비행 도중 심각한 사고를 초래할 수 있으므로, 결빙환경 하에서 장비에 대한 시험과 인증이 필수적
○ 결빙 현상을 관찰하고, 항공기 날개와 엔진 입구, 헬리콥터의 블레이드 등에서 착빙이 발생할 때 성능을 측정할 수 있는 체계적인 시험시설이 필요
○ 시험 대상 장비를 설치, 측정 및 운용을 할 수 있는 시험 및 인증기술 필요
○ 구축된 시험 장비와 기술은 헬리콥터 외에 다른 항공기, 풍력터빈 등에도 활용 가능

□ 기술동향

<국 내>

○ Icing Test 분야는 국내 항공 기술 취약 분야 중 대표적임
○ 한국항공(KAI), 항공우주연구원(KARI), 국방과학연구소(ADD) 등 산업체 및 국가연구소에 시설장비가 미비함
○ 환경 시험동을 통한 결빙 시험은 가능하나 항공기의 운행 중 발생하는 Icing 조건은 제한이 됨
○ 향후 헬리콥터 및 항공기 개발 중 활용 가능성이 매우 크며, 확보가 된다면 항공기 Icing Test를 국내 및 국외에서 대여 및 자문할 수 있음

<국 외>

○ Icing 문제는 항공기의 사고와 밀접한 관련을 지니고 있어 인증분야에서 중요한 분야임
○ 항공기 사고 및 항공기 성능 저하(40% 양력 감소, 30% 항력 증가, 19% 효율 감소)에 영향을 주므로 해석적, 실험적 연구가 진행되고 있음
○ 1950년대부터 Anti-icing system에 대한 실험이 수행되었고, Heat wall, Air blowing in leading edge 등의 기술들이 연구되고 있음
○ NASA 는 Icing-wind tunnel test를 통하여 실험 data base 구축

3. 연구개발 내용

○ 결빙시 감항인증을 위한 Icing Wind Tunnel설비의 설계 요구조건도출

○ 결빙환경 조성 기술에 대한 연구

- 온도조절과 단열 기술
- LWC(Liquid Water Content) 조절 기술

○ Icing Wind Tunnel 장비 구축

○ Icing Wind Tunnel 운용 계획 수립

○ 얼음형상측정 방법 연구

- 결빙 모양, 크기, 위치, 축적속도 등 측정

○ Icing Wind Tunnel을 이용한 방빙장치 시험방안 연구

○ Icing Wind Tunnel을 이용한 결빙시 감항인증방안 연구

<년차별 연구개발 내용>

○ 1차년도

- 결빙시 감항인증요건에 대한 연구
- 결빙시 감항인증을 위한 Icing Wind Tunnel설비의 설계 요구조건도출
- 결빙환경 조성기술에 대한 연구

○ 2차년도

- 요구조건에 따른 Icing Wind Tunnel설계 및 장비 구축 계획 수립

풍동내 일정한 온도 유지를 위한 열교환기
균일한 LWC 액적 생성을 위한 icing spray
insulation sliding 벽면
결빙 형상 및 성능 측정장치

○ 3차년도

- Icing Wind Tunnel 구축 및 검수
- 착빙형상 측정 방법 연구

착빙 위치, 얼음의 크기, 얼음축적속도, 모양등을 정량적으로 측정

○ 4차년도

- Icing Wind Tunnel을 이용한 방빙장치 시험방안 연구

주요 공력면의 착빙에 따른 성능 변화측정

	microwave, heater mat, pneumatic device 등과 같은 제빙, 방빙 장치의 성능 평가 ○ 5차년도 - Icing Wind Tunnel을 이용한 결빙시 감항인증방안 연구 인증 대상 장비에 대해 결빙시험을 통해 인증절차 수행 및 자료확보방법을 시현
4. 연구개발 추진방법	
□ 추진전략	○ 연구책임자는 단계별 목표를 수립하고, 그에 적합한 추진전략 및 일정계획 수립 ○ Icing 측정을 기법 및 시설 확보, 구축 및 활용 방안
□ 추진체계	○ 학교 및 산업체 지원과 공조체제 구축을 통해 연구개발을 효율적으로 추진 ○ Icing 측정을 위한 해석 기법은 학교와의 협력을 중심으로 수행하며, 실험적 방법 등은 KAI 측 또는 국내 연구 기관등과 협력하며 해외 시설 이용등에 관련해서는 해외 기관들에 요청 ○ 연구된 해석적, 실험방법을 이용하여 통합적인 Icing Protection 설계 기술 개발
5. 최종성과물	
□ 주요 최종성과물	○ Icing Wind Tunnel과 측정장비 ○ Icing Wind Tunnel 운용 및 시험 매뉴얼 ○ Icing Wind Tunnel을 이용한 대상 장비 인증방법 ○ Icing Wind Tunnel 활용방안
6. 연구기간 및 지원예산	
□ 전 체	○ 총 연구기간 및 총 연구비 - 총 연구기간 : 2014 ~ 2018(5년) - 총 연구비 : 630억원 (정부출연금 630억) ○ 1차년도 (2014년) 연구기간 및 연구비 - 1차년도 연구기간 : 협약일로부터 12 개월 - 1차년도 연구비 : 정부출연금 5억 이내 (단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제2	5	65	350	200	10	630
	0	0	0	0	0	0
	5	65	350	200	10	630
총계	5	65	350	200	10	630
	0	0	0	0	0	0
	5	65	350	200	10	630

7. 기 타

○ 과제별 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
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

※ 1차년도 연구기간은 협약일로부터 사업단 1차년도 운영협약 종료일까지로 함. 다만, 선정 후 사업단 총괄기관과의 협약시 핵심과제 연구기간이 변경될 수 있음

○ 연구책임자(기관)는 성과목표(지표)별 달성목표치 및 가중치 등을 신청용 연구개발계획서에 제안하여야 함. 성과목표는 본 제안요구서의 5항에 정의된 성과물을 필수적으로 포함해야 하며, 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용할 계획임(※ 목표대비 실적 평가자료 등으로 활용하여 인센티브 및 제재조치 강구)

○ 1차년도 연구기간 중, 선정된 주관기관(핵심연구책임자)은 제안한 연구개발계획서의 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화하여 사업단장 및 평가원의 승인을 거쳐 동 연구개발계획서를 수정·보완하여야 함

○ 기 수행되었거나(종료과제, 중단과제 등) 현재 수행중인 동 핵심과제 관련 연구개발결과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함
(www.kicttep.re.kr 정보마당, www.kordi.go.kr 참조)

○ 향후 본 핵심과제는 사업단내 타 핵심과제 또는 타 사업과 연구내용의 연계·조정 및 이에 따른 예산조정이 가능함

○ 추후 사업단 운영계획은 수정·보완될 수 있으며, 이에 따라 핵심과제 내 특정 기술개발에 대한 추진방식 등이 변경될 수 있음

○ 인증과제 주관기관이 수행하는 인증업무에 영향을 받지 않도록 이에 관한 법적인 절차 및 판단에 대해서 제 4핵심과제 참여기관은 관여할 수 없음

핵심과제명	제 6-3 과제 : 무음향풍동 구축 및 인증 시험평가 기법 개발

1. 연구개발 목표

○ 소음인증에 요구되는 무음향 풍동의 구축 및 장비 운용기술 확보

○ 소음 인증을 위한 해석 및 시험 기술 확보

2. 연구개발 필요성 및 기술동향

□ 연구개발의 필요성

○ 환경 규제 강화에 따라 소음 인증이 중요시 되고 있음

○ 연구/개발 단계에서 저소음화 기술을 적용하면 소음 인증 시 적합하며 추후 국내/외 판매 및 수출 시 경쟁력 있음

○ 헬리콥터 소음 인증 기술 및 저소음 기술은 차세대 Green Flight 등에 적용될 수 있음

□ 기술동향

<국 내>

○ 한국형 헬리콥터 개발 시 부분적으로 해석적 방법을 개발하였으나 신규 헬기 개발 시 해석과 인증에 적용되지는 못하고 있는 단계임.

○ 항우연을 중심으로 풍동의 개방형 시험부를 이용하여 부분적인 소음시험이 실시된 적이 있으나 아직 충분한 경험이 축적되지 못한 상태임

○ 로터 성능 시험 위주의 시험이 진행되고 있어서 로터 소음 시험에 대한 경험과 기술 수준이 낮음

○ 헬리콥터의 개발 시 요구되는 소음 인증에 필요한 무음향 풍동의 구축과 운용 기술의 확보가 필요한 상황임

<국 외>

○ 미국의 경우 Boeing, NASA등과 같은 기관 들에 소음전담 부서와 연구진들이 연구를 진행하고 있음

○ 각 거점 학교들에서 헬리콥터 소음 해석 코드를 개발하고 있으며 이미 개발된 코드들은 소음 예측 및 성능에 적용되고 있음

○ 미국의 경우 NASA, Boeing, Lockheed Martin, 이탈리아의 CIRA, 프랑스의 ONERA 등의 경우 자체적인 무향풍동시설을 보유하여 헬기 소음의 강도 및 소음원 예측에 활용하고 있음

○ 실제 비행 중에 지상 및 공중에서 소음 시험을 수행하였고, 경로 및 비행 조건등 다양한 조건에서 비행 소음 시험을 진행하고 있음

○ 헬리콥터 소음 시험을 위해서 HART 와 같은 여러 국가간의 협력 연구가 수행되었고 이때 확보된 자료를 이용하여 연구 개발 및 인증에 적용

3. 연구개발 내용

○ 소음인증을 위한 무음향 풍동 설비의 설계 요구조건 도출
○ 무음향 풍동 장비 구축
○ 무음향 풍동 장비 운용 계획 수립
○ 소음 인증요건에 대한 연구
○ 소음 측정을 위한 실험적 방법 연구
ex) 마이크로폰 어레이 방법, 소음지도 작성 등
○ 인증 요건을 위한 저소음 기술 개발 및 적용 방안
○ 소음 인증을 위한 비행 시험 방안 및 인증 연구

<년차별 연구개발 내용>
○ 1차년도
- 소음 인증요건에 대한 연구
- 소음 인증에 이용되는 무음향 풍동 설비의 요구조건 도출

○ 2차년도
- 요구조건에 따른 무음향 풍동 시설 설계 및 장비 구축계획 수립
개방형 시험부
동체와 로터 지지부
소음원 반사 최소화를 위한 무향실
소음원 및 강도 규명을 위한 측정 장비

○ 3차년도
- 무음향 풍동시설의 구축 및 검수
- 소음 측정을 위한 실험적 방법 연구
마이크폰 방법 구축 및 개발
제자리 및 전진 비행 소음 예측 시험 방안 개발
비행 경로나 비행 조건에 따른 소음 특성 파악
소음지도 작성을 통한 소음 인증 자료 작성

○ 4차년도
- 구축된 무음향 풍동의 시범 운용 및 향후 운용 계획 수

립

- 인증 요건을 위한 저소음 기술 개발 및 적용 방안
  저소음화 기술 파악
  국내 확보 저소음 기술 및 확보 기술 파악
  저소음 기술 적용 방안

○ 5차년도

- 소음 인증을 위한 비행 시험 방안 및 인증 연구
  비행 시험을 통하여 소음 예측 및 인증 자료 확보 방법 시현 최종적으로 해석 및 시험비행을 이용한 소음 인증 연구

4. 연구개발 추진방법

□ 추진전략

○ 연구책임자는 단계별 목표를 수립하고, 그에 적합한 추진전략 및 일정계획 수립
○ 소음 인증을 위한 해석 기법 및 시설 확보, 활용 방안
○ 소음 인증을 위한 저소음 설계기술 확보 및 시험 방법 확보

□ 추진체계

○ 학교 및 산업체 지원과 공조체제 구축을 통해 연구개발을 효율적으로 추진
○ 소음 예측을 위한 해석 기법은 학교와의 협력을 중심으로 수행하며, 소음 측정을 위한 시험 방법 등은 국내 연구 기관등과 협력하며 해외 기관들에게 자문요청
○ 연구된 해석적, 실험방법을 이용하여 통합적인 소음 인증 적합성 기술 개발

5. 최종성과물

□ 주요 최종성과물

○ 소음 인증에 소요되는 무음향 풍동 설비 요구조건 도출
○ 소음 인증용 무음향 풍동 장비 구축 향후 운용계획 수립
○ 소음 인증 적합성 인증을 위한 비행 시험 방안 및 인증

6. 연구기간 및 지원예산

□ 전 체

○ 총 연구기간 및 총 연구비
- 총 연구기간 : 2015 ~ 2019(5년)
- 총 연구비 : 140억원 (정부출연금 140억)

○ 1차년도 (2015년) 연구기간 및 연구비
- 1차년도 연구기간 : 협약일로부터 12 개월

- 1차년도 연구비 : 정부출연금 2억 이내

(단위 : 억원)

	1차년도	2차년도	3차년도	4차년도	5차년도	계
세부과제3	2	25	70	38	5	140
	0	0	0	0	0	0
	2	25	70	38	5	140
총계	2	25	70	38	5	140
	0	0	0	0	0	0
	2	25	70	38	5	140

7. 기 타

○ 과제별 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
- 연차별 지원예산은 제시된 총 정부출연금 범위 내에서 편성

※ 연차별 연구비는 정부예산사정 및 사업단 운영계획에 따라 변경 가능

※ 1차년도 연구기간은 협약일로부터 사업단 1차년도 운영협약 종료일까지로 함. 다만, 선정 후 사업단 총괄기관과의 협약시 핵심과제 연구기간이 변경될 수 있음

○ 연구책임자(기관)는 성과목표(지표)별 달성목표치 및 가중치 등을 신청용 연구개발계획서에 제안하여야 함. 성과목표는 본 제안요구서의 5항에 정의된 성과물을 필수적으로 포함해야 하며, 과제선정 후 해당 연구책임자(기관)에 대한 진도점검·관리 및 성과평가 등의 근거자료로 활용할 계획임(※ 목표대비 실적 평가자료 등으로 활용하여 인센티브 및 제재조치 강구)

○ 1차년도 연구기간 중, 선정된 주관기관(핵심연구책임자)은 제안한 연구개발계획서의 연구목표, 내용 및 범위 등을 구체화·명확화하여 사업단장 및 평가원의 승인을 거쳐 동 연구개발계획서를 수정·보완하여야 함

○ 기 수행되었거나(종료과제, 중단과제 등) 현재 수행중인 동 핵심과제 관련 연구개발결과의 구체적인 연계·통합 및 활용방안을 연구계획에 포함
(www.kicttep.re.kr 정보마당, www.kordi.go.kr 참조)

○ 향후 본 핵심과제는 사업단내 타 핵심과제 또는 타 사업과 연구내용의 연계·조정 및 이에 따른 예산조정이 가능함

○ 추후 사업단 운영계획은 수정·보완될 수 있으며, 이에 따라 핵심과제 내 특정 기술개발에 대한 추진방식 등이 변경될 수 있음

○ 인증과제 주관기관이 수행하는 인증업무에 영향을 받지 않도록 이에 관한 법적인 절차 및 판단에 대해서 제 4핵심과제 참여기관은 관여할 수 없음

참고 문헌

1. 한국항공우주연구원, 중소형항공기 인증기술개발 기획 (연구기간 : 2007. 6. 29 ~ 2008. 6. 28) 총괄 최종보고서.
2. 한국항공우주연구원, 중소형항공기 인증기술개발 기획 2단계 (연구기간 : 2008. 12. 23 ~ 2009. 9. 22) 보고서
3. 한국항공우주연구원, 민수헬기 기획연구 (연구기간 : 2009. 4. 1 ~ 2010. 6. 30) 최종보고서
4. 건국대학교, 헬리콥터 로터시스템 핵심기술 및 통합 성과관리 (개발기간 : 2006. 8.~2008. 12.) 최종보고서
5. Convention on International Civil Aviation, 2006
6. INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO) AND THE AIRCRAFT CERTIFICATION SERVICE, A GUIDE TO AIRCRAFT AIRWORTHINESS RESPONSIBILITIES FROM THE ICAO CONVENTION AND RELATED ANNEXES, 1999
7. The Convention on International Civil Aviation, Annexes 1 to 18
8. ICAO International Standards and Recommended Practices, Annex 8 , Airworthiness of Aircraft
9. ICAO Annex VIII, PART IVB. HELICOPTERS FOR WHICH APPLICATION FOR CERTIFICATION WAS SUBMITTED ON OR AFTER13 DECEMBER 2007
10. FAA, Generic Steps for Obtaining a Bilateral Aviation Safety Agreement-Imp lementation Procedure for Airworthiness.
11. FAA, The FAA and Industry Guide to Product Certification
12. FAA Order 8100.5, Aircraft Certification Service Mission, Responsibilities, Relationships, and Programs.
13. FAA Order 8100.8, Designee Management Handbook
14. FAA Order 8110.37, DER Guidance Handbook
15. FAA Order 8110.4, Type Certification
16. FAA Order 8110.41, Aircraft Certification Service Flight Test Pilot Training, Responsibilities, Procedures, and Training
17. AC 21-23, Airworthiness Certification of Civil Aircraft, Engines, Propellers, and Related Products Imported into the United States
18. AC 27-1, Certification of Normal Category Rotorcraft
19. AC 29-2, Certification of Transport Category Rotorcraft
20. DEPARTMENT OF CIVIL AVIATION MALAYSIA, Airworthiness Sector, Design Organisation Approval Handbook, 2009
21. Eurocopter Deutschland (ECD), Design Organozation Manual, QDA-00-02

22. 항공법 ([법률 제10162호, 2010. 3.22, 일부개정])
23. 항공법 시행령 ([대통령령 제21719호, 2009. 9. 9, 일부개정])
24. 항공기 형식증명 등 전문검사기관지정 및 감독규정 동법 시행령 (국토해양부 고시 제2009-322호, 2009.06.12.)
25. 항공기 형식증명 지침제정 (국토해양부훈령 제266호, 2009.06.05)
26. 항공기 등의 감항엔지니어 업무지침 (국토해양부훈령 제272호)
27. 항공안전공무원교육훈련규정 (국토해양부 훈령 제575호, 개정 2010.3.10), 【1.3】 감항분야(Airworthiness) 기술행정공무원 교육훈련
28. 전문검사기관 지정 (국토해양부고시 제2009-424호2009.07.01)
29. 항공기 인증기반 구축현황 및 EASA 인증제도 소개(2009, 이종희, 항우연)
30. EASA Homepage : http://www.easa.europa.eu
31. 국토해양부고시 제2009-1094 “항공기 기술기준 Part 21”
32. 국내 항공인증과 미국 인증체계의 비교(2007, 홍덕곤, 이관중, 부산대학교)
33. Reconciling Organizational Privileges and Aviation Authority Responsibilities (2008, TCCA, FAA, EASA)

▶ 기획 연구 수행 경위

- 회의 내역

일자	장소	참석자	회의내용
2010/1/5	건국대학교	유영훈,변영환 유정주,김창주 김상호,김임권 이덕주,오세종 이관중,박종혁 이효진,	Kick-off 미팅
2010/1/13	건국대학교	유영훈,김창주 이재우	각 기관의 역할분담 논의
2010/1/15	건국대학교	유영훈,김창주 이재우,이승현	KAI의 자문 역할에 대하여 논의
2010/1/19	건국대학교	이재우,김창주	기관별/전문가별 연구내용 정리
2010/1/29	건국대학교	유영훈,김창주	워크샵 일정 논의 및 자문위원들 역할 논의
2010/2/23	더클래식500	워크샵참석자	시장분석 현황, 수리온 vs 공격헬기, 인증 인프라 구축 관련 논의
2010/4/2	대전	유영훈,김창주 이덕주,위성용 이관중,박종혁 윤희권	분기보고서 및 중간보고서 작성 논의 2차 워크샵 일정 논의
2010/5/3	대전	유영훈,김창주 이재우,이덕주 위성용,이관중 오세종,박종혁 윤희권	국토해양부 방문 논의, 2차 워크샵 논의 중간보고서 작성에 관한 논의 자문위원 활용 방안 논의
2010/5/7	건국대학교	유영훈,김창주 이관중,위성용	워크샵개최 발표자 및 내용 논의 국토부 방문 내용 논의
2010/5/13	건국대학교	유영훈,김창주 이재우	인력양성에 관한 논의
2010/5/27	건국대학교	유영훈,김창주 이재우,김정화 김임권,이관중 위성용	중간보고서 작성에 관한 논의
2010/6/4	유성호텔	워크샵참석자	헬기 기술 현황, 인증 인프라 구축 관련 논의
2010/6/11	서울역	유영훈,김창주 이재우,김정화	중간보고서 수정보완 논의, 과제도출 논의

		이덕주,이관중 박종혁,위성용	
2010/6/18	건국대학교	유영훈,김창주 이재우,김임권 이덕주,박종혁	인증인프라 RFP 논의
2010/7/5	대전 KAIST	유영훈,김창주 이재우,이상철 이덕주,위성용 이재명,오세종 황인희	인증인프라 RFP 도출 논의, 인증인프라 본과제 RFP 분야 추가협의
2010/8/19	부산대학교	유영훈 외 17	인증인프라 본과제 RFP 분야 협의 결과
2010/9/30	더클래식500	워크샵 참석자	도출된 RFP 논의, 의견 수렴, 최종보고서 작성에 반영

- 방문 내역

일자	장소	참석자	방문내용
2010/1/28	KAI	유영훈,이재우	자문 역할 논의
2010/2/4	국토해양부	유영훈,김창주 이재우,이관중	과제 추진 계획 논의
2010/4/6	대한항공 김해연구소	유영훈,김창주 변영환	인증 관련 자문 논의
2010/4/30	고흥 항공우주센터	변영환,유정주	인증관련 자문 논의
2010/5/7	국토해양부	유영훈,이재우	과제 추진 계획 논의
2010/7/21	국토해양부	유영훈,김창주 이재우,이덕주 이영대	인증인프라 본과제 RFP 분야 구체적 협의

- 워크샵 개최 내역

일자	장소	참석자	내 용
2010/2/23	건국대더 클래식500	32명	과제 관련 발표 및 자문
2010/6/4	유성호텔		과제 관련 발표 및 자문
2010/9/30	건국대 더클래식500		과제 관련 발표 및 자문

부록 A ICAO 인증 체계 및 감항기준 관련 자료

부록 A-1. ICAO Annex VIII PART IVB. HELICOPTERS FOR WHICH APPLICATION FOR CERTIFICATION WAS SUBMITTED ON OR AFTER 13 DECEMBER 2007

부록 B FAA 인증 체계 및 감항기준 관련 자료

부록 B-1 : FAA 인증단계별 주요업무, 요구되는 정보, 제출문건 및 완료조건
부록 B-2 : FAA 인증 참여 인력의 주요 역할(Key Players' Role)
부록 B-3 : FAA 항공기 인증 주요 조직 및 업무
부록 B-4 : FAA 인증업무 위임제도의 DER 세부 분야 및 주요 위임 내용

부록 C EASA 인증 체계 및 감항기준 관련 자료

부록 C-1 : DOA : Example of Design Organization Manual (DOM)- EC Germany(ECD) 기준
부록 C-2 : EASA Example of Design Organization Approval Handbook
부록 C-3 : EASA Forms 목록

부록 D 우리나라 인증 체계 및 감항기준 관련 자료

부록 D-1 : 항공기 인증관련 항공법, 시행령, 훈령 및 고시 주요 조항
부록 D-2 : 항공기 형식증명 지침제정 2009.06.05 (국토해양부훈령 제266호)
부록 D-3 : 항공기 등의 감항엔지니어 업무지침 (국토해양부훈령 제272호)
부록 D-4 : 전문검사기관 지정 (국토해양부고시 제2009-424호2009.07.01)

부록 E 우리나라 헬기인증 인프라 관련 자료

부록 E-1 : 주요 헬리콥터 인증시험설비
부록 E-2 : 인증 시험설비 선정표
부록 E-3 : 국내보유 주요 헬기시험시설
부록 E-4 : 국내보유 기술수준

부록 A. ICAO 인증 체계 및 감항기준 관련 자료

부록 A-1 : ICAO Annex VIII

PART IVB. HELICOPTERS FOR WHICH APPLICATION FOR CERTIFICATION WAS SUBMITTED ON OR AFTER 13 DECEMBER 2007

SUB-PART A. GENERAL

A.1 Applicability

A.1.1 The Standards of this part are applicable in respect of all helicopters designated in A.1.2 for which an application for the issue of a Type Certificate is submitted to the appropriate national authorities on or after 13 December 2007.

A.1.2 The Standards of this part shall apply to helicopters over 750 kg maximum certificated take-off mass intended for the carriage of passengers or cargo or mail in international air navigation.

Note. – The following Standards do not include quantitative specifications comparable to those found in national airworthiness codes. In accordance with 1.2.1 of Part II, these Standards are to be supplemented by requirements established, adopted or accepted by Contracting States.

A.1.3 The level of airworthiness defined by the appropriate parts of the comprehensive and detailed national code referred to in 1.2.1 of Part II for the helicopters designated in A.1.2 shall be at least substantially equivalent to the overall level intended by the broad Standards of this part.

A.1.4 Unless otherwise stated, the Standards apply to the complete helicopter including engines, systems and equipment.

A.2 Operating limitations

A.2.1 Limiting conditions shall be established for the helicopter, its engine(s) and its equipment (see G.2). Compliance with the Standards of this part shall be established assuming that the helicopter is operated within the limitations specified. The safety implications of exceeding these operating limits shall be considered.

A.2.2 Limiting ranges of any parameter whose variation may compromise the safe operation of the helicopter, e.g. mass, centre of gravity location, load distribution, speeds, ambient air temperature and altitude, shall be established within which compliance with all the pertinent Standards of this part is shown.

Note 1.－The maximum operating mass and centre of gravity limits may vary, for example, with each altitude and with each practicably separate operating condition, e.g. takeoff, en route, landing.

Note 2.－Maximum operating mass may be limited by the application of Noise Certification Standards (see Annex 16, Volume I and Annex 6, Part III).

A.3 Unsafe features and characteristics

Under all anticipated operating conditions, the helicopter shall not possess any feature or characteristic that renders it unsafe.

A.4 Proof of compliance

The means by which compliance with the appropriate airworthiness requirements is demonstrated shall ensure that in each case the accuracy achieved will be such as to provide reasonable assurance that the helicopter, its components and equipment comply with the requirements and are reliable and function correctly under the anticipated operating conditions.

SUB-PART B. FLIGHT

B.1 General

B.1.1 Compliance with the Standards prescribed in this sub-part shall be established by flight or other tests conducted upon a helicopter or helicopters of the type for which a Type Certificate is sought, or by calculations (or other methods) based on such tests, provided that the results obtained by calculations (or other methods) are equal in accuracy to, or conservatively represent, the results of direct testing.

B.1.2 Compliance with each Standard shall be established for all applicable combinations of helicopter mass and centre of gravity position, within the range of loading conditions for which certification is sought.

B.1.3 Where necessary, appropriate helicopter configurations shall be established for the determination of performance in the various stages of flight and for the investigation of the helicopter''s flying qualities.

B.2 Performance

B.2.1 Sufficient data on the performance of the helicopter shall be determined and scheduled in the flight manual to provide operators with the necessary information for the purpose of determining the total mass of the helicopter on the basis of the values, peculiar to the proposed flight, of the relevant operational parameters, in order that the flight may be made with reasonable assurance that a safe minimum performance for that flight will be achieved.

B.2.2 Achieving the performance scheduled for the helicopter shall take into consideration human performance and in particular shall not require exceptional skill or alertness on the part of the flight crew.

Note. – Guidance material on human performance can be found in the Human Factors Training Manual (Doc 9683).

B.2.3 The scheduled performance of the helicopter shall be consistent with compliance with A.2.1 and with the operation in logical combinations of those of the helicopter''s systems and equipment, the operation of which may affect performance.

B.2.4 Minimum performance

At the maximum masses scheduled (see B.2.7) for take-off and for landing as functions of the take-off and landing site pressure-altitude and temperature in still air conditions, and, for water operations, in specified conditions of smooth water, the helicopter shall be capable of accomplishing the minimum performances specified in B.2.5 and B.2.6, respectively, not considering obstacles or final approach and take-off area length.

B.2.5 Take-off

a) The performance at all stages of take-off and climb shall be sufficient to ensure that under conditions of operation departing slightly from the idealized conditions for which data are scheduled (see B.2.7), the departure from the scheduled values is not disproportionate.

b) For Category A helicopters, in the event of critical engine failure at or after the take-off decision point, the helicopter shall be capable of continuing safe flight, the remaining engine(s) being operated within the approved limitations.

B.2.6 Landing

a) It shall be possible to make a safe landing on a prepared landing surface after complete power failure occurring during normal cruise.

b) For Category A helicopters, starting from the landing configuration in the event of critical engine failure at or before the landing decision point, the helicopter shall be capable of continuing safe flight, the remaining engine(s) being operated within the approved limitations.

B.2.7 Scheduling of performance

Performance data shall be determined and scheduled in the flight manual as follows for the ranges of mass, altitude, temperature and other operational variables for which the helicopter is to be certificated, and additionally for amphibians, water surface conditions and strength of current shall be included.

a) Hover performance. The hover performance shall be determined for both in-ground effect and out-of-ground effect with all engines operating.

b) Climb. The steady rate of climb with the engine(s) operating at or within approved limits shall be established.

c) Height-velocity envelope. If there are any combinations of height and forward velocity (including hover) under which a safe landing cannot be made after failure of the critical engine and with the remaining engines (if applicable) operating within approved limits, a height-velocity envelope shall be established.

d) Take-off distance – all engines operating. Where required by the operating rules, the take-off distance – all engines operating shall be the horizontal

distance required from the start take-off to the point where a selected speed up to the best rate of climb speed (Vy) and selected height above the take-off surface are achieved, all engines operating at approved take-off power required. In addition, for Category A helicopters:

e) Minimum performance. The minimum climb performance shall be established for both take-off and landing.

f) Take-off decision point. The take-off decision point shall be the point in the take-off phase used in determining take-off performance and from which either a rejected take-off may be made or a take-off safely continued, with the critical engine inoperative.

g) Take-off distance required. The take-off distance required shall be the horizontal distance required from the start of the take-off to the point at which the take-off safety speed (VTOSS), a selected height above the take-off surface, and a positive climb gradient are achieved, following failure of the critical engine at take-off decision point, the remaining engine(s) operating within approved operating limits. If procedures involve rearward flight, the back-up distance shall be included.

h) Rejected take-off distance required. The rejected take-off distance required shall be the horizontal distance required from the start of the take-off to the point where the helicopter comes to a complete stop following engine failure and rejection of the take-off at the take-off decision point.

i) Take-off path - climb gradients. The take-off path - climb gradient shall be the steady gradient(s) of climb for the appropriate configuration(s) with the critical engine inoperative from the end of the take-off distance required to a defined point above the take-off surface.

j) Engine inoperative climb. The engine inoperative climb shall be the steady rate of climb/descent with the critical engine inoperative and the operating engine(s) not exceeding the power for which they are certificated.

k) Landing decision point. The landing decision point shall be the latest point in the approach phase from which either a landing may be made or a rejected landing (go-around) safely initiated, with the critical engine inoperative.

l) Landing distance required. The landing distance required shall be the horizontal distance required to land and come to a complete stop from a point on the approach flight path at a selected height above the landing surface with the critical engine inoperative.

B.3 Flying qualities

B.3.1 The helicopter shall comply with the Standards of this paragraph at all altitudes up to the maximum anticipated altitude relevant to the particular requirement in all temperature conditions relevant to the altitude in question and for which the helicopter is approved.

B.3.2 Controllability

B.3.2.1 The helicopter shall be controllable and manoeuvrable under all anticipated operating conditions and it shall be possible to make smooth transitions from one flight condition to another (e.g. turns, sideslips, changes of engine power, changes of helicopter configuration) without requiring exceptional skill, alertness or strength on the part of the pilot even in the event of failure of any engine. A technique for safely controlling the helicopter shall be established for all stages of flight and helicopter configurations for which performance is scheduled.

Note. – This Standard is intended, among other things, to relate to operation in conditions of no appreciable atmospheric turbulence and also to ensure that there is no undue deterioration of the flying qualities in turbulent air.

B.3.2.2 Controllability on the ground (or water). The helicopter shall be controllable on the ground (or on the water) during taxiing, take-off and landing under the anticipated operating conditions.

B.3.2.3 Controllability during take-off. The helicopter shall be controllable in the event of sudden failure of the critical engine at any point in the take-off, when the helicopter is handled in the manner associated with the scheduling of the take-off data.

B.3.3 Trim

The helicopter shall have such trim and handling capabilities as to ensure that the demands made on the pilot''s attention and ability to maintain a desired flight condition are not excessive when account is taken of the stage of flight at which these demands occur and their duration. In the event of a malfunction of the systems associated with the flight controls, there shall not be any significant deterioration of the handling characteristics.

B.4 Stability and control

B.4.1 Stability

The helicopter shall have such stability in relation to its other flight characteristics, performance, structural strength, and most probable operating conditions (e.g. helicopter configurations and speed ranges) as to ensure that demands made on the pilot''s powers of concentration are not excessive when the stage of the flight at which these demands occur and their duration are taken into account. The stability of the helicopter shall not, however, be such that excessive demands are made on the pilot''s strength or that the safety of the helicopter is prejudiced by lack of manoeuvrability in emergency conditions.

B.4.2 Autorotation

B.4.2.1 Rotor speed control. The autorotation characteristics of the helicopter shall be such as to enable the pilot to control the rotor speed to within prescribed limits and to maintain full control of the helicopter.

B.4.2.2 Behaviour following a power loss. The behaviour of the helicopter following a power loss shall not be so extreme as to make difficult a prompt recovery of rotor speed without exceeding the airspeed or strength limitations of the helicopter.

B.4.2.3 Autorotation airspeeds.

For Category A helicopters, airspeeds for autorotative landings shall be established. For other helicopters, the autorotation airspeeds recommended for maximum range and minimum rate of descent shall be established.

B.4.3 Vibration

There shall be no vibration or buffeting severe enough to interfere with the control of the helicopter.

B.4.4 Ground resonance

The helicopter shall have no dangerous tendency to oscillate on the ground with the rotor turning.

SUB-PART C. STRUCTURE

C.1 General

The helicopter structure shall be designed, manufactured and provided with instructions for its maintenance with the objective of avoiding catastrophic failure throughout its operational life.

Note. – Structure includes the airframe, undercarriage, control system, blades and rotorhead, rotor pylon and auxiliary lifting surfaces.

C.2 Mass and mass distribution

Unless otherwise stated, all structural Standards shall be complied with when the mass is varied over the applicable range and is distributed in the most adverse manner, within the operating limitations on the basis of which certification is sought.

C.3 Limit loads

Except as might be otherwise qualified, the external loads and the corresponding inertia loads, or resisting loads obtained for the various loading conditions prescribed in C.7, C.8 and C.9 shall be considered as limit loads.

C.4 Strength and deformation

In the various loading conditions prescribed in C.7, C.8 and C.9, no part of the helicopter structure shall sustain detrimental deformation at any load up to and including the limit load, and the helicopter structure shall be capable of supporting the ultimate load.

C.5 Airspeeds

C.5.1 Design airspeeds

Design airspeeds shall be established for which the helicopter structure is designed to withstand the corresponding manoeuvring and gust loads in accordance with C.7.

C.5.2 Limiting airspeeds

Limiting airspeeds, based on the corresponding design airspeeds with safety margins, where appropriate, in accordance with A.2.1, shall be included in the flight manual as part of the operating limitations (see G.2.3). When airspeed limitations are a function of mass, mass distribution, altitude, rotor speed, power or other factors, airspeed limitations based on the critical combination of these factors shall be established.

C.6 Main rotor(s) rotational speed limits

A range of main rotor(s) speeds shall be established that:

a) with power on, provides adequate margin to accommodate the variations in rotor speed occurring in any appropriate manoeuvre, and is consistent with the kind of governor or synchronizer used; and

b) with power off, allows each appropriate autorotative manoeuvre to be performed throughout the ranges of airspeed and mass for which certification is requested.

C.7 Loads

C.7.1 The loading conditions of C.7, C.8 and C.9 shall consider the range of mass and mass distributions prescribed in C.2, the main rotor rpm ranges established in C.6, and airspeeds established in accordance with C.5.1. Asymmetrical as well as symmetrical loading shall be taken into account. The air, inertia and other loads resulting from the specific loading conditions shall be distributed so as to approximate actual conditions closely or to represent them conservatively.

C.7.2 Manoeuvring loads

Manoeuvring loads shall be computed on the basis of manoeuvring load factors appropriate to the manoeuvres permitted by the operating limitations. They shall not be less than values that experience indicates will be adequate for the anticipated operating conditions.

C.7.3 Gust loads

Gust loads shall be computed for vertical and horizontal gust velocities that statistics or other evidence indicate will be adequate for the anticipated operating conditions.

C.8 Ground and water loads

C.8.1 The structure shall be able to withstand all the loads due to the reactions of the ground or water surface, as applicable, that arise during start-up, ground and water taxiing, liftoff, touchdown and rotor braking.

C.8.2 Landing conditions

The landing conditions at the design take-off mass and at the design landing mass shall include such symmetrical and asymmetrical attitudes of the helicopter at ground or water contact, such velocities of descent, and such other factors affecting the loads imposed upon the structure as might be present in the

anticipated operating conditions.

C.9 Miscellaneous loads

In addition to or in conjunction with, the manoeuvering and gust loads and with the ground and water loads, consideration shall be given to all other loads (flight control loads, pilot forces, engine torque, loads due to changes of configuration, external loads, etc.) that are likely to occur in the anticipated operating conditions.

C.10 Fatigue strength

The strength and fabrication technique of the helicopter structure shall be such as to avoid catastrophic fatigue failure under repeated loads and vibratory loads in the anticipated operating conditions. Environmental degradation, accidental damage and other likely failures shall be considered.

C.11 Special factors

Design features (e.g. castings, bearings or fittings), the strength of which are subject to variability in manufacturing processes, deterioration in service or any other cause, shall be accounted for by a suitable factor.

SUB-PART D. DESIGN AND CONSTRUCTION

D.1 General

D.1.1 Details of design and construction shall be such as to give reasonable assurance that all helicopter parts will function effectively and reliably in the anticipated operating conditions. They shall be based upon practices that experience has proven to be satisfactory or that are substantiated by special tests or by other appropriate investigations or both. They shall also consider Human Factors principles.

Note. – Guidance material on Human Factors principles can be found in the Human Factors Training Manual (Doc 9683).

D.1.2 Substantiation of moving parts

The functioning of all moving parts essential to the safe operation of the helicopter shall be demonstrated in order to ensure that they will function correctly under all operating conditions for such parts.

D.1.3 Materials

All materials used in parts of the helicopter essential for its safe operation shall conform to approved specifications. The approved specifications shall be such that materials accepted as complying with the specifications will have the essential properties assumed in the design.

D.1.4 Manufacturing methods

The methods of manufacturing and assembly shall be such as to produce consistently sound structure which shall be reliable with respect to maintenance

of strength in service.

D.1.5 Protection

The structure shall be protected against deterioration or loss of strength in service due to weathering, corrosion, abrasion or other causes, which could pass unnoticed, taking into account the maintenance the helicopter will receive.

D.1.6 Inspection provisions

Adequate provision shall be made to permit any necessary examination, replacement or reconditioning of parts of the helicopter that require such attention, either periodically or after unusually severe operations.

D.1.7 Critical parts

All critical parts used in the helicopter shall be identified and procedures shall be established to ensure that the required level of integrity for critical parts is controlled during design, manufacture and throughout the service life of those parts.

D.2 Systems design features

Special consideration shall be given to design features that affect the ability of the flight crew to maintain controlled flight. This shall include at least the following:

a) Controls and control systems. The design of the controls and control systems shall be such as to minimize the possibility of jamming, inadvertent operations and unintentional engagement of control locking devices.

   1) Each control and control system shall operate with the ease, smoothness and precision appropriate to its function.

   2) Each element of each flight control system shall be designed, or distinctively and permanently marked, to minimize the probability of any incorrect assembly that could result in the malfunction of the system.

b) Crew environment. The design of the flight crew compartment shall allow operation of the controls by the crew without unreasonable concentration or fatigue.

c) Crew vision. The arrangement of the flight crew compartment shall be such as to afford a sufficiently extensive, clear and undistorted field of vision for the safe operation of the helicopter under all foreseeable operating conditions for which certification is requested.

d) Provision for emergencies. Means shall be provided which shall either automatically prevent, or enable the flight crew to deal with, emergencies resulting from foreseeable failures of equipment and systems which would endanger the helicopter.

e) Fire precautions. The helicopter shall have adequate fire protection.

f) Incapacitation of crew. Design precautions shall be taken to protect against the presence of toxic gases which under normal operating conditions could incapacitate the flight crew.

D.3 Flutter

Each aerodynamic surface of the helicopter shall be free from flutter under each appropriate speed and power condition.

D.4 Occupant accommodation features

D.4.1 Seating and restraints

Adequate seating and restraints shall be provided for the occupants, taking account of the likely flight and emergency landing loads to be encountered. Attention shall be paid to minimizing injury to occupants due to contact with surrounding structure during the operation of the helicopter.

D.4.2 Cabin environment

Ventilation systems shall be designed to provide the cabin with an adequate environment during the anticipated flight and ground operating conditions.

D.5 Electrical bonding and protection against lightning and static electricity

D.5.1 Electrical bonding and protection against lightning and static electricity shall be such as to:

a) protect the helicopter, its systems, its occupants and those who come in contact with the helicopter on the ground or water from the dangerous effects of lightning discharge and electrical shock; and

b) prevent dangerous accumulation of electrostatic charge.

D.5.2 The helicopter shall also be protected against catastrophic effects of lightning. Due account shall be taken of the material used in the construction of the helicopter.

D.6 Emergency landing provisions

D.6.1 Provisions shall be made in the design of the helicopter to protect the occupants from fire and effects of deceleration in the event of an emergency landing.

D.6.2 Facilities shall be provided for rapid evacuation of the helicopter in conditions likely to occur following an emergency landing, and such facilities shall be related to the passenger and crew capacity of the helicopter. On helicopters certificated for ditching conditions, provisions shall also be made in the design to give reasonable assurance that safe evacuation from the helicopter of passengers and crew can be executed in case of ditching.

D.7 Ground handling

Adequate provisions shall be made in the design to minimize the risk that normal ground-handling operations (e.g. towing, jacking) may cause damage, which could pass unnoticed, to the parts of the helicopter essential for its safe operation. The protection that any limitations and instructions for such operations might provide may be taken into account.

SUB-PART E. ROTORS AND POWERPLANT

E.1 Engines

The Standards of Part VI of this Annex shall apply to engines of all types which are used on the helicopter as primary propulsion units.

E.2 Rotors and powerplant installation

E.2.1 General

The powerplant installation and rotors shall comply with the Standards of Sub-Part D and with the Standards of E.2.

E.2.2 Design, construction and functioning

a) The rotors and rotor drive systems assembly complete with accessories shall be designed and constructed so as to function reliably within their operating limitations under the anticipated operating conditions when properly fitted to the engine and installed in the helicopter in accordance with this sub-part.

b) For helicopters of maximum certificated take-off mass greater than 3 175 kg or helicopters which are certificated to Category A Standard, an assessment shall be conducted for the rotors and rotor drive systems to ensure that they function safely throughout the full range of operating conditions. Where this assessment identifies a failure which could prevent continued safe flight or landing of the helicopter, means shall be prescribed to minimize the likelihood of that failure.

E.2.3 Declared ratings, conditions and limitations

The power ratings and all operating conditions and limitations which are intended to govern the operation of the rotors and rotor drive systems shall be declared.

a) Maximum and minimum rotor rotational speed limitations. Maximum and minimum speeds for the rotors in both power-on and power-off conditions shall be established. Any operating conditions (e.g. airspeed) that affect such maxima or minima shall be declared.

b) Rotor underspeed warnings for single engine helicopters, and for multi-engine helicopters not having an approved device for automatically increasing power when an engine fails. When the helicopter approaches a rotor rotational speed limit, with or without engines inoperative, clear and distinctive warnings shall be apparent to the pilot. The warnings or initial characteristics of the condition shall be such as to enable the pilot to arrest the development of the condition after the warning begins and to recover

the rotor rotational speed to within prescribed normal limits and to maintain full control of the helicopter.

E.2.4 Tests

Rotors and rotor drive systems shall complete satisfactorily such tests as are necessary to ensure that they will operate satisfactorily and reliably within the declared ratings, conditions and limitations. The tests shall include at least the following:

a) Operation. Tests shall be conducted to ensure that strength and vibration characteristics are satisfactory and to demonstrate proper and reliable functioning of pitch changing and control mechanisms and free wheel mechanisms. Overspeed characteristics shall be demonstrated to be satisfactory for helicopters of maximum certificated take-off mass greater than 3 175 kg; and

b) Endurance. Tests of sufficient duration shall be conducted at such powers, engine and rotor speeds, and other operating conditions as are necessary to demonstrate reliability and durability of the rotors and rotor drive systems.

E.2.5 Compliance with engine, rotor and rotor drive system limitations

The powerplant installation shall be so designed that the engines, rotors and rotor drive systems are capable of functioning reliably in the anticipated operating conditions. In conditions established in the flight manual, the helicopter shall be capable of being operated without exceeding the limitations established for the engines, rotors and rotor drive systems in accordance with this sub-part and Part VI.

E.2.6 Control of engine rotation

For helicopters of a maximum certificated take-off mass greater than 3 175 kg and for helicopters which are certificated to Category A Standard, where continued rotation of a failed engine would increase the hazard of fire or of a serious structural failure, means shall be provided for the crew to stop the rotation of the failed engine in flight or to reduce it to a safe level.

E.2.7 Engine restarting

For helicopters of a maximum certificated take-off mass greater than 3 175 kg and for helicopters which are certificated to Category A Standard, a means shall be provided for restarting an engine in flight at altitudes up to a declared maximum altitude.

E.2.8 Arrangement and functioning

E.2.8.1 Independence of engines. For Category A helicopters, the powerplant shall be arranged and installed so that each engine together with its associated systems is capable of being controlled and operated independently from the others and so that there is at least one arrangement of the powerplant and systems in which any failure, unless the probability of its occurrence is extremely remote, cannot result in a loss of more power than that resulting from complete failure of the critical engine.

E.2.8.2 Rotors and rotor drive systems vibration. The vibration stresses for

the rotors and rotor drive systems shall be determined and shall not exceed values that have been found safe for operation within the operating limitations established for the helicopter.

E.2.8.3 Cooling. The cooling system shall be capable of maintaining powerplant temperatures within the established limits (see E.2.5) at all ambient temperatures approved for operation of the helicopter. The maximum and minimum ambient air temperatures for which the powerplant has been established as being suitable shall be scheduled in the flight manual.

E.2.8.4 Associated systems. The fuel, oil, air induction, and other systems associated with each engine, rotor drive system and rotor, shall be capable of supplying the appropriate unit in accordance with its established requirements, under all conditions affecting the functioning of the systems (e.g. engine power setting, helicopter attitudes and accelerations, atmospheric conditions, fluid temperatures) within the anticipated operating conditions.

E.2.8.5 Fire protection. For regions of the powerplant where the potential fire hazards are particularly serious because of the proximity of ignition sources to combustible materials, the following shall apply in addition to the general Standard of D.2 e).

a) Isolation. Such regions shall be isolated by fire resistant material from other regions of the helicopter where the presence of fire would jeopardize continued flight and landing (helicopters of a maximum certificated take-off mass greater than 3 175 kg or Category A) or would jeopardize safe landing (other helicopters), taking into account the probable points of origin and paths of propagation of fire.

b) Flammable fluids. Flammable fluid system components located in such regions shall be fire resistant. Drainage of each region shall be provided to minimize hazards resulting from the failure of any component containing flammable fluids. Means shall be provided for the crew to shut off the flow of flammable fluids into such regions if a fire occurs. Where sources of flammable fluid exist in such regions, the whole of the related system within the region, including supporting structure, shall be fireproof or shielded from the effects of fires.

c) Fire detection. For turbine engine installations, a sufficient number of fire detectors shall be provided and located to ensure rapid detection of any fire that might occur in such regions, unless the fire can be readily observed in flight by the pilot in the cockpit.

d) Fire extinguishment. For turbine engine helicopters of a maximum certificated take-off mass greater than 3175 kg, such regions shall be provided with a fire extinguisher system capable of extinguishing any fire likely to occur therein, unless the degree of isolation, quantity of combustibles, fire resistance of the structure, and other factors are such that any fire likely to occur in the region would not jeopardize the safety of the helicopter.

SUB-PART F. SYSTEMS AND EQUIPMENT

F.1 General

F.1.1 The helicopter shall be provided with approved instruments, equipment and systems necessary for the safe operation of the helicopter in the anticipated operating conditions. These shall include the instruments and equipment necessary to enable the crew to operate the helicopter within its operating limitations. Instruments and equipment design shall consider Human Factors principles.

Note 1.—Instruments and equipment additional to the minimum necessary for the issuance of a Certificate of Airworthiness are prescribed in Annex 6, Part III, for particular circumstances or on particular kinds of routes.

Note 2.—For system software certification, see Sub-part H.

Note 3.—Guidance material on Human Factors principles can be found in the Human Factors Training Manual (Doc 9683) and in the Human Factors Guidelines for Air Traffic Management (ATM) Systems (Doc 9758).

F.1.2 The design of the instruments, equipment and systems required by F.1.1 and their installation shall be such that:

a) for a Category A helicopter, an inverse relationship exists between the probability of a failure condition and the severity of its effect on the helicopter and its occupants, as determined by a system safety assessment process;

b) they perform their function under all anticipated operating conditions; and

c) electrical interference between them does not adversely effect safe operation.

F.1.3 Means shall be provided to warn the crew of unsafe system operating conditions and to enable them to take corrective action.

F.1.4 The design of the electrical power supply system shall be such as to enable it to supply power loads during normal operations and shall also be such that no single failure or malfunction could impair the ability of the system to supply essential loads for safe operation.

F.2 Installation

Instrument and equipment installations shall comply with the Standards of Sub-part D.

F.3 Safety and survival equipment

Prescribed safety and survival equipment that the crew or passengers are expected to use or operate at the time of an emergency shall be reliable, readily accessible and easily identified, and its method of operation shall be plainly

marked.

F.4 Navigation lights and anti-collision lights

F.4.1 The lights required by Annex 2 — Rules of the Air to be displayed by helicopters in flight or operating on the movement area of an aerodrome or a heliport shall have intensities, colours, fields of coverage and other characteristics such that they furnish the pilot of another aircraft or personnel on the ground with as much time as possible for interpretation and for subsequent manoeuvre necessary to avoid a collision. In the design of such lights, due account shall be taken of the conditions under which they may reasonably be expected to perform these functions.

Note 1.—It is likely that lights will be viewed against a variety of backgrounds, such as typical city lighting, clear starry sky, moonlit water and daytime conditions of low background luminance. Furthermore, collision risk situations are most likely to arise in terminal control areas in which aircraft are maneuvering in the intermediate and lower flight levels at closing speeds that are unlikely to exceed 900 km/h (500 kt).

Note 2.—See the Airworthiness Manual (Doc 9760) for detailed technical specifications for exterior lights for helicopters.

F.4.2 Lights shall be installed in helicopters so as to minimize the possibility that they will adversely affect the satisfactory performance of the flight crews' duties.

F.5 Electromagnetic interference protection Aircraft electronic systems, particularly flight-critical and flight-essential systems, shall be protected as appropriate against electromagnetic interference from both internal and external sources.

F.6 Ice protection

If certification for flight in icing conditions is required, the helicopter shall be shown to be able to operate safely in all icing conditions likely to be encountered in all anticipated operating environments.

SUB-PART G. OPERATING LIMITATIONS AND INFORMATION

G.1 General

The operating limitations within which compliance with the Standards of this Annex is determined, together with any other information necessary to the safe operation of the helicopter, shall be made available by means of a flight manual, markings and placards, and such other means as may effectively accomplish the purpose.

G.2 Operating limitations

G.2.1 Limitations which might be exceeded in flight and which are defined

quantitatively shall be expressed in suitable units. These limitations shall be corrected if necessary for errors in measurements so that the flight crew can, by reference to the instruments available to them, readily determine when the limitations are reached.

G.2.2 Loading limitations

The loading limitations shall include all limiting masses, center of gravity positions, mass distributions and floor loadings (see A.2.2).

G.2.3 Airspeed limitations

The airspeed limitations shall include all speeds (see C.5.2) that are limiting from the standpoint of structural integrity or flying qualities of the helicopter, or from other considerations. These speeds shall be identified with respect to the appropriate helicopter configurations and other pertinent factors.

G.2.4 Powerplant limitations

The powerplant limitations shall include all those established for the various powerplant components as installed in the helicopter (see E.2.5 and E.2.8.3).

G.2.5 Rotor limitations

Limitations on rotor speeds shall include maximum and minimum rotor speeds for power-off (autorotation) and power on conditions.

G.2.6 Limitations on equipment and systems

The limitations on equipment and systems shall include all those established for the various equipment and systems as installed in the helicopter.

G.2.7 Miscellaneous limitations

Miscellaneous limitations shall include any necessary limitations with respect to conditions found to be prejudicial to the safety of the helicopter (see A.2.1).

G.2.8 Flight crew limitations

The flight crew limitations shall include the minimum number of flight crew personnel necessary to operate the helicopter, having regard, among other things, to the accessibility to the appropriate crew members of all necessary controls and instruments and to the execution of the established emergency procedures.

Note. – See Annex 6 – Operation of Aircraft, Part III, for the circumstances in which the flight crew includes members in addition to the minimum flight crew defined in this Annex.

G.3 Operating information and procedures

G.3.1 Types of eligible operations

The particular types of operations for which the helicopter has been shown to

be eligible by virtue of compliance with the appropriate airworthiness requirements shall be listed.

G.3.2 Loading information

The loading information shall include the empty mass of the helicopter, together with a definition of the condition of the helicopter at the time of weighing, the corresponding centre of gravity position, and the reference points and datum lines to which the centre of gravity limits are related.

Note. – Usually the empty mass excludes the mass of the crew and payload, and the usable fuel supply; it includes the mass of all fixed ballast, unusable fuel supply and total quantity of oil, engine coolant and hydraulic fluid.

G.3.3 Operating procedures

A description shall be given of normal and emergency operating procedures which are peculiar to the particular helicopter and necessary for its safe operation. These shall include procedures to be followed in the event of failure of one or more engines.

G.3.4 Handling information

Sufficient information shall be given on any significant or unusual features of the helicopter characteristics.

G.4 Performance information

The performance of the helicopter shall be scheduled in accordance with B.2. There shall be included information regarding the various helicopter configurations and powers involved and the relevant speeds, together with information which will assist the flight crew in attaining the performance as scheduled.

G.5 Flight manual

A flight manual shall be made available. It shall identify clearly the specific helicopter or series of helicopters to which it is related. The flight manual shall include at least the limitations, information and procedures specified in G.2, G.3, G.4 and G.6.1.

G.6 Markings and placards

G.6.1 Markings and placards on instruments, equipment, controls, etc., shall include such limitations or information as necessary for the direct attention of the flight crew during flight.

G.6.2 Markings and placards or instructions shall be provided to give any information that is essential to the ground crew in order to preclude the possibility of mistakes in ground servicing (towing, refuelling, etc.) that could pass unnoticed and that could jeopardize the safety of the helicopter in subsequent flights.

G.7 Continuing airworthiness - maintenance information

G.7.1 General

Information for use in developing procedures for maintaining the helicopter in an airworthy condition shall be made available. The information shall include that described in G.7.2, G.7.3 and G.7.4.

G.7.2 Maintenance information

Maintenance information shall include a description of the helicopter and recommended methods for the accomplishment of maintenance tasks. Such information shall include guidance on defect diagnosis.

G.7.3 Maintenance programme information

Maintenance programme information shall include the maintenance tasks and the recommended intervals at which these tasks are to be performed.

Note. – The development of initial maintenance programme information at the time of helicopter type certification is sometimes referred to as the Maintenance Review Board (MRB) process or the process of developing instructions for continued airworthiness.

G.7.4 Mandatory maintenance requirements resulting from the type design approval

Mandatory maintenance requirements that have been specified by the State of Design as part of the approval of the type design shall be identified as such and included in the maintenance information of G.7.3.

Note. – Mandatory requirements identified as part of the type design approval are often referred to as Certification Maintenance Requirements (CMR) and/or airworthiness limitations.

SUB-PART H. SYSTEMS SOFTWARE

All systems software shall be designed and validated such as to ensure that the systems in which software is used perform their intended functions with a level of safety that complies with the requirements of this part.

Note. – Some States accept the use of national/international industry standards, such as RTCA /DO-178 or EUROCAE ED12, for the design and testing of systems software.

SUB-PART I. CRASHWORTHINESS AND CABIN SAFETY

I.1 General

Crashworthiness shall be taken into account in the design of helicopters to improve the probability of occupant survival.

I.2 Design emergency landing conditions

Emergency landing (crash) loads shall be determined so that the interiors, furnishings, support structure and safety equipment can be designed to reasonably protect occupants under emergency landing conditions. Items to be considered shall include:

a) dynamic effects;

b) restraint criteria for items that could cause a hazard;

c) deformation of the fuselage in the areas of emergency exits;

d) fuel cell integrity and position; and

e) integrity of electrical systems to avoid sources of ignition in the area of fuel components.

I.3 Cabin fire protection

The cabin shall be so designed as to provide fire protection tothe occupants in the event of airborne systems failures or a crash situation. Items to be considered shall include:

a) flammability of cabin interior materials;

b) fire resistance and, for helicopters of a maximum certificated take-off mass greater than 3 175 kg, the generation of smoke;

c) provision of safety features to allow for safe evacuation; and

d) fire suppression equipment.

I.4 Evacuation

The helicopter shall be equipped with sufficient emergency exits to allow for cabin evacuation within an appropriate time period. Items to be considered, appropriate to the size and category of the helicopter, shall include:

a) number of seats and seating configuration;

b) number, location and size of exits;

c) marking of exits and provision of instructions for use;

d) likely blockages of exits;

e) operation of exits; and

f) positioning and weight of evacuation equipment at exits, e.g. slides and rafts.

I.5 Lighting and marking

For helicopters with 10 or more passenger seats, emergency lighting shall be provided and shall have the following characteristics:

a) independence from main electrical supply;
b) visual indication of emergency exits; and
c) illumination both inside and outside the helicopter during evacuation.

SUB-PART J. OPERATING ENVIRONMENT AND HUMAN FACTORS

J.1 General

The helicopter shall be designed to allow safe operation within the performance limitations of users, including crew, passengers, ground handling and maintenance staff.

Note. – The human/machine interface is often the weak link in an operating environment and so it is necessary to ensure that the helicopter is capable of being controlled at all phases of the flight (including a degradation due to failures) and that neither the crew nor passengers are harmed by the environment in which they have been placed for the duration of the flight.

J.2 Flight crew

J.2.1 The helicopter shall be designed in such a way as to allow safe and efficient control by the flight crew. The design shall allow for variations in flight crew skill and physiology commensurate with expected flight crew capabilities. Account shall be taken of the different expected operating conditions of the helicopter in its environment, including operations degraded by failures.

J.2.2 The workload imposed on the flight crew by the design of the helicopter shall be reasonable at all stages of flight. Particular consideration shall be given to critical stages of flight and critical events which may reasonably be expected to occur during the service life of the helicopter, such as engine failure.

Note. – Workload can be affected by both cognitive and physiological factors.

J.3 Ergonomics

During design of the helicopter, account shall be taken of ergonomics factors including:

a) ease of use and prevention of inadvertent misuse;

b) ease of access;

c) working environment;

d) standardization and commonality; and

e) ease of maintenance.

J.4 Operating environmental factors

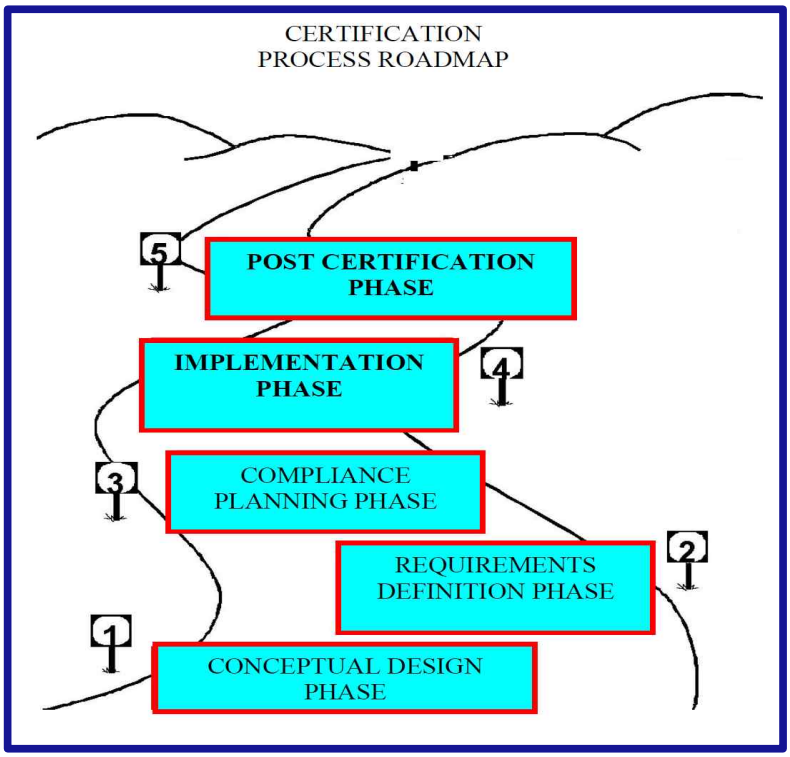
The design of the helicopter shall take into consideration the flight crew operating environment including:

a) effect of aeromedical factors such as noise and vibration; and

b) effect of physical forces during normal flight.

부록 B. FAA 인증 체계 및 감항기준 관련 자료

부록 B-1 : FAA 인증단계별 주요 업무, 요구되는 정보, 제출문건 및 완료조건



Phase I - Conceptual Design

1. Tasks

▷ Early Familiarization Meetings on design concepts

2. Required Information

▷ New designs, technology, materials, processes, etc.

▷ Proposed certification basis and means of compliance

▷ Supplier relationships

▷ Initial safety assessments

3. Deliverables

▷ Meeting minutes and correspondence to document decisions, agreements, schedules, milestones, and action item assignments

▷ Preliminary certification basis considering the intended means of compliance, initial safety assessments, and relevant policy material and begin formulation of a PSCP

▷ Definition and plan for resolution of critical issues, e.g. new designs, technology or processes, potential special conditions, exemptions or equivalent safety findings, co-production or foreign supplier arrangements

requiring undue burden assessments; etc.

▷ Identify core team for commitment to developing the preliminary PSP elements to ensure continuity

▷ Phase I Evaluation Checklist

4. Criteria for Success

▷ Commitment to the signed PSP

Phase II - Requirement Definition

1. Tasks

▷ Meetings to refine product definition, requirements, and develop the PSCP

▷ Preliminary Certification Board Meeting

2. Required Information

▷ Applicant's descriptive design & production data

▷ Critical issues definition

▷ Refined safety assessments

▷ Proposed schedule

3. Deliverables

▷ Submission of Application, FAA Form 8110-12 (FAA Order 8110.4)

▷ Acknowledgment of Application

▷ Certification Project Notification (FAA Order 8110.4) and establishment of project

▷ Establishment of FAA and Applicant project certification team

▷ Meeting minutes and correspondence to document decisions, agreements, schedules, milestones, and action item assignments

▷ Preliminary PSCP including project milestones and related events such as program status reviews

▷ Agreement of TC Certification Basis Plan and definition of project issues such as means of compliance including special conditions, equivalent safety findings, exemptions, etc.

▷ Phase II Evaluation Checklist

4. Criteria for Success

▷ Apply the PSP and commit to the early development of the PSCP

Phase III - Compliance Planning

1. Tasks

▷ Project planning and PSCP development meetings

2. Required Information

▷ Initial FMEA/Safety Assessments

▷ Stakeholder identification

▷ Refined critical issues

▷ Production processes

3. Deliverables

▷ Meeting minutes and correspondence to document decisions, agreements, schedules, milestones, and action item assignments

▷ Signed PSCP

▷ Project schedule with established FAA/Applicant milestones for completion of analyses, test plan submission, TIA, conformities, flight test, AEG evaluations, critical issues resolution plan, and other items affecting the completion of the project

▷ Agreed Type Certification Basis

▷ Compliance Check List

▷ Completion of Stage 1 on all issue papers

▷ Identification of stakeholders, including suppliers, installers in the case of engines, propellers, or systems, etc.

▷ Delegations defined with oversight criteria

▷ Resource requirements

▷ Conformity procedures

▷ Project evaluation measures

▷ Phase III Evaluation Checklist

4. Criteria for Success

▷ Apply the PSP and commit to agreement on the PSCP

Phase IV - Implementation

1. Tasks

▷ Demonstration of compliance

▷ Compliance and conformance requirements verification

▷ Final Certification Board Meeting

2. Required Information

▷ Design and production analysis

▷ Witnessing

▷ Inspection results

▷ Safety analysis

3. Deliverables

▷ Meeting minutes and correspondence to document decisions, agreements, and action item assignments

▷ Meet milestones for completion of analyses, test plan submission, TIA, conformities, flight test, AEG evaluations, critical issues resolution plan, and other items affecting the completion of the project

▷ Completed test plans/reports, conformity requests, inspections, and compliance documentation

▷ Issue Papers, Special Conditions, Exemptions, Equivalent Safety Findings

▷ Compliance and conformance findings

▷ Type Design and Production approval issuance

▷ Phase Evaluation IV Checklist

4. Criteria for Success

▷ Apply PSP and manage to the PSCP

▷ Conduct frequent project schedule and compliance checklist status reports, team and management reviews, and make revisions as needed to PSCP.

Phase V - Post Certification

1. Tasks

▷ Project follow-up and closure

▷ Certificate Management

2. Required Information

▷ Airworthiness Limitations

▷ Maintenance and Operations requirements

▷ Project lessons learned

▷ Relevant safety data

▷ Type Certificate Data Sheet

▷ Evaluation findings

▷ Design change data

3. Deliverables

▷ Meeting minutes and correspondence to document decisions, agreements, schedules, milestones, and action item assignments

▷ Compliance Summary Document

▷ Type Inspection Report

▷ Instructions for Continued Airworthiness

▷ Continued Airworthiness Management Plan

▷ Phase V Evaluation Checklist

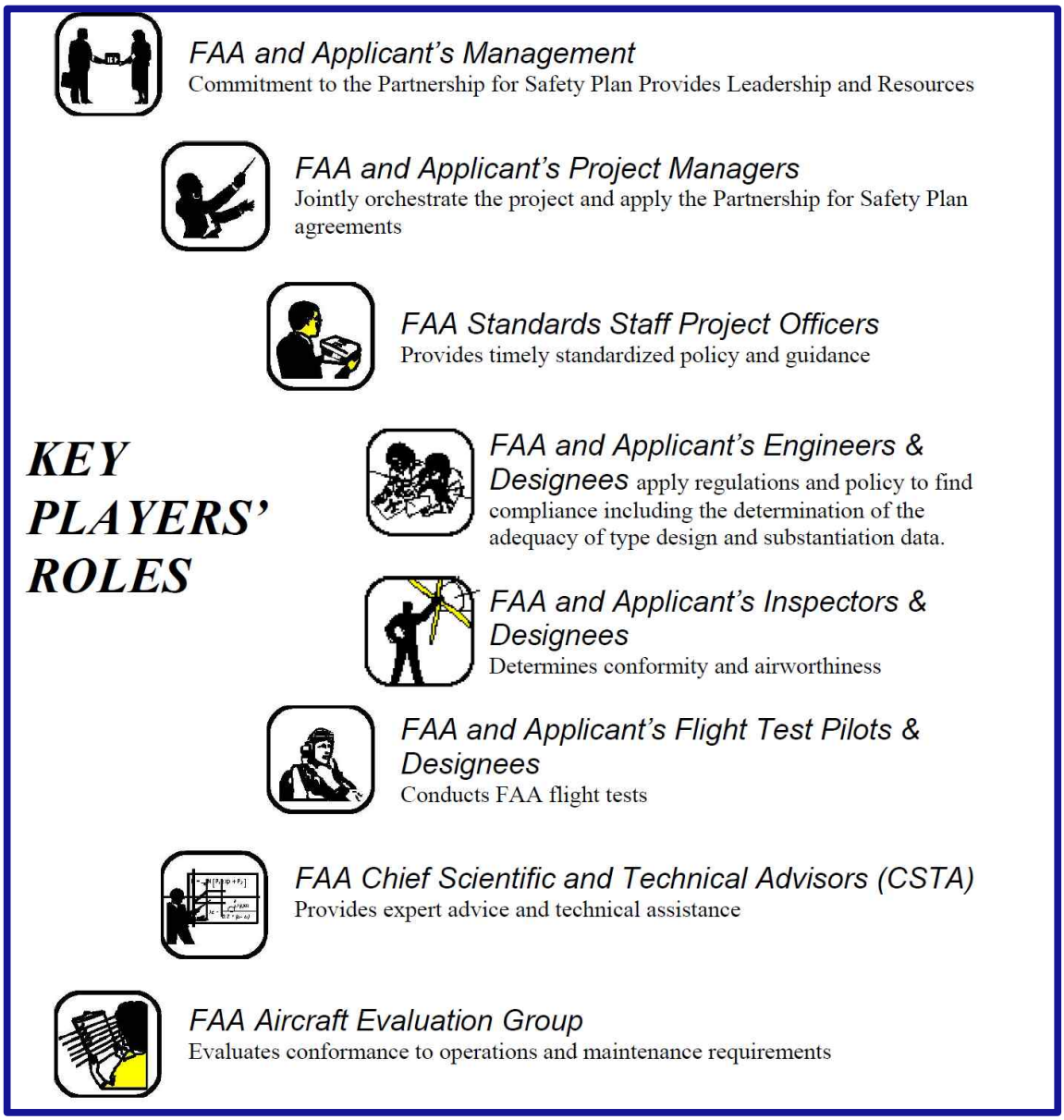
4. Criteria for Success

▷ Work together for continuous improvement

▷ Apply PSP and manage to the PSCP with a focus on continued operational safety

▷ Provide proper levels of technical project and management leadership with frequent reviews to ensure project close-out to schedule and resolution of significant post TC issues

부록 B-2 : FAA 인증 참여 인력의 주요 역할(Key Players' Role)



FAA and Applicant's Management

The Applicant and the FAA work to establish a PSP to reach a clear common understanding of their respective responsibilities for the design and production definition and the certification requirements. The respective managements provide leadership and resources to product certification teams through the Project Managers in order to accomplish the project and resolve issues. The management has ultimate responsibility through the product certification team for the quality of compliance finding work, standard application of regulatory compliance policy and procedures, and the timely, efficient completion of the product certification projects.

1. Teamwork

▷ Establishes PSP early for the involvement and commitment of both parties

▷ Ensures the Product Certification Team's full participation, application of the PSP, and adherence to the PSCP

▷ Ensures Product Certification Team engages all stakeholders including other FAA Engineers, Standards Staffs, Inspectors and Applicants to resolve integration issues, e.g. engine/propeller/APU to airframe compatibility

▷ Coaches and mentors Product Certification Team members

▷ Models behaviors that promote effective teamwork between the FAA and Applicant

2. Communication

▷ Communicates early and often about design, schedules, plans for demonstrating compliance and conformity and anticipated problems

▷ Facilitates access to best sources of information

▷ Ensures consistency and clarity of positions on issues is communicated to each other

▷ Promotes and ensures efficient resolution of issues at the operational level prior to elevating to the higher management levels

3. Accountability

▷ Participates in resolving critical issues identified in the PSCP

▷ Moderates appeal process through respective Project Managers

▷ Works in partnership to reach early agreement on certification basis

▷ Sets realistic schedules and monitors project status

▷ Provides leadership and management of resources to support the project

▷ Ensures the delivery of a quality product

4. Jointly the Managements Ensure

▷ Resources are available to support project: team, travel funds, training, policy and administrative procedures

▷ Integration of project requirements with total workload for the respective organizations including: resources, priorities, schedules, staff, and policy considerations

▷ Facilitation of issues resolution by providing management oversight and leadership

▷ Identification of Project Manager focal points and lines of communication for certification project team

▷ Participation in Familiarization Meeting to discuss certification aspects of proposed project concepts

FAA and Applicant's Project Manager

The FAA, Designees, and Applicant's Project Managers are the principal focal points for the project. They coordinate and direct the certification team's effort and ensure things are kept moving to achieve the Product Certification objectives.

1. Teamwork

▷ Ensure the right people from the FAA and Applicant are involved

▷ Develop and maintain the PSCP

▷ Ensure the Product Certification Project Team awareness of design features, proposed means of compliance, new materials, new production processes, co-production or foreign supplier issues, and other critical issues for timely resolution

2. Communication

▷ Ensure effective communication flow and quality documentation among specialists, FAA offices, and Applicant

3. Accountability

▷ Ensure commitments and PSCP schedules are met

▷ Develop proposed certification basis and certification PSCP

▷ Manage timely delivery completion of inspections, analysis, test data, exemptions, special conditions, equivalent safety findings, etc. for determining compliance and completing certification of the product

▷ Maintain effective oversight and control of the project

4. Jointly the PMs Ensure

▷ Notification and involvement of FAA and Applicant in early project Phases

▷ Preparation of all required documentation

▷ Completion of accurate data submittals

▷ Completion of planning and scheduling

▷ Development of the compliance checklist

▷ Adherence to agreed project sequence and schedule for test plans, completion of inspections and tests, and data and report submittals to show conformity and compliance

▷ Planning for and coordination of all interactions, familiarization, and board meetings during all Phases

▷ Determination of project resource requirements to meet FAA and Applicant commitments

▷ Establishment of project team including necessary specialists

▷ Preparation of the PSCP in coordination with all team members (Ref.

Order 8100.5)

▷ Identification of new materials, new production processes, and co-production or foreign supplier arrangements requiring an undue burden assessment

▷ Development of the product certification basis

▷ Accountability as project focal points with their respective FAA, Designees, and Applicant team members to ensure team is always aware of project status

▷ Participation in the development of new project-specific policy safety issues

▷ Coordination of technical decisions and regulatory issues with their respective team members

▷ Integration of work of project team to promote timely decisions (Ref. Order 8100.5)

▷ Identification of unique/novel product features or applications, and potential need for coordination on issue papers, special conditions, exemptions, equivalent safety findings, (Ref. Order 8100.5)

▷ Management of the issues resolution process, maintains an issues tracking system, and applies the issues resolution process, as needed

▷ Participation in Pre-flight TC board and presents certification material on project

▷ Participation in Final TC board and presents certification material on project, if applicable

▷ Proper evaluation of type design and substantiation data to determine their adequacy

▷ Preparation of Type Certificate Data Sheet

▷ Preparation of the Phase Evaluation Checklist at the end of each Phase

▷ Preparation of Certification Compliance Summary Document (Ref. Order 8110.4)

5. The FAA PM Ensures

▷ Coordination with FAA Team members and Designees cooperatively keeping the project team aware of applicable policy and guidance material

▷ Preparation of the Certification Project Notification and acknowledgment letter of Applicant's application (Ref. Orders 8100.5 and 8110.4)

▷ Scheduling and chairing of preliminary, interim, flight test and final TC Board meetings as appropriate

▷ Proper preparation, and Designee oversight, where appropriate, are provided for approval of Type Inspection Authorizations and/or FAA Form 8120-10 requests for conformity

▷ Completion of project file compliance documentation including Applicant's,

Designee's, and project team member's required input

▷ Proposed certification basis for project and means of compliance are consistent with FAR and policy

▷ Findings of compliance are made by appropriate accountable team members

▷ Notification of Applicant early of schedule revisions and/or major issues after commencement of certification which would influence prior agreed objectives

6. The Applicant's PM Ensures

▷ Demonstration of compliance to the FAR

▷ Application for Type and Production Certification includes available relevant data/information

▷ Development of proposed certification basis, means of compliance, and certification PSCP

▷ Submittal of type design data, analyses, plans, and reports, and shows compliance per the agreed PSCP.

▷ Notification to FAA early of schedule revision and/or major design changes after commencement of certification which would influence prior agreed outcomes

▷ Submittal of Statement of Conformity (FAA Form 8130-9) on product and components or parts

▷ Notification to Inspector when ground test articles are ready for conformity inspection when required, and for pre-flight test conformity and airworthiness certification

▷ Acceptance of Certificates and Approvals from FAA

The Standard Staff Project Officer

The Standards Staff Project Officer provides the certification team with clear and timely regulatory and policy guidance specific to the project. The Project Officer is the focal point within the accountable project Directorate for that policy and for engaging other appropriate Directorate Staffs on installation issues across FAR Parts e.g., engines, propellers, APUs.

1. Teamwork

▷ Works with Directorate policy staff and Product Certification team to provide coordinated policy to the team

▷ Assures that the certification basis, including means of compliance, is agreed upon early in project

▷ Assures timely support of the project regulatory and policy aspects

2. Communication

▷ Serves as advisor to the FAA and Applicant Project Managers and Designees on timely and responsive interpretation of policy and rules

▷ Raises critical policy issues early to the Project Managers, e.g., in meetings, telecons, issue papers; and documents agreements and actions to resolve them

3. Accountability

▷ Reviews and concurs with the certification basis early

▷ Provides guidance on standardized application of rules and policy

▷ Assures that last minute changes in policy are applied to Applicant's products only when critical new safety issues are identified, i.e., the potential for an accident or service difficulty sufficient to warrant Airworthiness Directive action if the product were in service

4. The FAA Standards Staff Project Officer

▷ Serves as Directorate national focal point and provides Project Managers and Designees with early policy guidance consistent with national policy that is common to all Directorates, e.g., software, HIRF

▷ Coordinates special conditions, exemptions, and equivalent safety findings within Directorate and with other Directorates, as appropriate

▷ Provides pertinent FAR Part regulatory and policy guidance

▷ Analyzes the PSCP to ensure the team has all necessary policies and to identify issues that require additional or future regulations or policies to be undertaken

▷ Adheres to all applicable policy and guidance material

▷ Attends all relevant meetings and discussions related to the establishing the certification basis and resolving non-standard means of compliance or other critical issues list items

▷ Ensures timely processing of all Issue Papers, Special Conditions, Exemptions, etc. related to regulatory and policy issues

▷ Ensures timely determination of the certification basis

FAA Engineers and/or Designees

The Engineers, as assigned for appropriate disciplines, are the principal contacts for the Applicant. Their activity is always in coordination with the FAA Project Manager and follows the agreed PSCP for guiding the certification process, communication guidelines and how rules and policy will be applied. The Engineers and Designees understand the technical details of the project, application of applicable rules and policy, and are responsible for the majority of the compliance findings associated with the project. They also evaluate sufficiency of the type design and substantiation data with the discretion to

review any of the data therein, such as critical material process specifications.

1. Teamwork

▷ Works closely with team members to meet deadlines, e.g., coordinates early on with Aviation Safety Inspectors, Designees, and the Applicant to request conformity inspections, new material/process specification evaluations, and compliance findings, where needed

▷ Participates in all team meetings and discussions appropriate to their areas of responsibility and disciplines

2. Communication

▷ Uses timely and effective communication methods to identify and resolve problems early

▷ Communicates directly with Applicant and FAA counterparts on policy staff and other FAA Engineers and Inspectors to facilitate meeting project objectives

▷ Transmits policy and guidance material, with the Standards Staff Project Officer, to Applicant for timely resolution of critical issues

▷ Raises critical engineering issues early to the Project Manager, e.g., in meetings, telecons, issue papers; and documents agreements and actions to resolve them

▷ Communicates the need for specialized expertise and resources to the team and management

3. Accountability

▷ Assures compliance with regulations and policy

▷ Responsible for technical details and documentation of findings and issues resolution

▷ Maintains appropriate oversight of the Designees

▷ Uses all available resources, e.g., peers, Designees, Technical Specialists, CSTAs, policy staff, management, to make quality technical decisions and accomplish project deadlines

4. The FAA Engineers and/or Designees, as Appropriate

▷ Attends all appropriate familiarization, technical, and board meetings

▷ Notifies the FAA Project Manager early of the need for CSTA or technical specialist assistance

▷ Assists in developing certification basis

▷ Reviews and approves certification means of compliance consistent with the agreed certification PSCP, certification basis and related policy (FAA only)

▷ Oversees the use of engineering delegations and Designees in accordance with the Delegation section of the PSCP (FAA only)

▷ Communicates with Applicant and project team on day-to-day technical issues; keeps Project Manager informed

▷ Makes compliance findings for design approval

▷ Drafts issue papers

▷ Ensures the quality and timeliness of approvals and documentation

▷ Prepares Type Inspection Authorizations in discipline, requests conformity inspection, when needed, of appropriate test articles, and coordinates with FAA Inspectors and their Designees

▷ Coordinates with FAA Inspectors and their Designees on the approval of critical parts and new materials or new process specifications

▷ Adheres to all applicable policy and guidance material

▷ Assures that all data submitted for design and production is complete and accurate to serve as the foundation for issuance of the certificate and subsequent continued airworthiness management activities throughout the life cycle of the aircraft

FAA Inspectors and/or Designees

The FAA Aviation Safety Inspectors provide consultation and advise on production processes proposed in the design. They conduct and oversee, through Designees, a variety of conformity inspections, evaluations of aircraft airworthiness, and issues airworthiness certificates or other approvals. They conduct progressive evaluation of the manufacturer's quality and production systems for eventual production approval. The Inspector is alert to conformance issues on critical parts that cannot be determined solely from type design data. This would then require focused process control, inspection, or evaluation within the production quality system.

1. Teamwork

▷ Works closely with team members to meet deadlines, e.g., coordinates early on with FAA Engineers, other Aviation Safety Inspectors, Designees, and the Applicant to conduct conformity inspections, new material/process specification evaluations, and compliance findings, where needed

▷ Participates in all team meetings and discussions appropriate to their areas of responsibility and disciplines

2. Communication

▷ Uses timely and effective communication methods to identify and resolve problems early

▷ Communicates directly with the Applicant and FAA project team members, and other Aviation Safety Inspectors to facilitate meeting project objectives

▷ Raises critical production issues early to the Project Manager, e.g., in meetings, telecons, issue papers, and documents agreements and actions to

resolve them

▷ Communicates the need for specialized expertise and resources to the team and management

3. Accountability

▷ Briefs Applicant on conformity inspection, airworthiness approval, and production approval requirements

▷ Evaluates conformity, when requested, prior to official FAA tests

▷ Determines airworthiness of aircraft prior to flight test

▷ Maintains appropriate oversight of their Designees

▷ Assures compliance with regulations and policy governing production approvals

▷ Assumes responsibility for production related technical issues resolution and documentation of findings

▷ Uses all available resources, e.g., peers, Designees, CSTAs, policy staff, management, to make quality technical decisions and accomplish project deadlines

4. The FAA Inspectors and/or Designees as Appropriate

▷ Attends all appropriate familiarization, technical, and board Meetings

▷ Notifies the FAA Project Manager early of the need for CSTA or technical specialist assistance

▷ Assists in developing certification basis

▷ Reviews and approves production means of compliance consistent with the agreed certification PSCP, certification basis and related policy (FAA only)

▷ Oversees the use of production delegations and Designees and Applicant in accordance with the Delegation section of the PSCP (FAA only)

▷ Coordinates with Applicant and project team on day-to-day issues related to production and conformity aspects; keeps Project Manager informed."

▷ Makes compliance findings for production approval

▷ Coordinates with FAA Engineering or their Designees, as assigned, on requests for conformity inspection and ensures conformity of test articles

▷ Coordinates with FAA Engineering or their Designees, as assigned, on approval of design data affecting critical parts, new material, new process specifications, new technology, and co-production or foreign supplier arrangements that require an undue burden assessment.

▷ Adheres to all applicable policy and guidance material

▷ Coordinates and prepares appropriate items for Type Inspection Authorization in discipline

▷ Assures that all production and inspection data submitted for design and production approval are complete and accurate to serve as the foundation for issuance of the certificate and subsequent continued airworthiness

management activities throughout the life cycle of the aircraft

▷ Ensures conformity and Airworthiness Certification for release of aircraft for FAA flight testing in coordination with FAA flight test pilots and Engineers

FAA Flight Test Pilots and/or Designees

The Flight test Pilots provide technical advice to the team on aircraft configuration, operation, flight-testing and instrumentation needed for compliance determinations. They conduct FAA flight tests and other appropriate evaluations, find compliance to flight test requirements, and provide guidance to the Applicant on preparing the flight manual and related operational procedures.

1. Teamwork

▷ Works closely with team members to meet deadlines, e.g., coordinates early with Engineers, Aviation Safety Inspectors, and Applicant for flight test requirements

▷ Participates in all team meetings and discussions appropriate to their areas of responsibility and disciplines

2. Communication

▷ Uses informal and formal communication channels to identify and resolve problems early

▷ Communicates directly with Applicant and FAA counterparts on the policy staff and with other FAA Engineers

▷ Raises critical flight test issues early to the Project Manager, e.g. in meetings, telecons, issue papers, and documents agreements and actions to resolve them

▷ Communicates the need for specialized expertise

3. Accountability

▷ Assures compliance with regulations and policy

▷ Assumes responsibility for technical details in their discipline

▷ Uses all available resources, e.g. peers, CSTAs, policy staff, management, to make quality technical decisions and accomplish project deadlines

4. The FAA Pilots and/or Designees as Appropriate

▷ Attends all Familiarization and board appropriate Meetings

▷ Notifies the Project Manager early on of the need for CSTA or technical specialist involvement

▷ Assists in developing certification basis

▷ Reviews and approves certification means of compliance consistent with the agreed certification PSCP, certification basis and related policy (FAA

only)

▷ Oversees the use of delegations and Designees in accordance with the Delegation section of the PSCP (FAA only)

▷ Communicates with Applicant and project team on day-to-day technical issues; keeps Project Manager informed

▷ Makes compliance findings

▷ Drafts issue papers

▷ Prepares relevant items for Type Inspection Authorization in discipline and requests conformity of flight test articles in coordination with Inspector

▷ Conducts FAA Product Certification flight tests

▷ Reviews aircraft flight manual and related procedures for approval

▷ Adheres to all applicable policy and guidance material

▷ Assures that all appropriate flight test data submitted for TC is complete and accurate to serve as the foundation for issuance of the certificate and subsequent continued airworthiness management activities throughout the life cycle of the aircraft

▷ Considers flight test risk management in conjunction with entire team

FAA Chief Scientific and Technical Advisor (CSTA)

The CSTA provides professional technical guidance, advice and assistance in their discipline. They are our direct link to an extensive professional network in the R&D community, professional and academic organizations, industry, other government, and national and international experts in their discipline.

1. Teamwork

▷ Works as advisors to certification project teams on issues that require precedent setting means of compliance relating to new or complex technology and technical specialties

▷ Participates in Special Certification Reviews, Critical Design Reviews, and Multiple Expert Opinion Teams

▷ Assists FAA team members in identifying areas where their expertise can add value to the quality and timeliness of compliance findings or resolution of complex technical issues

2. Communication

▷ Uses informal and formal communication channels to resolve problems identified by the project team early

▷ Communicates the need for their specialized expertise

▷ Raises issues early, e.g. in meetings, telecons, issue papers, etc.

3. Accountability

▷ Provides timely response to project team needs for means of compliance or precedent setting design or production aspects

4. The FAA CSTA

▷ Attends appropriate familiarization and board meetings as they and the certification team deem necessary

▷ Assists certification team in understanding special technical disciplines and new or complex technology related issues to facilitate timely and adequate compliance findings

FAA Aircraft Evaluation Group

The FAA Aircraft Evaluation Group (AEG) provides a link to applicable Flight Standards technical services. This lends an aircraft operational and maintenance perspective to the type design assessment thereby allowing FAA Engineering and their Designees to determine appropriate compliance requirements in those areas. The AEG carries knowledge of the product and how it was type certificated to the aircraft Maintenance Review Board, Flight Operations Evaluation Board, and Flight Standardization Board activities.

1. Teamwork

▷ Works closely with team members to meet deadlines, e.g. coordinates early with Engineers, Aviation Safety Inspectors, and the Applicant on maintenance and operational issues

▷ Participates in all team meetings and discussions appropriate to maintenance and operational disciplines

2. Communication

▷ Uses informal and formal communication channels to identify and resolve problems early

▷ Communicates directly with the Applicant and FAA counterparts in the Directorate Standards Staff, Flight Standards policy staff, and FAA Engineers

▷ Provides AFS policy and guidance material to the team

▷ Raises critical maintenance or operational issues early to the Project Manager, e.g., in meetings, telecons, issue papers; and documents agreements and actions to resolve them

▷ Communicates the need for specialized expertise e.g., AFS, CSTA

3. Accountability

▷ Serves as the focal point for all Flight Standards interests in the certification process

▷ Evaluates the product and its systems for operational suitability and

maintainability

▷ Uses all available resources (e.g., other AFS organizations, FAA Engineers, Aviation Safety Inspectors) to make quality, technical decisions and accomplish project deadlines

4. The FAA Aircraft Evaluation Group (AEG)

▷ Attends all appropriate familiarization, technical, and board Meetings

▷ Communicates with Applicant and project team on day-to-day technical issues related to operations and maintenance, and keeps the Project Manager informed

▷ Coordinates on Type Inspection Authorizations regarding AEG issues and coordinates with FAA Engineers and Aviation Safety Inspectors or their Designees

▷ Participates in appropriate flight testing related to Flight Standards operational issues

▷ Adheres to all applicable policy and guidance material

▷ Assists the certification team in understanding operations and maintenance issues for timely transition into service, and coordinates appropriate issues with key AFS policy divisions

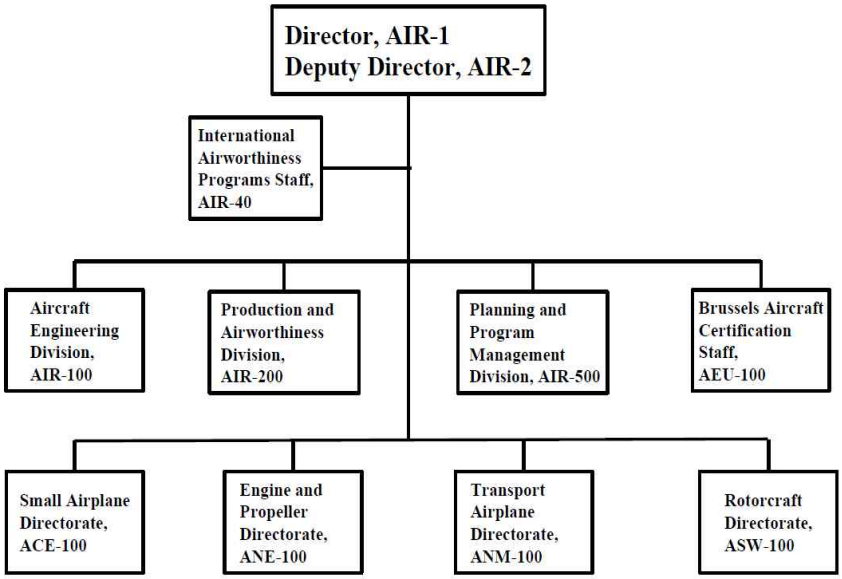
▷ Transmits pertinent AFS policy and guidance to project team

▷ Assists Engineers in determining that means of compliance meet operations and maintenance requirements

▷ Provides maintenance and operational insight of the type design into Flight Standardization Board, Flight Operations Evaluation Board, Maintenance Review Board processes

▷ Reviews and coordinates maintenance and operational aspects of proposed documents for acceptance, i.e., AFM, Instructions for Continued Airworthiness, Operating Instructions

부록 B-3 : FAA 항공기 인증 주요 조직 및 업무



○ AIR-100 promotes aviation safety. They develop and standardize regulations, national directives, policy, procedures, and advisory material for continued operational safety, type certification, design approval, and for authorization and oversight of representatives of the Administrator for civil aeronautical products.

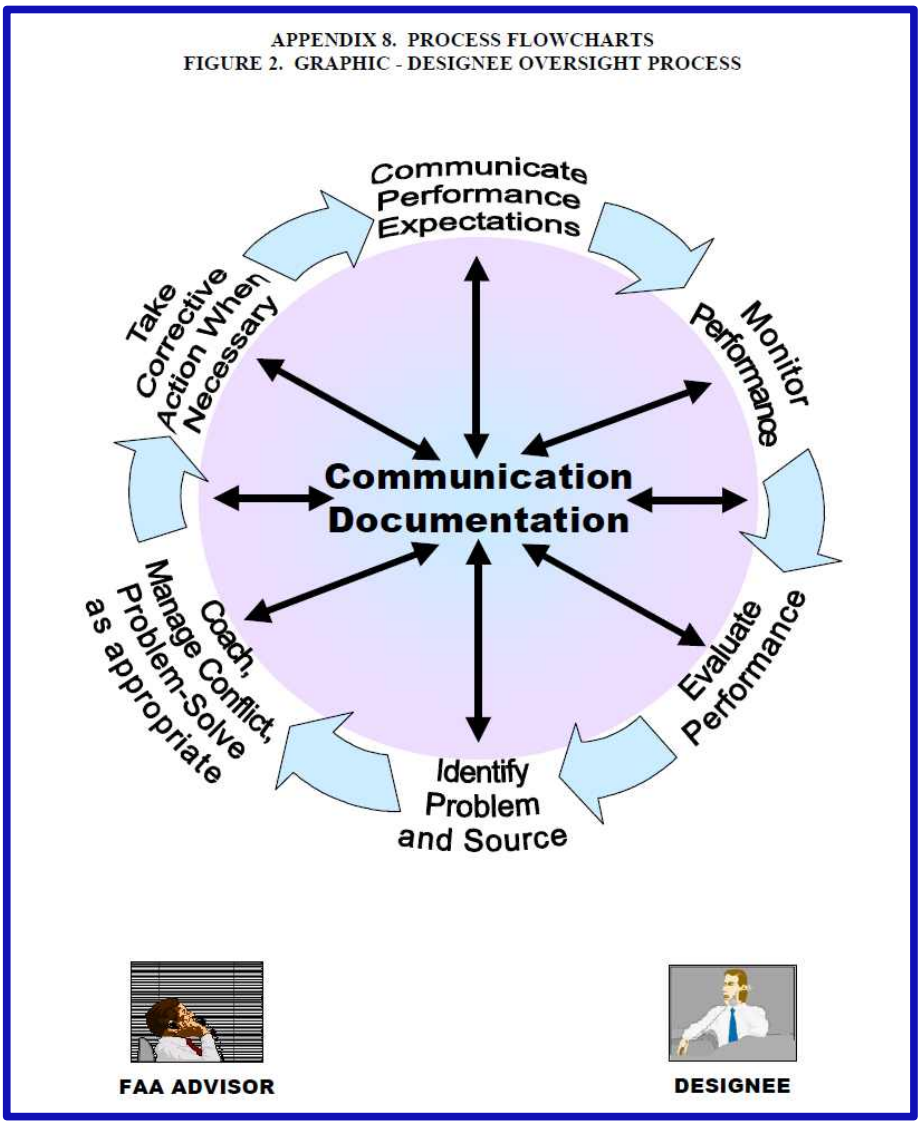
○ AIR-200 promotes aviation safety by developing and standardizing regulations, national directives, policy, and procedures. AIR-200 does this for continued operational safety, production certification and approvals, surveillance, and airworthiness approval. This division also identifies and registers the marking of civil aeronautical products for designee and delegation programs.

○ AIR-500 manages a full range of national program and administrative activities in: training, staffing, program planning and evaluation, information technology, finance, and human resources. AIR-500 also distributes national policy and guidance on those subjects. Two branches carry out these responsibilities:

○ AEU-100 maintains working relationships with counterpart officials of foreign CAAs in Europe, the Middle East, and Africa. The AEU-100 staff also supports activities in the United States with representatives from AIR-100, each of the four directorates, and Flight Standards.

○ ASW-100 is responsible for (a) Title 14 CFR part 27, the airworthiness standards for Normal Category rotorcraft, (b) Title 14 CFR part 29, the airworthiness standards for Transport Category rotorcraft, (c) Airworthiness standard for powered lift aircraft, (d) Policy and guidance for the above aircraft; for Restricted Category and surplus military aircraft certificated in the Restricted Category, for which 14 CFR parts 27 or 29 apply, (e) Policy and guidance for Primary Category rotorcraft, (f) Management of the following field offices, (g) Certification and continued operational safety of imported rotorcraft, and (h) Monitoring bilateral relationships with Indonesia, Italy, and South Africa.

부록 B-4 : FAA 인증업무 위임제도의 DER 세부 분야 및 주요 위임 내용



A1-1: 관련문서

▷ FAA Order 8110.37D Designated Engineering Representative (DER) Handbook

A1-2: DER(Delegated Engineering Representive) 운용분야

(1) Structural Engineering
(2) Powerplant Engineering
(3) Systems and Equipment Engineering
(4) Radio Engineering
(5) Engine Engineering
(6) Propeller Engineering
(7) Flight Analyst

(8) Flight Test Pilot

(9) Acoustical Engineering

A1-3: DER 세부 분야 및 주요 위임 내용

DER Structural

	AUTHORIZED AREAS	Structural-General (1)	Structural-Wing Group	Structural-Fuselage Group	Structural-Empennage Group	Structural-Landing Gear	Structural-Flight Controls	Structural-Rotor	Loading Control Documents	Metallic Materials (2)	Nonmetallic Materials (3)	Interior Arrangements	Interior Materials	Fire Protection	Evacuation Systems	Door Systems	Special (Specify)
	DELEGATED FUNCTIONS	**A**	**B**	**C**	**D**	**E**	**F**	**G**	**H**	**I**	**J**	**K**	**L**	**M**	**N**	**O**	**P**
1	STATIC ANALYSIS								■	■	■	■	■	■	■	■	
2	DYNAMIC ANALYSIS		■	■	■		■		■	■	■	■	■	■	■	■	
3	FATIGUE ANALYSIS						■		■	■	■	■	■	■	■	■	
4	DESIGN AND CONSTRUCTION								■	■	■						
5	FLUTTER/GROUND VIBRATION		■	■	■	■	■		■	■	■	■	■	■	■	■	
6	SAFETY ANALYSIS		■	■	■			■	■	■	■	■	■				
7	FLOTATION & DITCHING ANALYSIS		■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	
8	STRUCTURAL LOADING LIMITATIONS	■	■	■	■	■	■	■		■	■	■	■	■	■	■	
9	SERVICE DOCUMENTS								■	■	■						
10	MATERIAL & PROCESS SPEC.	■	■	■	■	■	■	■	■			■	■	■	■	■	
11	FLAMMABILITY	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■			■	■	
12	DAMAGE TOLERANCE EVALUATIONS		■	■	■	■	■		■	■	■	■	■	■	■	■	

NOTE (1): Includes all airframe components: wing, fuselage, empennage, landing gear, flight controls, engine mounts, and special components. Does not apply to rotors.

NOTES (2) and (3): Select Specialty by Note number and sub-letter from lists below. General applies to all processes listed.

(2) Metallic Materials/Processes
- A - Materials & Processes - General
- B - Non-Destructive Inspection/Testing
- C - Metallurgy
- D - Metal Joining Processes
- E - Structural Adhesives
- F - Mechanical Fasteners
- G - Surface Treatment/Coatings
- H - Bearings

(3) Nonmetallic Materials/Processes
- A - Material & Processes - General
- B - Transparent (Glazed) Material
- C - Polymeric Materials
- D - Structural Adhesives
- E - Mechanical Fasteners
- F - Composites
- G - Non-Destructive Inspection/Testing
- H - Surface Treatment & Coatings
- I - Structural Joining Methods

DER Powerplant Installation

	AUTHORIZED AREAS	Airplane Turbine Engine	Airplane Piston Engine	Rotorcraft Turbine Engine	Rotorcraft Piston Engine	Auxiliary Power Unit (APU)	Special (Specify)
	DELEGATED FUNCTIONS	**A**	**B**	**C**	**D**	**E**	**F**
1	ENGINE INSTALLATION						
2	FUEL & OIL						
3	INDUCTION/EXHAUST SYSTEMS						
4	THRUST REVERSERS						
5	FIRE PROTECTION						
6	ICE PROTECTION						
7	COOLING						
8	ENGINE PERFORMANCE/OPERATIONS						
9	INDICATING SYSTEMS						
10	LIGHTNING/HIRF PROTECTION						
11	SOFTWARE						
12	CONTROL SYSTEM - ELECTRONIC						
13	CONTROL SYSTEM - MECHANICAL						
14	EMISSIONS						
15	VIBRATION - ENGINE, PROPELLER, OR DRIVE SYSTEM						
16	PROPELLER						
17	DRIVE SYSTEM						
18	TRANSMISSIONS						
19	SAFETY ANALYSIS						
20	SERVICE DOCUMENTS						

DER Systems and Equipment (Mechanical Equipment)

	AUTHORIZED AREAS	Air Conditioning	Hydraulic	Ice Protection	Rain Protection	Oxygen	Pneumatics	Wheels, Tires, and Brakes	Interior Arrangements	Interior Materials	Pressurization	Fire Protection	Water System, Potable and Waste	Evacuation Systems	Special (Specify)
	DELEGATED FUNCTIONS	**A**	**B**	**C**	**D**	**E**	**F**	**G**	**H**	**I**	**J**	**K**	**L**	**M**	**N**
1	DETAIL DESIGN AND INSTALLATION														
2	EQUIPMENT QUALIFICATION TESTS														
3	SOFTWARE														
4	SAFETY ANALYSIS														
5	FLAMMABILITY														
6	LIGHTNING/HIRF PROTECTION														
7	SERVICE DOCUMENTS														

DER Systems and Equipment (Electrical Equipment)

	AUTHORIZED AREAS	Electrical Equipment/Systems	Electronic Equipment/Systems	Communications Systems/Antennas	Automatic Flight Controls/Augmentation	Instruments	Navigation Systems/Antennas	Air Data/Pitot Static	Warning Systems	Interior/Exterior Lighting	Flight Data/Voice Recording	Passenger Address/Entertainment	Special (Specify)
	DELEGATED FUNCTIONS	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L
1	DETAIL DESIGN AND INSTALLATION												
2	EQUIPMENT QUALIFICATION TESTS												
3	SOFTWARE												
4	SERVICE DOCUMENTS												
5	ELECTRICAL LOAD ANALYSIS												
6	SAFETY ANALYSIS												
7	LIGHTNING/HIRF PROTECTION												

DER Radio

	AUTHORIZED AREAS	Radio Design	Operating Characteristics	Antenna Design	Radio Installation	Special (Specify)
	DELEGATED FUNCTIONS	A	B	C	D	E
1	ANALYTICAL SUBSTANTIATION					
2	DETAIL DESIGN					
3	SAFETY ANALYSIS					
4	SERVICE DOCUMENTS					

DER Engine

	AUTHORIZED AREAS	Turbine Engines	Piston Engines	Special (Specify)
	DELEGATED FUNCTIONS	**A**	**B**	**C**
1	DETAIL DESIGN			
2	BLOCK TESTS			
3	PERFORMANCE CHARACTERISTICS			
4	VIBRATION ANALYSIS			
5	OPERATION MANUALS			
6	OVERHAUL MANUALS			
7	SERVICE DOCUMENTS			
8	EXHAUST EMISSIONS EVALUATION			
9	SOFTWARE			
10	SAFETY ANALYSIS			
11	LIGHTNING/HIRF PROTECTION			

DER Propellers

	AUTHORIZED AREAS	Controllable-Pitch Propellers	Fixed Pitch Propellers	Special (Specify)
	DELEGATED FUNCTIONS	**A**	**B**	**C**
1	DETAIL DESIGN			
2	BLOCK TESTS			
3	PERFORMANCE CHARACTERISTICS			
4	VIBRATION ANALYSIS			
5	OPERATION MANUALS			
6	OVERHAUL MANUALS			
7	SERVICE DOCUMENTS			
8	SOFTWARE			
9	SAFETY ANALYSIS			
10	LIGHTNING/HIRF PROTECTION			

DER Flight Analyst

	AUTHORIZED AREAS	Aircraft Performance	Flight Characteristics	Propulsion Systems	Hyd., Elec., & Pneu. Systems	Pressurization and A/C Systems	Flight Instruments & Systems	Auto Control Systems	Ice Protection Systems	Operating Limitations/Procedures	H/V (Rotorcraft)	Special (Specify)
	DELEGATED FUNCTIONS	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K
1	RECOMMEND APPROVAL OF FLIGHT TEST PLANS (1)											
2	CONDUCT GROUND TESTS AND EVALUATIONS		■								■	
3	CONDUCT FLIGHT TESTS AND EVALUATIONS											
4	COMPILE TEST REPORTS	■		■	■	■						
5	COMPLETE PORTIONS OF AND APPROVE THE TYPE INSPECTION REPORT											
6	RECOMMEND APPROVAL OF AIRCRAFT FLIGHT MANUAL (2)											

NOTE (1) : Although the chart authority limits a DER to recommending approval, the FAA may authorize a DER with this delegated function to approve flight test plans. DERs should recommend approval of test plans, unless specifically authorized to approve them.

NOTE (2): Although the chart authority limits a DER to recommending approval, the FAA may authorize a DER with this delegated function to approve AFM revisions or supplements. DERs should recommend approval, unless specifically authorized to approve AFM revisions or supplements.

DER Flight Test Pilots

	AUTHORIZED AREAS	Aircraft Performance	Aerodynamics	Flight Characteristics	Sys. Calib. (Air Spd., Alt., Air Temp.)	Propulsion Sys. & Related Components	Elec./Electronic Sys.-Related Components	Mech. & Hyd. Sys.-Related Components	Pressure & Air Conditioning Systems	Auto Control Systems	Ice Protection System	Special (Specify)	Part 36 Reference Conditions (1)
	DELEGATED FUNCTIONS	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L
1	REVIEW FLIGHT TEST PLANS												■
2	REVIEW FLIGHT TEST INSTRUMENTATION												■
3	WEIGHT AND BALANCE SURVEILLANCE				■	■		■	■		■		■
4	FLIGHT TEST DATA RECORDING												■
5	FLIGHT TEST DATA REDUCTION/ANALYSIS												■
6	FLIGHT TEST DATA EXPANSION (ALTITUDE/TEMPERATURE/WEIGHT)			■	■	■	■	■	■	■	■		■
7	COMPILE FLIGHT TEST REPORTS												■
8	COMPILE PERFORMANCE SUBSTANTIATION REPORTS			■	■	■	■	■	■	■	■		■
9	COMPLETE PORTIONS OF TYPE INSPECTION REPORTS												■
10	REVIEW AIRCRAFT FLIGHT MANUAL AND RECOMMEND APPROVAL (2)												■
11	COMPILE PART 36 REFERENCE PROFILES	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■		

NOTE (1) : Part 36 reference profiles and conditions may be controlled by identifying the specific appendix to part 36 (e.g., Appendix B, Appendix G, Appendix H, Appendix J) or by the 14 CFR Part (e.g., Part 23, Part, 25, Part 27, Part 29) identified in the DER's certificate of authority. Identify limitations as necessary.

NOTE (2): Although the chart authority limits a DER to recommending approval, the FAA may authorize a DER with this delegated function to approve AFM revisions or supplements. DERs should recommend approval, unless specifically authorized to approve AFM revisions or supplements.

DER Acoustical

	DELEGATED FUNCTIONS	AUTHORIZED AREAS: Acoustical (A)	AUTHORIZED AREAS: Special (Specify) (B)
1	MEASUREMENT LOCATIONS		
2	RECORDING EQUIPMENT		
3	ANALYSIS EQUIPMENT		
4	ENVIRONMENTAL CONDITIONS		
5	CALCULATION PROCEDURE		

NOTE: Acoustical DERs may only recommend approval of test plans and final noise certification compliance reports. Acoustical DERs may also recommend approval for AFM/AFMS/SFM pages or other media related to compliance with 14 CFR § 36.1581 and § 36.1583.

부록 B -5 : FAA 형식인증 관련 문서

a. FAA Manual IR-04-01, Records Management Requirement Manual

b. FAA Orders.

(1) FAA Order 1050.1, Policies and Procedures for Considering Environmental Impacts
(2) FAA Order 1270.1, Freedom of Information Act Program
(3) FAA Order 1350.14, Records Management
(4) FAA Order 1370.81, Electronic Mail
(5) FAA Order 4040.26, Aircraft Certification Service Flight Safety Program
(6) FAA Order 7110.65, Air Traffic Control
(7) FAA Order 8000.79, Use of Electronic Technology and Storage of Data
(8) FAA Order 8100.5, Aircraft Certification Service Mission, Responsibilities,Relationships, and Programs.
(9) FAA Order 8100.8, Designee Management Handbook
(10) FAA Order 8100.9, DDS Order
(11) FAA Order 8100.11,Developing Undue Burden and No Undue Burden Decision Papers Under 14 CFR part 21
(12) FAA Order 8110.37, DER Guidance Handbook
(13) FAA Order 8110.4, Type Certification
(14) FAA Order 8110.41,Aircraft Certification Service Flight Test Pilot Training, Responsibilities, Procedures, and Training
(15) FAA Order 8110.42, Parts Manufacturer Approval Procedures
(16) FAA Order 8110.44, Conformity Inspection Notification Process
(17) FAA Order 8110.48, How to Establish the Certification Basis for Changed Aeronautical Products
(18) FAA Order 8110.49, Software Approval Guidelines
(19) FAA Order 8110.52, Type Validation and Post-Type Validation Procedures
(20) FAA Order 8110.54,Instructions for Continued Airworthiness-Responsibilities, Requirements, and Contents.
(21) FAA Order 8110.56, Restricted Category Type Certification
(22) FAA Order 8120.2, Production Approval and Certificate Management Procedures
(23) FAA Order 8130.2, Airworthiness Certification of Aircraft and Related Products
(24) FAA Order 8130.29,Issuance of a Special Airworthiness Certificate for Show Compliance Flight Testing
(25) FAA Order 8150-1, Technical Standard Order Procedures
(26) FAA Order 8300.10, Airworthiness Inspector''s Handbook
(27) FAA Order 8400.10, Air Transportation Operations Inspector''s Handbook
(28) FAA Order 8700.1, General Aviation Operations Inspector''s Handbook

c. FAA Advisory Circulars (AC).

(1) AC 20-135, Powerplant Installation and Propulsion System Component

Fire Protection Test Methods, Standards and Criteria
(2) AC 21.17-1, Type Certification-Airships
(3) AC 21.17-2, Type Certification-Fixed Wing Gliders
(4) AC 21.17-3, Type Certification of Very Light Airplanes
(5) AC 21-23, Airworthiness Certification of Civil Aircraft, Engines, Propellers, and Related Products Imported into the United States
(6) AC 21-24, Extending a Production Certificate to a Facility Located in a Bilateral Airworthiness Agreement Country
(7) AC 21-40, Application Guide for Obtaining a Supplemental Type Certificate
(8) AC 23-8, Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes
(9) AC 25-7, Flight Test Guide for Certification of Transport Category Airplanes
(10) AC 25-19, Certification Maintenance Requirements
(11) AC 25.571-1, Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure
(12) AC 27-1, Certification of Normal Category Rotorcraft
(13) AC 29-2, Certification of Transport Category Rotorcraft
(14) AC 33-2, Aircraft Engine Type Certification Handbook
(15) AC 36-4, Noise Certification Handbook
(16) AC 121-22, Maintenance Review Board

d. National Aeronautics and Space Administration (NASA) documents.

(1) Burk, Sanger M. Jr., Summary of Design Considerations for Airplane Spin-Recovery Parachute Systems; NASA TN D-6866, August 1972.
(2) Bradshaw, Charles F., A Spin-Recovery System for Light General Aviation Airplanes; NASA CP-2127, 14th Aerospace Mechanics Symposium, May 1980.
(3) Stough, Paul H. III, A Summary of Spin-Recovery Parachute Experience on Light Airplanes; AIAA Paper Number 90-1317, AIAA/SFTE/DGLR/SETP Fifth Biannual Flight Test Conference, May 1990.

e. The FAA and Industry Guide to Product Certification

부록 C. EASA 인증 체계 및 감항기준 관련 자료

부록 C-1 : DOA : Example of Design Organization Manual (DOM)- EC Germany(ECD) 기준

1. 일반사항

○ DOM (Design Organization Manual)은 설계조직에 대한 인증의 근거임
○ DOM은 설계조직에서 개발, 설계입증 및 인증관련 활동에 필요한 참여인력, 소요기술 및 설계조직에 대한 요구사항을 규정함
○ 이를 통해 정부의 인증 관련 규정과 권리의 일부가 설계기관에 위임될 수 있음
○ 설계기관은 DOM을 공식문서로 작성하여 인증절차를 관리/감독할 책임을 갖으며 신규 개발 프로젝트 수행에 대한 사항뿐만 아니라 DOM의 모든 절차와 책임 규정에 대한 변 경에 대해서도 정부의 감항당국에 통지할 의무가 있음
○ DO의 최고 책임자는 CVE (Compliance Verification Engineers) 전문가를 임명하고 CVE는 DO의 기능부서와 연계되어 DO의 최고 책임자와 기능 부서간의 연계업무를 수행함
○ CVE는 소속 부서의 개발업무에 대한 책임을 갖으며 다음과 같은 업무를 수행함
  ▷ type investigation and check the compliance documentation- prepared in their sections for conformance with the airworthiness requirements
  ▷ check the operating manuals for completeness and accuracy
○ CVE는 부여된 인증업무 수행에 필요한 자격 소유자로 임명하며 필요한 교육/훈련 이수, 책임감과 신뢰성을 확보하고 풍부한 경험을 가져야함
○ CVE임명 분야는 다음과 같음
  ▷ Aerodynamic, flight performance, acoustics
  ▷ Flight mechanics, loads
  ▷ Piloting, flight control
  ▷ Vibration and dynamics
  ▷ Reliability, safety,
  ▷ Materials and manufacturing technology
    - Metals
    - Synthetic materials
    - Adhesivs and sealing compounds
  ▷ Avionics
  ▷ Sensor, EMC
  ▷ Rotor design
  ▷ Flight controls / Hydraulic system design
  ▷ Drive system design
  ▷ Dynamic system strength

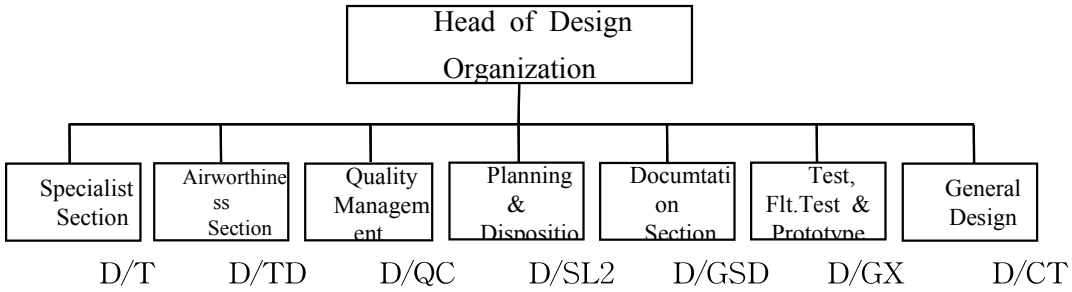
▷ Design airframe and integration
▷ Design engine installation, fuel system, lubrication cooling system
▷ Design basic and optional equipment
▷ Electrical system
▷ Airframe and equipment strength
▷ Masses, C.G.
▷ Test pilots
▷ Flight test engineers
▷ Assembly and component testing
▷ Analysis
▷ Flight manuals
▷ Technical documentation

○ DO의 최고 책임자의 책임과 권한 사항은 별도의 절차서를 통하여 지정하고 품질매뉴얼 (Quality Manual)에 DO의 조직구조를 반영함
○ 인증문서의 승인에 대한 서명권자의 지정
▷ 인증관련 문서의 승인에 대한 서명권자의 임명하여 책임/권한 사항 명시
▷ 서명권자는 TI가 적합하게 이루어졌음을 확인
✓ the type has been subjected to a comprehensive or supplementary type investigation as specified
✓ the compliance documents, the relevant test reports and calculations are complete, have been duly checked, and have been affixed with a quality control note
✓ the operating manuals have been prepared, including information on safe operation as well as maintenance and inspection for continuing airworthiness
✓ the type conforms to the airworthiness requirements and has no properties which would impair safe operation
▷ 인증부서는 TI에 필요한 모든 업무가 적합하게 이루어졌음을 최종확인
▷ 감항당국에 송부하는 인증문서의 대표서명은 지정된 양식에 따라 설계조직의 최고책임자만이 서명할 수 있음

2. 설계조직(DO: Design Organization)의 구조

○ DO는 항공기 제작사 조직에 속해있으면서 개발업무와 관련된 모든 조직을 포함
○ 개별 조직은 기능적으로 연계되어 있으며 책임부서에 업무보고 함
○ DO의 상위조직 (예)
▷ Design Office (D/CT)
▷ Prototype Workshop and Flight Test
▷ Testing and Prototype Workshop

▷ Documentation
▷ Quality-management, Commercial Helicopters
▷ Quality-management Basic-Development
▷ Planning / Disposition
○ 설계업무는 Design Office(D/CT)가 주도함



3. 설계조직(DO: Design Organization)의 업무

○ 형식인증 이전에 감항당국은 TI (type investigation)을 통하여 감항성 여부를 결정하며 설계조직이 감항당국의 승인을 전제로 개발활동과 더불어 TI를 대행 할 수 있음.
○ 설계조직이 감항기준의 충족여부를 결정하거나 TI수행을 위해 헬기에 대한 충분한 데이터를 활용할 수 있도록 해야함
○ TI를 수행함에 있어 설계조직은 항공기가 인증 기준을 중족하면서 운용한계 내에서 비행안전이 보장됨을 입증하여야 하고 모든 인증문서와 비행교범 등을 형식인증 전에 준비하여야함
○ TI에 대한 최종적인 점검은 DO의 권한 위임자 서명을 함으로써 이루어짐
○ DOM은 개발, 감항기준 충족확인 및 TI와 관련된 일반적인 절차를 명시함
○ 모든 절차는 ISO 9000기준을 충족시키는 품질 매뉴얼에 구정된 감사을 통하여 그 적합성 여부를 평가함
○ 감항당국은 DO를 관리감독하면서 TI완료와 형식인증서를 발행함

○ 세부 조직의 업무

Design Technology (D/TA)

▷ all theoretical tasks in the sections aerodynamic, flight performance, acoustics, flight mechanics, loads, dynamics, vibrations, piloting, flight control, reliability and safety, which are necessary for design, development and certification of helicopters

▷ new technologies to be used in existing and future products

▷ responsible for development / procurement of the required lay-out-tools

and methods

▷ establishes test programs for laboratory-, wind tunnel-, ground- and flight tests and carries out noise-measurements using its own equipmemt

▷ specifies and develops control-laws (soft- and hardware) for autopilots as well as for vibration- and noise-reduction systems. Laboratory, workshop and testrig are for the disposal of D/TA to develop the respective governor-hardware up to prototype level.

▷ For signature and release of certification documents D/TA nominates verification engineers for the following sections:

- ✓ Aerodynamic
- ✓ flight performance
- ✓ acoustics
- ✓ flight mechanics,
- ✓ loads
- ✓ Piloting
- ✓ flight control
- ✓ dynamics
- ✓ vibtations
- ✓ reliability
- ✓ safety

Material and Manufacturing Technology (D/TF)

▷ provides information for the various helicopter applications on the behaviour of materials under differing loads

▷ provides the necessary compliances for material properties, respectively the performance of such compliances is supported, controlled and judged internally or externally by the compliance verification engineer

▷ prepares and defines new products through innovative, materials-engineering solutions and co-supports adoption for series production

▷ actively influences developments at the supplier's end in accordance with company needs

▷ defines and/or elaborates process flows and defines the process paramenters independently or incoordination with the respective specialist departments

▷ defines property limits for innovative materials independently or in

coordination with the respective specialist departments

▷ operates D/TF lab equipment permitting processing raw materials to specimens, prototypes, etc. Test equipment for testing and characterizing the properties of polymers and metals is also available.

▷ CVE nomination area

- ✓ fibre-reinforced materials
- ✓ metals
- ✓ adhesives.

System Integration Department (D/TI)

▷ D/TI carry out the required technical design-tasks for avionic-equipment as

- ✓ communication
- ✓ navigation
- ✓ transponder
- ✓ radar equipment intercommunication sensors

▷ D/TI tasks

- ✓ system design
- ✓ equipment selection
- ✓ prerequisites for mechanical and electrical development definition of EMC-requirements for the equipment
- ✓ compliance

▷ CVE nomination area

- ✓ avionics sensors
- ✓ EMC

Design, Stress (D/TM)

▷ Development and serial production support of the following systems is done by D/TM

- ✓ rotor systems and rotor heads
- ✓ control systems
- ✓ hydraulic systems
- ✓ gearboxes and suspensions
- ✓ drive shafts
- ✓ rotor breakes

▷ CVE nomination area

- ✓ design rotors
- ✓ design hydraulic/control systems
- ✓ design gearboxes/drive shafts
- ✓ stress dynamic system

Design Office (D/CT)

▷ In D/CT the following systems and components are developed:

- ✓ airframe and landing gear
- ✓ engine, fuel system and lubricant cooling system electrical system
- ✓ customer-specific avionic
- ✓ basic and optional equipment
- ✓

▷ CVE nomination area

- ✓ airframe design and integration
- ✓ engine installation, fuel system and lubricant cooling system
- ✓ design basic and optional equipment
- ✓ electrical system
- ✓ strength airframe and equipment
- ✓ masses and center of gravity
- ✓ customer-related avionics

Prototype Workshop and Flight Test (D/CX, D/GX)

▷ D/CX and D/GX carry out development- and test-flights including recording of data and analysis for assessment of flight behaviour and handling as well as certification flights for preparation of the respective certification documents; furthermore test-flights for verification of customer-specific equipment or components thereof regarding function and compatibility with the basic helicopter.

▷ In D/CX and D/GX the design organization maintains workshops and manufacturing facilities to produce prototypes and test items, and to carry out tests and measurements to show compliance with the airworthiness requirements

▷ D/GX carries out system-, failure mode- and performance-analyses

and establishes test orders for system- and flight-tests as well as flight test programs, compliance reports and performance data for flight manuals.

▷ CVE nomination area

- ✓ test pilots
- ✓ flight test engineers
- ✓ system- and component-test analysis

Documentation (D/GSD)

▷ Responsibility for preparing the documentation lies with D/GSD

▷ Responsibility for the technical accuracy of documentation which requires certification lies with the compliance verification engineers in the competent DT-, D/C- and D/G specialist sections.

▷ The following documents must be submitted to the competent D/T-, D/C- and D/G specialists for technical inspection and approval:

(i) Any new or changed portions of the flight manuals which require certification and relate to the basic helicopter and optional equipment packages

Section 1: "General"
Section 2: "Limitations"
Section 3: "Emergency / Malfunction Procedures"
Section 4: "Normal Procedures"
Section 5: "Performance Data"

(ii) Any new or changed portions of the maintenance manuals which require certification

Section: "Airworthiness Limitations"

(iii) Any new or changed ASB, SB, ASI, SI and SE.

Quality Management (D/QC D/QT)

▷ The D/QC and D/QT procedures governing development-related quality-assurance activities are largely compliant with ISO 9001. They must be approved and released by the head of the Design Organization. These procedures include, for instance:

- ✓ Corrective Action Board

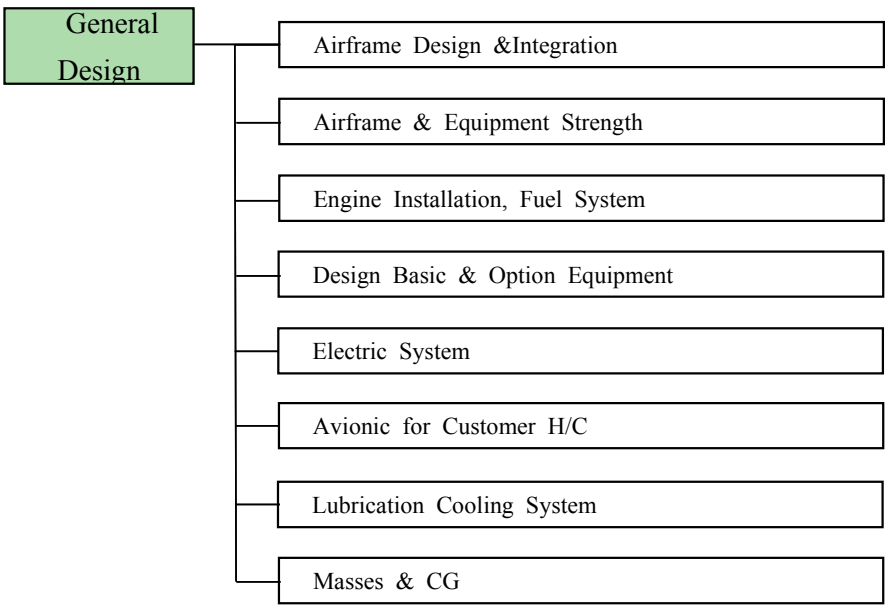
- ✓ Internal quality audits
- ✓ Procedures safeguarding procurement
- ✓ Quality test procedures for prototype production
- ✓ Process management
- ✓ Identification and traceability
- ✓ Software test procedures
- ✓ Materials test procedures
- ✓ Contract inspection
- ✓ Management of test equipment
- ✓ etc.

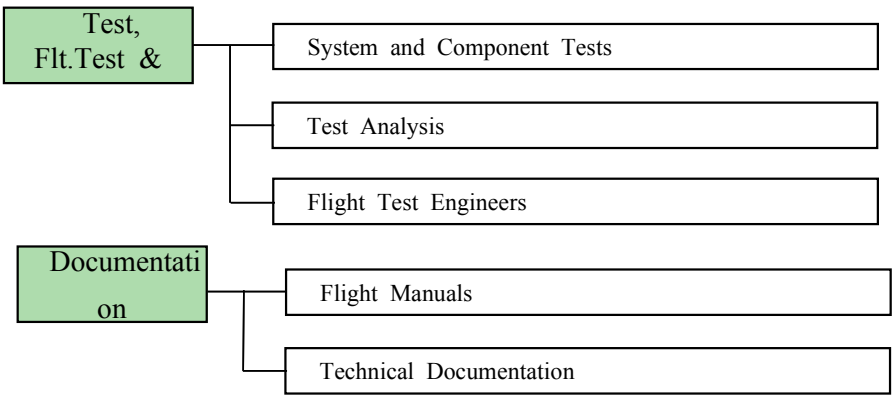
▷ The responsibility for quality insurance within DTI and D/G lies with D/QT, for D/CT and D/CX it lies with D/QC.

Planning / Disposition (D/SL2)

▷ The responsibility for the distribution of aeronautical and technical documentation lies with D/SL2

▷ D/SL2 distributes new and updated documentation (revision service) on order of D/GSD.



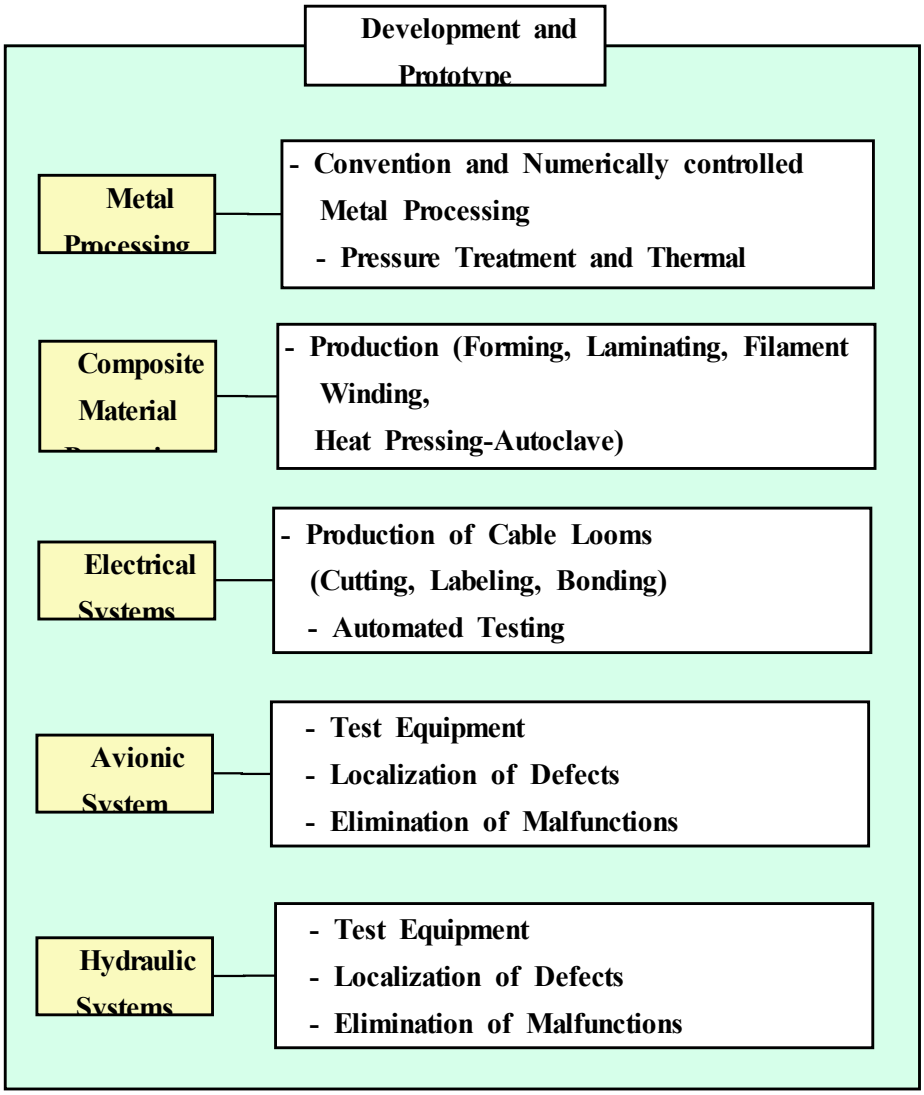


4. 설계조직(DO: Design Organization)의 설비(Technical Facilities)

▷ D/SL2 In D/CX and D/GX the Design Organization maintains suitable workshops and manufacturing facilities to produce prototypes and test items as well as premises and test equipment to carry out tests and measurements to show compliance with the airworthiness requirements

▷ Major Facilities

✓ Development and prototype production workshops



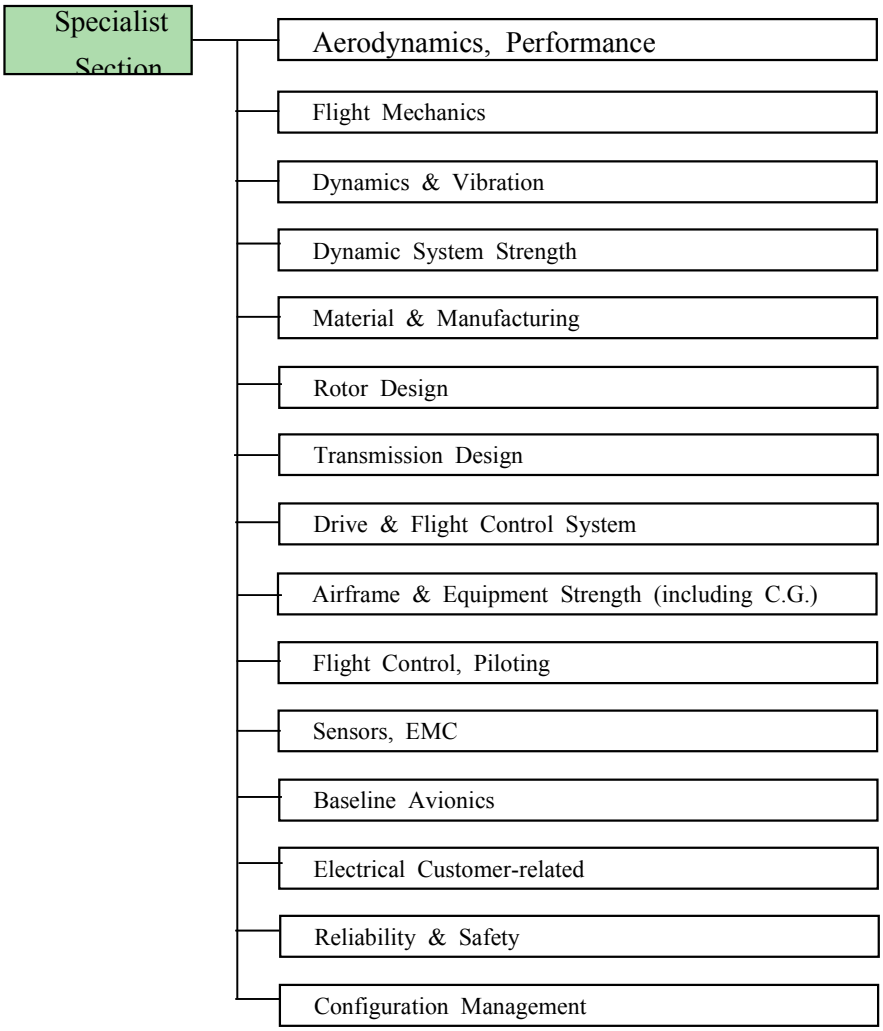
✓ Test facilities

- Test rigs for testing component and assembly strength and lifetime
  - Static and dynamic strength
  - Peak loads and endurance-, break-loads
- Test machines
  - Rotor head
  - Rotor blade
  - Main- and tail-rotor test rig
- Inspection and measurement equipment
  - Mechanical systems
  - Electrical / electronic systems
  - Hydraulic systems

- Measurement instruments for installation in the aircraft Telemetry system

5. 전문기능 부서 (Specialist Section)의 주요 업무

가. Specialist Section



Department	Work & Description	
Aerodynamics, Flight Performance, Acoustics	Aerodynamics	• profile and rotor design • airframe Aerodynamics • stabilizer design • interference between rotor and fuselage
	Flight Performance	• design data for new projects • basics of flight manuals
	Acoustics	• calculation of Noise Levels inside and outside of the Helicopter

		• evaluation, proof of compliance
Flight Mechanics, Load	Flight Mechanics	• flight mechanical calculations • compliance documentation
	Load	• load Assumption • collectives forming the basis for component design, life time calculations and certification
Dynamics and Vibration	Dynamics	• design of rotor and structure • Aeroelastics, stability analysis • engine system dynamics • proof of compliance
	Vibration	• development of vibration reduction systems • prediction of vibration levels • specification for equipment installation • evaluation of tests • proof of compliance
Flight Control, Piloting	Flight Control	• analysis • design • specification (software & hardware) • simulation and integration test
	Piloting	• involvement in testing • assessment of results • certification of flight control systems • preparation of certification documents
Sensors, EMC	Development	• processing of all relevant electro-magnetic compatibility issues for standard helicopter special equipments • issues for customer helicopter equipments • certification proofs of compliance
	Series HC	• support in series design of customer helicopter equipments
Baseline Avionics	Development	• definition of baseline avionics • specification of baseline avionics
	Series HC	• support in series design of customer helicopter equipment
Electrical System and Customer-Related Avionics	Development	• Definition / Specification / Development for on-board-electronics and Customer-Related Avionics, Instrumentation, Electrical Power Supply of Basic- and Optional Equipment • draw up of Production- and installation Specifications • Draw up of Rigging Procedures and Test Orders • Preparation and Release of Relevant Compliance Documents
	Series HC	• Draw up of Production Specifications for Customer Related Equipment, Preparation and Release of Relevant Compliance Documents in Corrective Action Board's, Etc

나. Airworthiness

Work & Description
• Communicate with the airworthiness authority in all matters concerning type investigation • Prepare and update the Design Organization Manual • Cooperate in preparing type-investigation procedures • Issue guidelines for preparing compliance documentation • Cooperate in issuing guidelines for preparing operating manuals, technical memoranda, descriptions and definitions (specifications), standards • Coordinate all type-investigation activities • Procure and issue the applicable airworthiness requirements and other procedures • Draw up supplementary airworthiness requirements in agreement with the airworthiness authority • Inform the airworthiness authority regularly as to the progress of the type investigation and give due notification of tests and trials • Interpret the airworthiness requirements and in cases of doubt, call upon the airworthiness authority to make a decision • Advise specialist departments concerning airworthiness aspects and certification procedures • Prepare a type-investigation program together with the airworthiness authority • Cooperate in preparing test programs for compliance purposes • Keep and overview of the specific proofs of compliance • Check proofs of compliance with the airworthiness requirements as well as for completeness • Define compliance documents and operating manuals • If necessary, prepare the data-sheet of data-sheet-change draft • Confirm vis-à-vis the authorized signatory of the design organization that all measures required for type / equipment with respect to any effects on airwothiness • Cooperate in preparing technical memoranda, in particular checking the effects of the recommended measures on airworthiness • Initiate measures to be taken on the basis of evaluated malfunctions and defects arising in operation, and notify the airworthiness authority in the event that airworthiness is impaired • Check the operating manuals to be drawn up. • Act as contact and coordinator with respect to certification activities carried out abroad • Obtain registrations and permits to fly and certificates of airworthiness for export purposes • Obtain licenses from airworthiness authority for post and telecommunication for operating mobile aircraft radio stations • Prepare and coordinate specifications • Maintain archives of compliance documents.

다. General Design

Work & Description
• Airframe Design and Integration • Engine Installation, Fuel System, Lubrication Cooling System • Design Basic and Option Equipment • Electrical System • Airframe and Equipment Strength • Masses, Center of Gravity • Avionics for Customer H/C (except IFR Equip.)

라. Prototype Workshop, Flight Test & System Testing

Department	Work & Description	
Test Pilots Flight Test Engineers	Development	• Development Test Flights • Acquisition / Evaluation of Measurement Data • Assessment of Flight Bahavior • Human Engineering Aspects • Ease of Operation • Definition and Testing of Regular and Emergency Procedures • Preparation of Flight Manuals
	Type Investigation	• Performance of Compliance Flight Program • Preparation of Compliance Reports • Discussion / Flights with Representatives from the Official Authorities.
	Testing	• Testing of Customer-Specific Equipment Packages • Combinations of Equipment for Function • Compatibility with the Basic Helicopter.
System and Component	Assemblies	• System Testing of Rotors, Hydraulic Systems, Flight Control Systems, Fuel Systems, Etc. • Preparation and Release of relevant Compliance Documents
	Components	• Testing of Components, Determination of Lifetimes, Proofs of Compliance • Preparation and Release of relevant Compliance Documents
Analysis	Development	• Systems Analyses, Failure Analyses, Performance Analyses, Etc. • Draw up of Test Orders for Systems and Flight Tests
	Type Investigation	• Preparation of Flight Test Compliance Program • Evaluation of Tests • Preparation of and release of Compliance Reports; Calculation • Preparation of Performance Data for Flight Manual

마. Documentation Section

Work & Description
- Flight Manuals
- Technical Documentation

바. Quality Management

Work & Description
• The quality management procedures governing development-related quality-assurance activities are largely compliant with ISO 9001. • These procedures include, for instance; - Corrective Action Board - Internal quality audits - Procedures safeguarding procurement - Quality test procedures for prototype production - Process management - Identification and traceability - Software test procedures - Materials test procedures - Contract inspection - Management of test equipment - etc.

사. Planning & Disposition

Work & Description
• Distributes aeronautical and technical documentation and new and updated documentation (revision service).

DEPARTMENT OF CIVIL AVIATION
MALAYSIA

Airworthiness Sector

Design Organisation Approval

Handbook

Issue 1
1 February 2009

CONTENTS:

1.0 INTRODUCTION.

2.0 SCOPE.

3.0 DESIGN ORGANISATION APPROVAL (DOA).

4.0 APPLICATION.

5.0 DESIGN ASSURANCE SYSTEM.

- 5.1 Definitions.
- 5.2 Design Assurance.
- 5.3 Planned and systematic actions.
- 5.4 Continue effectiveness of the design assurance system.
- 5.5 Design Assurance System for Organisations Designing Only Minor Changes to Type Design or Minor Repairs to Products.
- 5.6 Design Assurance System - Independent System Monitoring.
- 5.7 Design Assurance System - Independent Checking Function of the Showing of Compliance.
- 5.8 Design Assurance System - Partners/Sub-contractors.

6.0 DESIGN ORGANISATION MANUAL (DOM).

- 6.1 Contents of DOM.
- 6.2 Structure of DOM.
- 6.3 DOM for Small Organisations Designing Only Minor Changes to Type Design or Minor Repairs to Products.

7.0 STATEMENT OF QUALIFICATIONS AND EXPERIENCE.

- 7.1 Purpose.
- 7.2 Who are the persons?
- 7.3 Kind of statement.
- 7.4 Statement of Qualifications and Experience for Small Organisations Designing Only Minor Changes to Type Design or Minor Repairs to Products.

8.0 REQUIREMENTS FOR APPROVAL.

- 8.1 General.
- 8.2 Personnel.
- 8.3 Technical.
- 8.4 Organisation.

8.5 Requirements for Approval for Small Organisations Designing Only Minor Changes to Type Design or Minor Repairs to Products.

9.0 SIGNIFICANT CHANGES IN DESIGN ASSURANCE SYSTEM.

9.1 Organisation.

9.2 Responsibilities.

9.3 Procedures.

9.4 Resources.

10.0 TRANSFERABILITY.

11.0 TERMS OF APPROVAL.

12.0 INVESTIGATION.

13.0 DOA PRIVILEGES.

13.1 Privilege related to compliance documents.

13.2 Classification of changes to type design and repairs as minor and major.

13.3 Classification of changes to type design and repairs as minor and major for small organisation.

13.4 Approval of minor changes to type design and minor repairs.

13.5 Approval of minor changes to type design and minor repairs for small organisation.

13.6 Issue of information or instructions.

13.7 Approval of documentary changes to the Aircraft Flight Manual.

14.0 OBLIGATIONS OF THE HOLDER.

14.1 Administration of DOM.

14.2 Use of the DOM.

14.3 The system for collection, investigation and analysis of data.

14.4 Reporting to the DCA.

14.5 Defect correction - Sufficiency of proposed corrective action.

14.6 Unsafe condition.

14.7 Determination of an unsafe condition.

14.8 Transferring of information on eligibility and approval status from the design holder to production organisations.

LIST OF APPENDICES:

APPENDIX 1 : Design Assurance System For Small Organisations Designing Minor Changes To Type Design Or Minor Repairs To Products.

APPENDIX 2 : Model Contents Of A DOM For Small Organisation Designing Minor Changes To Type Design Or Minor Repairs To Products.

APPENDIX 3 : Statement Of The Qualification And Experience For Small Organisations Designing Minor Changes To Type Design Or Minor Repairs To Products.

APPENDIX 4 : Requirements For Approval For Small Organisations Designing Minor Changes To Type Design Or Minor Repairs To Products.

APPENDIX 5 : Terms Of Approval For Small Organisations Designing Minor Changes To Type Design Or Minor Repairs To Products.

APPENDIX 6 : Classification Procedure For Small Organisations Designing Minor Changes To Type Design Or Minor Repairs To Products.

APPENDIX 7 : Procedure For The Approval Of Minor Changes To Type Design Or Minor Repairs For Small Organisations Designing Minor Changes To Type Design Or Minor Repairs ToProducts.

APPENDIX 8 : Defect Correction - Sufficiency Of Proposed Corrective Action.

APPENDIX 9 : Determination Of An Unsafe Condition.

APPENDIX 10 : Model Contents Of A DOM.

APPENDIX 11 : Standardised Evaluation Criteria For DOA.

NOTE :

The expression "DCA"in this handbook shall mean Director General of Civil Aviation or any persons authorised by the Director General of Civil Aviation, whichever is applicable in accordance with Civil Aviation Regulations 1996.

1.0 INTRODUCTION.

1.1 This handbook is issued by Airworthiness Sector, Department of Civil Aviation (DCA), Malaysia and containsinformation about standards, practices and procedures acceptable to the DCA in relation to Design Organisation Approval (DOA).

2.0 SCOPE.

2.1 Civil Aviation Regulation (CAR) 1996, Regulation 38, makes provision for the approval of design organisation and provides the regulatory basis for the Certificate of Approval. The Regulation 38 requires any organisation engaging or intending to engage with any design activities of aircraft and its associated products to hold a DOA in respect of those activities.

2.2 DCA Airworthiness Notice (AN) No. 96 is developed to provide the requirements in respect of DOA, which establishes the ***procedures*** and ***rules*** governing the rights and obligation of applicants for, and holders of, such approvals.

2.3 This handbook is issued to provide additional Means of Compliance (AMC) and Interpretative/Explanatory Material (IEM) to assist the industry on the Malaysian airworthiness requirements in relation to DOA as published in AN No. 96.

3.0 DESIGN ORGANISATION APPROVAL (DOA).

3.1 **DOA**is an approval granted to a design organisation to perform certification and airworthiness activities on behalf of DCA through the following granted privileges;

i). Release certification documents without verification by DCA.

ii). Classify modifications, repairs and manufacturing concessions of changes and repairs.

iii). Approve minor modifications, repairs and manufacturing concessions.

iv). Issue information or instructions stating that the technical content is approved (e.g. Service Bulletins).

3.2 Granting a **"DOA certificate"** means:

i). Recognition of the capability of the design organisation to release design data after validation and verification of the compliance with

airworthiness and environmental protection requirements by authorised and qualified staff

ii). All responsibilities of the design organisation are properly discharged top down

iii). The design organisation, it'sfunctioning and associated procedures are properly documented and referred to in Design Organisation Manual (DOM)

iv). Roles and responsibilities, capability, capacity and authority are in accordance with the DOM

v). Effectiveness of the functioning of the organisation and the adequacy and application of documented procedures are verified continuously

vi). Results of surveillance satisfy DCA and maintain confidence.

3.3 Effectively the granting of a DOA certificate and **"associated privileges"** is the recognition by DCA of the

i). **demonstrated capability** of the design organisation

ii). confidence given to the **design assurance** activities.

4.0 APPLICATION.

4.1 Applicant is strongly recommended to seek a preliminary discussion with DCA to discuss the approval process and application requirements prior to the application submission.

4.2 The formal application package for a grant of a DOA should consist of the following ;

i) Letter of application

ii) JPA AP7(DOA) - Application form

iii) JPA AP7(A) -resume for key personnel and design signatories

iv) Draft copies of DOM which must include the scope of work limitations;

v) Company registration or equivalent

vi) Documentary evidence showing that the applicant has and can obtain the use of appropriate facilities for the scope of work (e.g. lease agreement);

vii) Any proposed manual, as applicable;

viii) Personnel training programmes, as applicable;

ix) Statement of Compliance against the applicable paragraphs of AN No. 96

x) A Schedule of Events detailing the anticipated timescales for the approval process.

4.3 As required under paragraph 7 of AN No. 96, the applicant should provide the draft DOM, or an outline, including company flow-charts and, as relevant, description and information on design activities and organisation of partners or subcontractors.

4.4 **DOA Categories** are as follows :

	Nature:	Cases:
1A	Type Certificate applicant or holder of highly complex or large product(s)	○ Large Aeroplanes ○ Small and Large Rotorcraft ○ UAVs (Large) ○ Turbine Engines
1B	Type Certificate applicant or holder of complex or small-medium product(s) TSOA, APU (large)	○ Small Aeroplanes ○ Very Light Rotorcraft ○ Gyroplanes ○ UAVs (small - medium) ○ Piston Engines ○ Large APU
1C	Type Certificate applicant or holder of less complex or very small product(s) TSOA, APU (small)	○ Sailplanes, powered Sailplanes ○ Very Light Aeroplanes ○ Airships ○ Balloons ○ Propeller ○ Small APU
2A	DesignChanges / Repairs, unrestricted	Scope including at least structure, installation of avionics, hydro-mechanical systems, electrical systems, cabin interiors,
2B	Design Changes / Repairs, restricted (technical fields)	Scope with restricted technical fields
2C	Design Changes / Repairs, restricted (aircraft size)	Scope limited to one category of product only
3A	Minor Changes / Repairs, unrestricted	Scope including at least structure, installation of avionics,

		hydro-mechanical systems, electrical systems, cabin interiors,
3B	Minor Changes / Repairs, restricted (technical fields)	Scope with restricted technical fields
3C	Minor Changes / Repairs, restricted (aircraft size)	Scope limited to one category of product only

4.5 **Scope of Design** should identify the product type, the activity(ies) for each product type and the related technical field(s) for each activity, such as :

i) ***Product types :***

■ Large aeroplane
■ Small aeroplane
■ Sailplane/powered Sailplane
■ Very light aeroplane
■ Small rotorcraft
■ Large rotorcraft
■ Very light rotorcraft
■ Gyroplane
■ Airship
■ Balloon
■ Turbine engine
■ Piston engine
■ Auxiliary Power Unit
■ Propeller

ii) ***Activity***

■ Type Certificates/TSOA for APU
■ Supplemental Type Certificates/TSOA for APU
■ Changes to type design by TC holders and continued airworthiness
■ Repairs
■ Minor changes only
■ Minor repairs only

iii) ***Technical fields***

■ All (in case of Type Certificates)
■ Avionics
■ Installation of avionics equipment

- Structure
- Performance
- Environmental systems
- Hydro mechanical systems
- Electrical systems
- Cabin interiors
- Galleys or other interiors equipment
- Powerplant/Fuel system
- Software
- Transmissions
- Noise
- FADEC (Full Authority Digital Engine Control)
- Non critical engine parts
- Thrust reversers

4.6 Applications to the DCA for a variation to an existing DOA should be made in the same manner as an application for a new DOA with the exception that unchanged documentation need not be resubmitted.

4.7 The DCA is required to charge a fee for the investigations required by DCA in granting a DOA in accordance with the Twelfth Schedule of CAR 1996. The application should include a payment of RM2,000.00to cover the initial work to be carried out by the DCA. Any additional costs will be invoiced to the applicant.

5.0 DESIGN ASSURANCE SYSTEM.

This Chapter outlines some basic principles and objectives of AN No. 96 paragraph 6.0.

5.1 Definitions

5.1.1 *Design Assurance System* is the organisational structure, responsibilities, procedures and resources to ensure the proper functioning of the design organisation. It is described in the DOM directly or by cross reference to relevant procedures.

5.1.2 *Design Assurance* means all those planned and systematic actions necessary to provide adequate confidence that the organisation has the capability:

i). to design products or parts in accordance with the applicable airworthiness requirements and environmental protection requirements,

ii). to show andverify the compliance with the applicable airworthiness requirements and environmental protection requirements.

iii). to demonstrate this compliance to the DCA.

5.1.3 *Type Investigation* means the task of the organisation in support of the Type Certificate or other design approval processes necessary to show and verify and to maintain compliance with the applicable airworthiness and environmental protection requirements.

5.2 Design Assurance.

5.2.1 Thecomplete process, starting with the airworthiness requirements, environmental protection requirements and product specifications,and culminating with the issuing of a type-certificate, is shown in the diagram on **Figure 1**. This identifies the relationship between the design, the Type Investigation and design assurance processes.

5.2.2 Effective Design Assurance demands a continuing evaluation of factors that affectthe adequacy of the design for intended applications, in particular that the product, or part, complies with applicable airworthiness and environmental protection requirements and will continue to comply after any change.

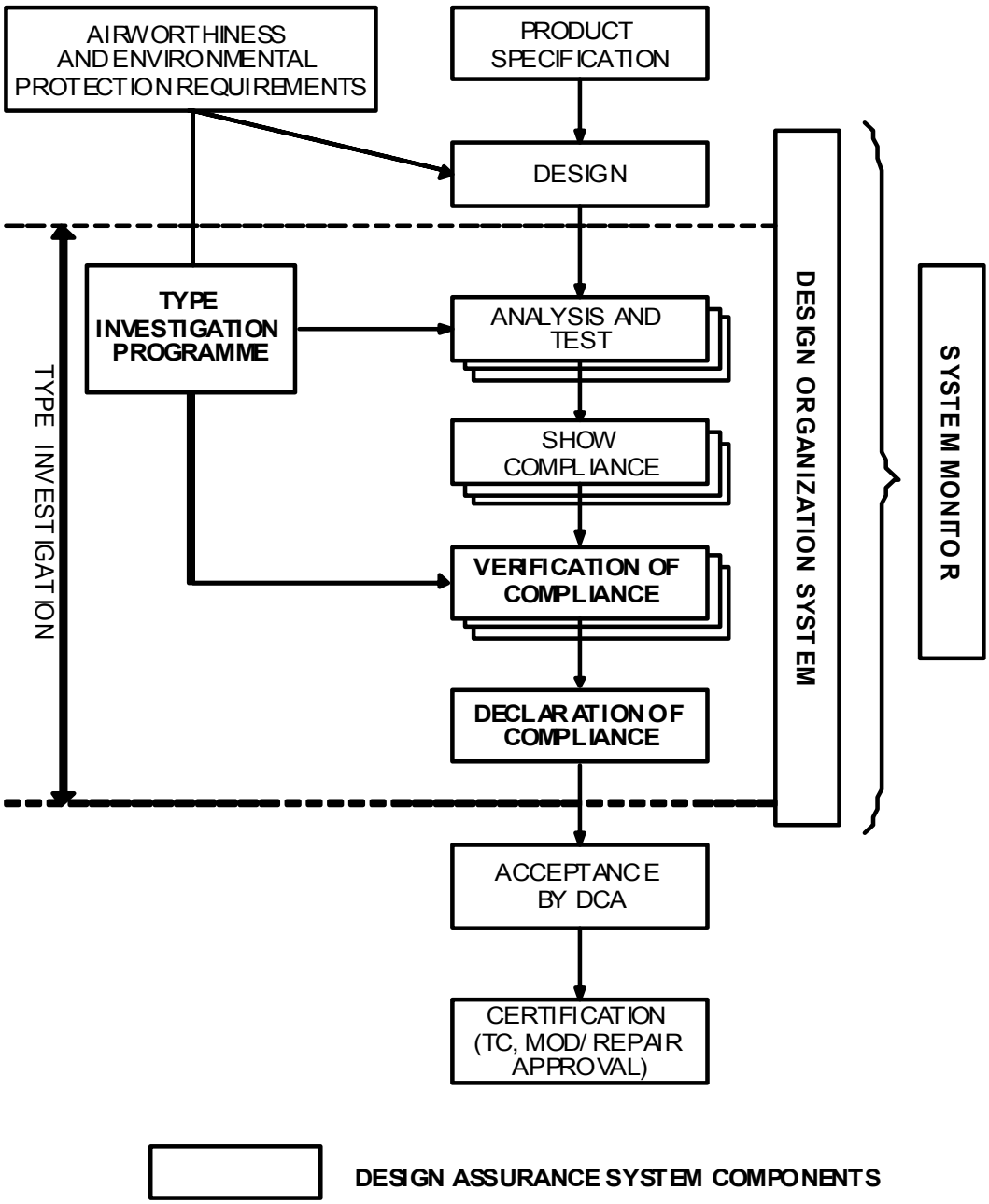


FIGURE 1 -RELATIONSHIP BETWEEN THE DESIGN, THE TYPE INVESTIGATION AND THE DESIGN ASSURANCE

5.2.3 Two main aspects should therefore be considered;

i). How the **planned and systematic actions**are defined and implemented, from the very beginning of design activities up to continued airworthiness activities.

ii). How these actions are **regularly evaluated**and corrective actions implemented as necessary.

5.3 **Planned and systematic actions**.

For design organisations carrying out type investigation of products, the planned and systematic actions should cover the following tasks and procedures should be defined accordingly:

5.3.1 General.

i) To issue or, where applicable, supplement or amend the DOM in accordance with AN No. 96 paragraph 7.0, in particular to indicate the initiation of design activities on a product.

ii) To ensure that all instructions of the DOM are adhered to.

iii) To conduct type investigation.

iv) To nominate staff as "Compliance Verification Engineers" responsible to approve compliance documents as defined in paragraph 5.3.4.

v) To nominate personnel belonging to the Office of Airworthiness responsible as defined in paragraph 5.3.5.

vi) To ensure full and complete liaison between the type design organisation and related organisations having responsibility for products manufactured to the type-certificate.

vii) To provide the assurance to the DCA that prototype models and test specimens adequately conform to the type design.

5.3.2 **Chief Executive.**

i) The **Chief Executive** is accountable to the DCA and shall ensure that all production of design documents are performed to the required standards and that the design organisation is continuously in compliance with the data and procedures identified in the DOM.

ii) The **Chief Executive** should provide the necessary resources for the proper functioning of the design organisation.

iii) The **Chief Executive** needs to have sufficient knowledge and authority to enable him or her to respond to the DCAregarding major issues of the design approval and implement necessary improvements.

iv) The **Chief Executive** needs to be able to demonstrate that he or she is fully aware of and supports the design assurancepolicy and maintains adequate links with the Chief of the Office of Airworthiness.

5.3.3 **Head of Design Organisation** (or deputy).

i) The **Head of the Design Organisation**, or an authorised representative, should sign a declaration of compliance with the applicable airworthiness and environmental protection requirements after verification of satisfactory completion of the type investigation. The signature by the Head of the Design Organisation on the **Declaration of Compliance** confirms that the procedures as specified in the DOM have been followed.

ii) The functions of Chief Executive and Head of the design organisation may be performed by the same person.

5.3.4 **Compliance Verification.**

i) Approval by signing of all compliance documents, including test programme and data, necessary for the verification of compliance with the applicable airworthiness and environmental protection requirements as defined in Type Investigation programme.

ii) Approval of the technical content (completeness, technical accuracy….), including any subsequent revisions, of the manuals approved by the DCA (Aircraft Flight Manual, the Airworthiness Limitation section of the Instructions for Continued Airworthiness and the Certification Maintenance Requirement (CRM) document, where applicable).

5.3.5 **Office of Airworthiness.**

Of the three mandatory elements of DOA (Design, Airworthiness and Independent Monitoring Functions), Office of Airworthiness is responsible for the Airworthiness and Independent Monitoring Functions. Some of its functions are :

i) Liaison between the design organisation and the DCA with respect to all aspects of Type Investigation.

ii) Ensuring that a DOM is prepared and updated as required in AN No. 96 paragraph 7.0.

iii) Co-operation with the DCA in developing procedures to be used for the type certification process.

iv) Issuing of guidelines for documenting compliance.

v) Co-operation in issuing guidelines for the preparation of the manuals required by the applicable implementing rules, Service Bulletins, drawings, specifications, and standards.

vi) Ensuring procurement and distribution of applicable airworthiness and environmental protection requirements and other specifications.

vii) Co-operating with the DCA in proposing the type-certification basis.

viii) Interpretation of airworthiness and environmental protection requirements and requesting decisions of the DCA in case of doubt.

ix) Advising of all departments of the design organisation in all questions regarding airworthiness, environmental protection approvals and certification.

x) Preparation of the Type Investigation programme and co-ordination of all tasks related to Type Investigation in concurrence with the DCA.

xi) Regular reporting to the DCA about Type Investigation progress and announcement of schedule tests in due time.

xii) Ensuring reporting to the DCA about Type Investigation programmes needed for demonstration of compliance.

xiii) Establishing the compliance checklist and updating for changes.

xiv) Checking that all compliance documents are prepared as necessary to show compliance with all airworthiness and environmental protection requirements, as well as for completeness, and signing for release of the documents.

xv) Checking the required type design definition documents in accordance with DCA requirements and ensuring that they are provided to the DCA for approval when required.

xvi) Preparation, if necessary, of a draft for a type-certificate data sheet and/or changes to type-certificate data sheet.

xvii) Providing verification to the head of design organisation that all activities required for Type Investigation have been properly completed.

xviii) Approving the classification of changes in accordance with DCA requirements in AN No. 78 and granting the approval for minor changes in accordance with DCA requirements in AN No. 78.

xix) Monitoring of significant events on other aeronautical products as far as relevant to determine their effect on airworthiness of products being designed by the design organisation.

xx) Ensuring co-operation in preparing Service Bulletins and the Structural Repair Manual, and subsequent revisions, with special attention being given to the manner in which the content affect airworthiness and environmental protection.

xxi) Ensuring the initiation of activities as a response to failure (accident/incident/in-service experience) evaluation and complaints from the operation and providing of information to the DCA in case of airworthiness impairment (continuing airworthiness).

xxii) Advising the DCA with regard to the issue of Airworthiness Directives in general based on Service Bulletins.

xxiii) Ensuring that the manuals approved by the DCA, including any subsequent revisions (the Aircraft Flight Manual, MMEL, the Airworthiness Limitations section of the Instructions for Continued Airworthiness and the Certificate Maintenance Requirements (CMR) document, where applicable) are checked to determine that they meet the respective requirements, and that they are provided to the DCA for approval.

5.3.6 Maintenance and Operating Instructions.

i). Ensuring the preparation and updating of all maintenance and operating instructions (including Service Bulletins) needed to maintain airworthiness (continuing airworthiness) in accordance with relevant airworthiness requirement. For that purpose, the applicant should:

a) establish the list of all documents it is producing to comply with the requirements for 'Instructions for Continued Airworthiness' such as the Appendix referred to in FAR/CS 23.1529, 25.1529, 27.1529 or 29.1529

b) define procedures and organisation to produce and issue these documents, using where applicable and so elected AN No. 96 paragraph 16.3 iii) privilege.

ii). Ensuring all these documents are provided to all affected operators and all involved authorities.

5.4 **Continued effectiveness of the design assurance system.** - The organisation should establish the means by which the continuing evaluation (system monitoring) of the design assurance system will be performed in order to ensure that it remains effective.

5.5 **Design Assurance System for Small Organisations Designing Only Minor Changes to Type Design or Minor Repairs to Products.**

Appendix 1 outlines some basic principles and objectives in order to comply with the AN No. 96 paragraph 6.0 for **small organisation** designing only minor changes to type design or minor repairs to products.

5.6 **Design Assurance System - Independent System Monitoring.**

The system monitoring function required in the AN No. 96, paragraph 6.1(c) may be undertaken by the existing quality assurance organisations when the design organisation is part of a larger organisation.

5.7 Design Assurance System - Independent Checking Function of the Showing of Compliance.

5.7.1 The independent checking function of the showing of compliance, as required by AN No. 96 paragraph 6.2,should consist of the verification by a person not creating the compliance data. Such person may work in conjunction with the individuals who prepare compliance data.

5.7.2 The verification should be shown by signing compliance documents, including test programmes and data.

5.7.3 For a product, there is normally only one compliance verification engineer nominated for each relevant subject.

Note: A procedure should cover the non-availability of nominated persons and their replacement when necessary.

5.8 Design Assurance System - Partners/Sub-contractors.

In meeting the requirement of AN No. 96 paragraph 6.3, the applicant for a DOA may adopt the following policy in working/controlling their partners/sub-contractors.

i). The satisfactory integration of the partners/sub-contractors and applicant's design assurance systems should be demonstrated for the activities covered under the applicant's terms of approval.

ii). In the event that a partners/sub-contractor holds a design organisation approval (DOA), then in accordance with AN No. 96, paragraph 6.3, the applicant may take this into account in demonstrating the effectiveness of this integrated system.

iii). When partners/sub-contractors does not hold a DOA then the applicant will need to establish to its own satisfaction and the satisfaction of the DCA, the adequacy of that partner's/sub-contractor's design assurance system in accordance with DOM.

DATA

6.0 DESIGN ORGANISATION MANUAL (DOM).

This Chapter outlines some basic principles and objectives of AN No. 96 paragraph 7.1.

6.1 Contents of DOM.

AN No. 96, paragraph 7.1 requires the applicant to produce a DOM or equivalent to establish a system to integrate the three mandatory elements of DOA (Design, Airworthiness and Independent Monitoring Functions). The DOM should provide the following information for each product covered by the design organisation approval.

i). A description of the tasks which can be performed under the approval, according to the following classification:

a). General areas, like subsonic turbojet aeroplanes, turbopropeller aeroplanes, small aeroplanes, rotorcraft.

b). Technologies handled by the organisation (composite, wood or metallic construction, electronic systems, etc.).

c). A list of types and models for which the design approval has been granted and for which privileges may be exercised, supported by a brief description for each product.

d). For repair design, classification and (if appropriate) approval activities it is necessary to specify the scope of activity in terms ofstructures, systems, engines, etc.

ii). A general description of the organisation, its main departments, their functions and the names of those in charge; a description of the line management and of functional relationships between the various departments.

iii). A description of assigned responsibilities and delegated authority of all parts of the organisation which, taken together, constitute the organisation's design assurance system together with a chart indicating the functional and hierarchical relationship of the design assurance system to Management and to other parts of the organisation; also the chains of responsibilities within the design assurance system, and the control of the work of all partners and sub-contractors.

iv). A general description of the way in which the organisation performs all the design functions in relation to airworthiness and environmental protection approvals including:

a). The procedures followed and forms used in the Type Investigation process to ensure that the design of, or the change to the design of, the product as applicable is identified

and documented, and complies with the applicable airworthinessand environmental protection requirements, including specific requirements for import by importing authorities.

b). The procedures for classifying design changes as "major" or "minor" and for the approval of minor changes.

c). The procedures for classifying and approving unintentional deviations from the approved design data occurring in production (concessions or non-conformance's).

d). The procedure for classifying and obtaining approval for repairs.

v). A general description of the way in which the organisation performs its functions in relation to the continuing airworthiness of the product it designs, including co-operation with the production organisation when dealing with any continuing airworthiness actions that are related to production of the product, part or appliance, as applicable.

vi). A description of the human resources, facilities and equipment, which constitutes the means for design, and where appropriate, for ground and flight testing.

vii). An outline of a system for controlling and informing the Staff of the organisation of current changes in engineering drawings, specifications and design assurance procedures.

viii). A description of the recording system for:

a). The type design, including relevant design information, drawings and test reports, including inspection records of test specimens.

b). The means of compliance.

c). The compliance documentation (compliance check list, reports...).

ix). A description of the record keeping system to retain all relevant design information, drawings and test reports, including inspection records for the productin order to provide the information necessary to ensure the continued airworthiness and compliance with applicable environmental protection requirements of the changed product.

x). A description of the means by which the organisation monitors and responds to problems affecting the airworthiness of its product during design, production and in service in particular to comply with the requirement related to failures, malfunctions and defects.

xi). The names of the design organisation authorised signatories. Nominated persons with specific responsibilities.

xii). A clear definition of the tasks, competence and areas of responsibility of the Office of Airworthiness.

xiii). A description of the procedures for the establishment and the control of the maintenance and operating instructions.

xiv). A description of the means by which the continuing evaluation (system monitoring) of the design assurance system will be performed in order to ensure that it remains effective.

6.1.1 **Appendix 10** provides the Model content of a DOM.

6.1.2 Standardised evaluation criteria for DOA as provided in **Appendix 11**, should also be used in developing the DOM.

6.2 **Structure of DOM**

The propose structure of DOM is reflected in **Figure 2.**

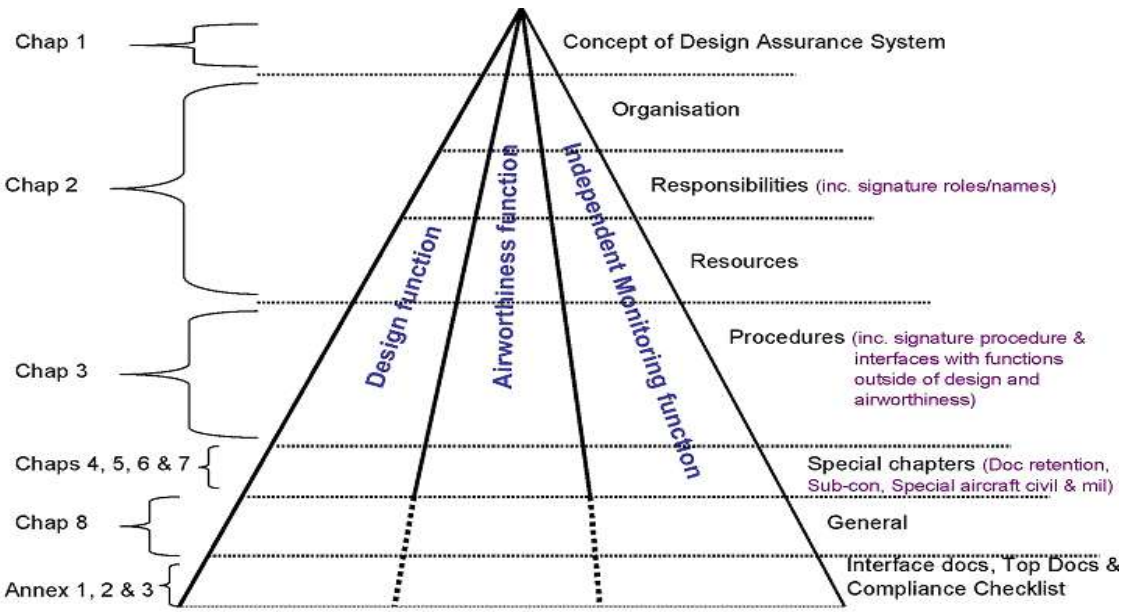


FIGURE 2 - Design Organisation Manual - Structure Concept

6.3 **DOMfor Small Organisations Designing Only Minor Changes to Type Design or Minor Repairs to Products.**

Appendix 2 provides the Model content of a DOM for **small organisation** designing minor changes to type design or minor repairs to products.

7.0 STATEMENT OF QUALIFICATIONS AND EXPERIENCE.

This Chapter outlines some basic principles and objectives of AN No. 96 paragraph 7.4.

7.1 **Purpose** of this paragraph is to provide the guidelines on the following points;

i). Who are the persons covered by AN No. 96, paragraph 7.4 ?

ii). What are requested from the applicant for these persons ?

7.2 **Who are the persons?**

Three different types of functions are named or implicitly identified in the requirements of AN No. 96, using qualified and experienced personnel:

i). the Chief Executive (see paragraph 5.3.2).

ii). the other management staff:

a). the Head of the Design Organisation (see paragraph 5.3.3).

b). the Chief of the Office of Airworthiness, (see paragraph 8.4.3ii).

c). the Chief of the independent monitoring function of the design assurance system (see AN No. 96 paragraph 6.1c).

iii). the personnel making decisions affecting airworthiness and environmental protection:

a). compliance verification engineers (see paragraph 5.3.4).

b). personnel of the Office of Airworthiness making decisions affecting airworthiness and environmental protection, especially those linked with the AN No. 96 paragraph 16.0 privileges (see paragraph 5.3.5).

7.3 **Kind of statement.**

7.3.1 **Chief Executive.**

i). The Chief Executive should provide the necessary resources for the proper functioning of the design organisation.

ii). A statement of the qualification and experience of the Chief Executive is normally not required.

7.3.2 **Other management staff.**

i). The person or persons nominated should represent the management structure of the organisation and be responsible through the Head of Design Organisation to the Chief Executive for the execution of all functions as specified in AN No. 96. Depending on the size of the organisation, the functions may be subdivided under individual managers (and in fact may be further subdivided) or combined in a variety of ways.

ii). The nominated managers should be identified and their credentials furnished to the DCA on JPA AP7(A) form in order that they may be seen to be appropriate in terms of relevant knowledge and satisfactory experience related to the nature of the design activities as performed by the organisation.

iii). The responsibilities and the tasks of each individual manager should be clearly defined, in order to prevent uncertainties about the relations, within the organisation. Responsibilities of the managers should be defined in a way that all responsibilities are covered.

iv) In cases where the Chief of the independent monitoring function of the design assurance system does not directly report to the Chief Executive, he or she should have a formally established direct access to the Chief Executive.

7.3.3 **Personnel making decisions affecting airworthiness and environmental protection.**

i). For these personnel, no individual statement is required. The applicant should show to the DCA that there is a system to select, train, maintain and identify them for all tasks where they are necessary.

ii). The following guidelines for such a system are proposed.

a). These personnel should be identified in the DOM, or in a document linked to the DOM. This, and the corresponding procedures, should enable them to carry out the assigned tasks and to properly discharge associated responsibilities.

b). The needs, in terms of quantity of these personnel to sustain the design activities, should be identified by the organisation.

c). These personnel should be chosen on the basis of their knowledge, background and experience.

d). When necessary, complementary training should be established, to ensure sufficient background and knowledge in the scope of their authorisation. The minimum standards for new personnel to qualify in the functions should be established. The training should lead to a satisfactory level of knowledge of the procedures relevant for the particular role.

e). Training policy forms part of the design assurance system and its appropriateness forms part of investigation by the DCA within the organisation approval process and

subsequent surveillance of persons proposed by the organisation.

f). This training should be adapted in response to experience gained within the organisation

g). The organisation should maintain a record of these personnel which includes details of the scope of their authorisation. The personnel concerned should be provided with evidence of the scope of their authorisation.

h). The authorisation document must be in a style that makes its scope clear to these personnel and any authorised person who may require to examine the authorisation. Where codes are used to define scope, an interpretation document should be readily available.

i). These personnel are not required to carry the authorisation document at all times but should be able to make it available within a reasonable time of a request from an authorised person. Authorised persons include the DCA.

j). The following minimum information should be kept on record:

Name

Date of birth

Experience and training

Position in organisation

Scope of the authorisation

Date of first issue of the authorisation

If appropriate, date of expiry of the authorisation

Identification number of the authorisation.

Note: The record may be kept in any format and should be controlled.

k) Persons authorised to access the system should be maintained at a minimum to ensure that records cannot be altered in an unauthorised manner or that such confidential records do not become accessible to unauthorised persons.

l) Personnel should be given access to their own record.

m) Under the provision of AN No. 96, paragraph 13.0 the DCAhas a right of access to the data held in such a system.

n) The organisation should keep the record for at least two years after a person has ceased employment with the organisation or withdrawal of the authorisation, whichever is the sooner.

7.4 Statement of Qualifications and Experience for Small Organisations Designing Only Minor Changes to Type Design or Minor Repairs to Products.

For **small organisations** designing minor changes to type design or minor repairs to products, the statement of the qualifications and experience required by AN No. 96, are provided in **Appendix 3**.

8.0 REQUIREMENTS FOR APPROVAL.

This Chapter outlines some basic principles and objectives of AN No. 96 paragraph 8.0.

8.1 General.

The data submitted in accordance with AN No. 96 paragraph 7.0 should show that sufficient skilled personnel are available and suitable technical and organisational provisions have been made for carrying out the Type Investigation defined by paragraph 5.1.3.

8.2 Personnel.

The applicant should show that the personnel available to comply with AN No. 96 paragraph 8.1 are, due to their special qualifications and number, able to provide assurance of the design or modification of a product, as well as the compilation and verification of all data needed to meet the applicable airworthiness and environmental protection requirements while taking into account the present state of the art and new experience.

8.3 Technical.

The applicant should have access to:

i). Workshops and production facilities which are suitable for manufacturing prototype models and test specimens.

ii). Accommodation and test facilities which are suitable for carrying out tests and measurements needed to demonstrate compliance with the airworthiness and environmental protection requirements. The test facilities may be subjected to additional technical conditions related to the nature of tests performed.

8.4 Organisation.

8.4.1 Design Organisation should consist of three distinct functions; Design Functions, Airworthiness Functions and Independent Monitoring Functions as reflected in **Figure 3**.

8.4.2 The efficiency of the Design Assurance System shall be ensured by the Independent Monitoring Function (DOA Management) covering:

i) Design Assurance activities.

ii) Design Management Review.

iii) Design Assurance Reviews of Third Parties.

iv) Programmed audits.

v) Ad hoc audits after significant deficiencies.

vi) Day to day monitoring of routine tasks.

vii) Report Design Assurance System deficiencies and propose DOA solution to Head of Design Organisation and DCA.

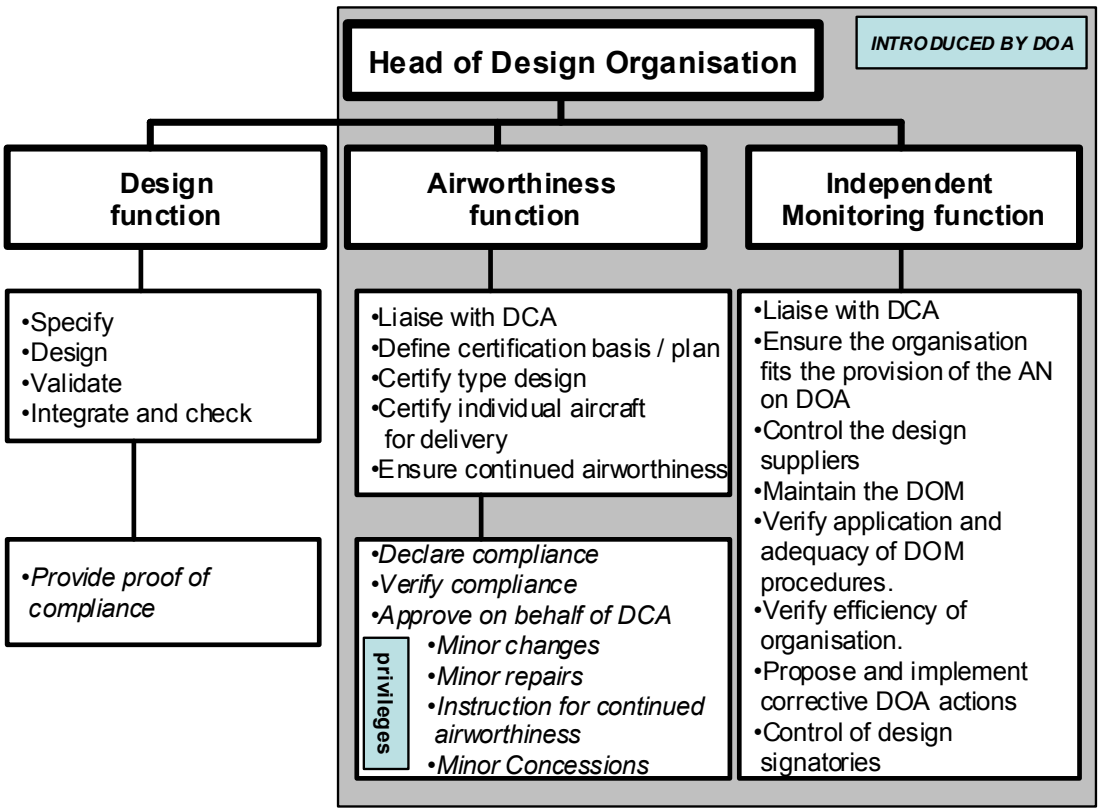


FIGURE 3 - Organisational Structure of DOA

8.4.3 The data submitted in accordance with AN No. 96 paragraph 7.0 should show that:

i). The Head of the Design Organisation for which an application for approval has been made, has the direct or functional responsibility for all departments of the organisation which are responsible for the design of the product. If the departments responsible for design are functionally linked, the Head of the Design Organisation still carries the ultimate responsibility for compliance of the organisation with DCA requirements (AN No. 96).

ii) An Office of Airworthiness, or equivalent function, has been established and staffed on a permanent basisto act as the focal point for co-ordinating airworthiness and environmental protection matters (see paragraph 5.3.5) it reports directly to the Head of the Design

Organisation or is integrated into an independent quality assurance organisation reporting to the Head of the Design Organisation.

iii) All documents produced by the Design Organisation for the purpose of certification, airworthiness and design assurance shall be signed by authorised person in the steps reflected in **Figure 4**.

a). The design organisation produces mainly three kinds of documents:

- ■The technical documents produced by the design function
- ■The documents produced by the airworthiness function
- ■The documents produced by the DOA management function.

b). Validation of their content shall be done by authorised signatories.

c). For documents produced and approved by the Airworthiness Function, the documents shall be signed for :

- ■Showing compliance
- ■Independent checking
- ■Approval (Authority signature and / or stamp).

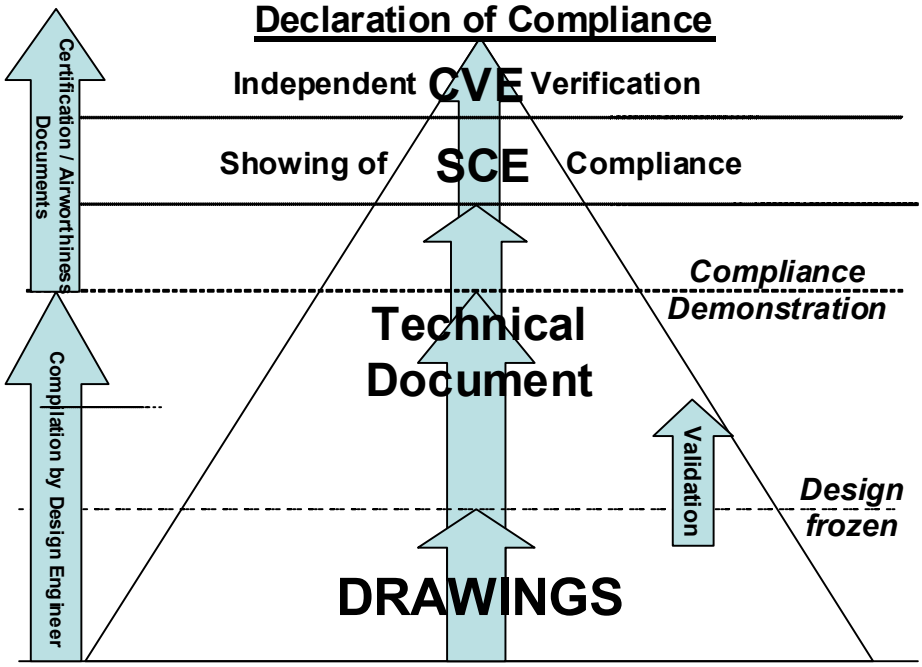


FIGURE 4 - APPROVAL OF DESIGN DOCUMENTS

8.4.4 Responsibilities for all tasks related to Type Investigations are assigned in such a way that gaps in authority are excluded.

8.4.5 The responsibility for a number of tasks as in paragraph 8.4.4 may be assigned to one person especially in the case of simple projects.

8.4.6 Co-ordination between technical departments and the persons in charge of the system monitoring required by AN No. 96 paragraph 6.1(c) has been established:

i). to ensure quick and efficient reporting and resolution of difficulties encountered using the handbook and associated procedures

ii). to maintain the design assurance system

iii). to optimise auditing activities.

8.5 Requirements for Approval for Small Organisations Designing Only Minor Changes to Type Design or Minor Repairs to Products.

Appendix 4 provides details of requirements for approval for **small organisations** designing minor changes to type design or minor repairs to products.

CHANGES IN THE DESIGN ASSURANCE SYSTEM

9.0 SIGNIFICANT CHANGES IN THE DESIGN ASSURANCE SYSTEM.

This Chapter outlines some basic principles and objectives of AN No. 96 paragraph 9.0.

In addition to a ***change in ownership*** (see AN No. 96 paragraph 10.0), the following changes to the design assurance system should be considered as "significant"to the showing of compliance or to the airworthiness or environmental protection of the products.

9.1 Organisation.

i). Relocation to new premises.

ii). Change in the industrial organisation (partnership, suppliers, design worksharing) unless it can be shown that the independent checking function of the showing of compliance is not affected.

iii). Change in the parts of the organisation that contribute directly to the airworthiness or environmental protection (independent checking function, office of airworthiness [or equivalent]).

iv). Change to the independent monitoring principles (see AN No. 96 paragraph 6.1 c).

9.2 Responsibilities.

i) Change of the management staff.

- the Head of the design organisation
- the Chief of the Office of Airworthiness
- the Chief of the independent monitoring function of the design assurance system.

ii) New distribution of responsibilities affecting airworthiness or environmental protection.

iii) For organisations designing minor changes to type design or minor repairs to products, change of the persons identified in paragraph 7.4.

9.3 Procedures.

Change to the principles of procedures related to :

i) the type certification

ii) the classification of changes and repairs as "major" or "minor"

iii) the treatment of major changes and major repairs

iv) the approval of the design of minor changes and minor repairs

v) the issue of information and instructions under the privilege of DOA

vi) the approval of documentary changes to the Aircraft Flight Manual

vii) continued airworthiness

viii) the configuration control, when airworthiness or environmental protection is affected

ix) the acceptability of design tasks undertaken by partners or subcontractors.

9.4 **Resources.**

Substantial reduction in number and/or experience of staff.

10.0 TRANSFERABILITY.

This Chapter outlines some basic principles and objectives of AN No. 96 paragraph 10.0.

10.1 Transfer of the approval would normally only be agreed in cases where the organisation itself remains substantially unchanged.

10.2 An acceptable transfer situation could be for example a change of company name (supported by the appropriate certificate from the ROC) but with no changes to site address or CEO. However, if the same legalentity were to relocate to new premises with a new CEO and/or new departmental heads, then substantial investigation by the DCA would be necessary such that the change would be classified as a re-approval.

10.3 In the event of receivership there may be good technical justification for continuation of the approval provided that the company continues to function in a satisfactory manner. It is likely that at a later stage the approval might be surrendered by the receiver or transferred to another legal entity in which case the former paragraphs apply.

11.0 TERMS OF APPROVAL.

This Chapter outlines some basic principles and objectives of AN No. 96 paragraph 11.0.

11.1. The terms of approval are stated on the certificate of approval issued by the DCA. The certificate states the scope of work and the products, changes or repairs thereof, with the appropriate limitations for which the approval has been granted. For design organisation approval covering type certification or TSO authorisation for APU, the list of product types covered by the design assurance system would be included.

11.2 Approval of a change in the terms of approval in accordance with AN No. 96 paragraph 12.0 will be confirmed by an appropriate amendment of the certificate of approval.

11.3 The certificate references the DOM of the approved design organisation, provided in accordance with AN. No. 96 paragraph 7.0. The DOM defines the tasks which may be performed under the approval.

11.4 Scope of work identifies the product types, the activity(ies) for each product type and the related technical field(s) for each activity, in accordance with paragraph 4.5.

11.5 For repair design activities, the certificate states the scope of work with the appropriate limitations for which the approval hasbeen granted.

11.6 The terms of approval issued for small organisations designing minor changes to type design or minor repairs to products are reflected in **Appendix 5.**

12.0 INVESTIGATION.

This Chapter outlines some basic principles and objectives of AN No. **96** paragraph 13.1.

12.1 Arrangements that allow the DCA to make investigations include the complete design organisation including partners, sub-contractors and suppliers, whether they are in the state of the applicant or not, assisting and co-operation with the DCA in performing inspection and audits conducted during initial assessment and subsequent surveillance.

12.2 Assistance to the DCA includes all appropriate means associated with the facilities of the design organisation to allow the DCA to perform these inspections and audits, such as a meeting room and office support.

13.0 DOA PRIVILEGES.

This Chapter outlines some basic principles and objectives of AN No. 96 paragraph 16.2.

13.1 Privilege related to **compliance documents.**

i). A compliance document is the end result of a certification process, where the showing of compliance is recorded.

ii). For each specific certification process, the DCA is involved in the process itself at an early stage, especially through the establishment of the certification programme.

iii). The inspection or tests under AN No. 96 paragraph13.0 may be performed at various stage of the whole process, not necessarily when the compliance document is presented.

iv). Therefore, according to the scheduled level of involvement, the DCA should agree with the DOA holder documents to be accepted without further DCA verification under the DOA privilege of AN No. 96 paragraph 16.0.

13.2 **Classification of changes to type design and repairs as minor and major.**

This Chapter outlines some basic principles and objectives of AN No. 96 paragraph 16.3 (i)and provides means to develop a procedure for the classification of changes to type design and repairs.

13.2.1 Each DOA applicant must develop its own internal classification procedure following, in order to obtain the associated AN No. 96 paragraph 16.3 (i) privilege.

i) **Content.** The procedure must address the following points:

a) the identification of changes to type design or repairs

b) classification

c) justification of the classification

d) authorised signatories

e) supervision of changes to type design or repairs initiated by subcontractors.

For changes to type design or repairs, criteria used for classification must be in compliance with AN No. 78.

ii) **Identification of changes to type design or repairs.** The procedure must indicate how the following are identified:

a) major changes to type design or major repairs

b) those minor changes to type design or minor repairs where additional work is

c) necessary to show compliance with the airworthiness and environmental protection requirements

d) other minor changes to type design or minor repairs requiring no further showing of compliance.

iii) **Classification.**

a) The procedure must show how theeffects on airworthiness and environmental protection are analysed, from the very beginning, by reference to the applicable requirements.

b) If no specific airworthiness or environmental protection requirements are applicable to the change or repairs, the above review must be carried out at the level of the part or system where the change or repair is integrated and where specific airworthinessor environmental protection requirements are applicable.

iv) **Justification of the classification.**

All decisions of classification of changes to type design or repairs as "major" or "minor" must be recorded and, for those which are not straightforward, also documented. These records must be easily accessible to the DCA for sample check.

v) **Authorised signatories.**

a) All classifications of changes to type design or repairs must be accepted by an appropriate authorised signatory.

b) The procedure must indicate the authorised signatories for the various products listed in the terms of approval.

c) For those changes or repairs that are handled by subcontractors, it must be described how the DOA holder manages its classification responsibility. The procedure must indicate, directly or by cross-reference to written procedures,

how changes to type design or repairs may be initiated and classified by subcontractors and are controlled and supervised by the DOA holder.

vi) **Supervision of changes to type design or repairs initiated by subcontractors.**

The procedure must indicate, directly or by cross-reference to written procedures, how changes to type design or repairs may be initiated and classified by subcontractors and are controlled and supervised by the DOA holder.

13.3 **Classification of Changes to Type Design or Minor Repairs to Products for Small Organisations.**

Appendix 6 provide procedure for the classification of changes to type design and repairs as minor for **small organisations**designing minor changes to type design or minor repairs to products.

13.4 **Approval of minor changes to type design and minor repairs.**

This Chapter outlines some basic principles and objectives of AN No. **96** paragraph 16.3(ii) and provides means to develop a procedure for the approval of minor changes to type design or minor repairs.

13.4.1 Each DOA applicant must develop its own internal procedures, in order to obtainthe associated privilege.

i) **Content.** The procedure must address the following points:

a) compliance documentation

b) approval under the DOA privilege

c) authorised signatories

d) supervision of minor changes to type design or minor repairs handled by subcontractors.

ii) **Compliance documentation.**

a. For those minor changes to type design or minor repairs where additional work to show compliance with the applicable airworthinessand environmental protection requirements is necessary, compliance documentation must be established and independently checked.

b. The procedure must describe how the compliance documentation is produced and checked.

iii) **Approval under the DOA privilege.**

For those minor changes to type design or minor repairs where additional work to show compliance with the applicable airworthinessand environmental protection requirements is necessary, the procedure must define a document to formalise the approval under the DOA privilege. This document must include at least :

a) identification and brief description of the change or repair and reasons for change or repair
b) applicable airworthiness or environmental protection requirements and methods of compliance
c) reference to the compliance documents
d) effects, if any, on limitations and on the approved documentation
e) evidence of the independent checking function of the showing of compliance
f) evidence of the approval under the privilege of DOA by an authorised signatory
g) date of the approval.

For the other minor changes to typedesign or minor repairs, the procedure must define a means to identify the change or repair and reasons for the change or repair, and to formalise its approval by the appropriate engineering authority under an authorised signatory. This function may be delegated by the Office of Airworthiness but must be controlled by the Office of Airworthiness, either directly or through appropriate procedures of the DOA holder's design assurance system.

iv) **Authorised signatories.**

The persons authorised to sign for the approval under the privilege must be identified (name, signature and scope of authority) in appropriate documents that maybe linked to the DOM.

v) **Supervision of changes to type design or repairs initiated by subcontractors.**

The procedure must indicate, directly or by cross-reference to written procedures, how changes to type design or repairs may be initiated and classified by subcontractors and are controlled and supervised by the DOA holder.

13.5 **Approval of minor changes to type design and minor repairs for small organisation.**

Appendix 7 provide procedure for the approval of minor changes to type design and minor repairs for **small organisations** designing minor changes to type design or minor repairs to products.

13.6 **Issue of information or instructions.**

This Chapter outlines some basic principles and objectives of AN No. 96 paragraph 16.3 (iii) and provides guidelines to address the various aspects the DOA should cover in order to have a comprehensive procedure for the issue of information or instructions.

i) **SCOPE.**

a) The information or instructions are issued by a DOA holder to make available to the owners or operators of a product with all necessary data to implement a change on the product or a repair, or to inspect it. Some are also issued to provide maintenance organisations and other interested persons with all necessary maintenance data for the performance of maintenance, including implementation of a change on the product or a repair, or inspection, in accordance with the requirements for Instructions for Continued Airworthiness (ICA).

b) This information or instructions may be issued in a format of a Service Bulletin as defined in ATA 100 system, or in Structural Repair Manuals, Maintenance Manuals, Engine and Propeller Manuals etc. The preparation of this data involves design, production and inspection. As the overall responsibility, through the privilege, is allocated to the DOA holder, the three aspects should be properly handled under the DOA to obtain the privilege "to issue information or instructions containing a statement that the technical content is approved", and a procedure should exist.

ii) **PROCEDURE.**

For the information and instructions issued under AN No. DCA paragraph 16.3 (iii), the DOA holder should establish a procedure addressing the following points :

a) Preparation

b) verification of technical consistency with corresponding approved change(s) , repair(s) or approved data, including effectivity, description, effects on airworthiness and

environmental protection, especially when limitations are changed

c) verification of the feasibility in practical applications

d) authorised signatories.

The procedure should include the information or instructions prepared by subcontractors or vendors, and declared applicable to its products by the DOA holder.

iii) STATEMENT.

a) The statement provided in the information or instructions should also cover the information or instructions prepared by subcontractors or vendors and declared applicable to its products by the DOA holder.

b) The technical content is related to the design data and accomplishment instructions, and its approval means that:

- the design data has been appropriately approved ; and
- the instructions provide for practical and well defined installation/inspection methods, and, when accomplished, the product is in conformity with the approved design data.

Note : Information and instructions related to required actions under requirements related to Airworthiness Directive, are submitted to the DCA to ensure compatibility with Airworthiness Directive content and contain a statement that they are, or will be, subject to an Airworthiness Directive issued by the DCA.

13.7 Approval of documentary changes to the Aircraft Flight Manual.

This Chapter outlines some basic principles and objectives of AN No. 96 paragraph 16.3 (iv) and provides guidelines to develop a procedure for the approval of documentary changes to the Aircraft Flight Manual (AFM).

13.7.1 Each DOA applicant should develop its own internal procedure, based on these guidelines, in order to obtain the associated privilege.

13.7.2 **Examples of documentary changes to the AFM that may be approved under the DOA privilege:**

i) For AFM Issued By The Type-Certificate Holder

a) Editorial changes or corrections to the AFM.

b) Changesto weight limitations that are within all previously DCAapproved limitations (e.g., structural, noise, etc.).

c) The addition of compatible and previously DCA approved AFM Temporary changes, appendices or Supplements.

d) Conversions of previously DCA approved combinations of units of measurement added to the AFM in a previously approved manner.

e) The addition of aircraft serial numbers to an existing AFM where the aircraft configuration, as related to the AFM, is identical to aircraft already in that AFM.

f) Theremoval of reference to aircraft serial numbers no longer applicable to that AFM.

ii) For AFMSupplements Issued by the DOA

a) Editorial changes or corrections to the AFM Supplement.

b) Changes to weight limitations that are within all previously DCA approved limitations (e.g., structural, noise, etc.).

c) Conversions of previously DCA approved combinations of units of measurement added to the AFM Supplement in a previously approved manner.

d) The addition of aircraft serial numbers to an existing AFM Supplement where the aircraft configuration, as related to the AFM Supplement, is identical to aircraft already in that AFM Supplement.

e) The removal of reference to aircraft serial numbers no longer applicable to that AFM Supplement.

13.7.3 **Procedure For The Approval Of Documentary Changes.**

i) **Content.** The procedure should address the following points:

a) preparation of all AFM changes,

b) classification as documentary AFM change,

c) verification by the airworthiness function, especially regarding the classification of the AFM change,

d) approval of AFM changes,

e) approval statement and authorised signatories,

f) distribution.

ii) **Preparation.**

The procedure should indicate how AFM changes are prepared and how the co-ordination with people in charge of design changes is performed.

iii) **Classification.**

The procedure should indicate how AFM changes are classified as documentary changes, in accordance with the criteria of paragraph 13.7.2.

Changes to the AFM of an editorial nature should be non-technical and should normally only affect existing approved data.

iv) **Verification by Office of Airworthiness function.**

The procedure should indicate how people in charge of Office of airworthiness function will :

a) verify the classification as documentary changes

b) review the content of the AFM changes.

v) **Approval.**

Any change to the AFM should be approved, either by the DCA, or under the privilege of DOA for documentary AFM changes.

For documentary AFM changes, the procedure should indicate how the approval under the privilege will be formalised.

vi) **Approval statement and authorised signatories.**

a) Revisions of the AFM containing only documentary changes should be issued with the approval statement AN No. DCA paragraph 16.3

b) When approval status is shown on each page, a simplified statement such as "Approved under the authority of DOA Approval No. xxx " may be used.

c) The authorised signatories should be identified (name, signature), together with the scope of authorisation, in a document that can be linked to the DOA DOM.

vii) **Maintaining, updating and distribution.**

The procedure should indicate how the master copy of the AFM is maintained and updated, and how approved revisions are distributed.

14.0 OBLIGATION OF THE HOLDER.

This Chapter outlines some basic principles and objectives of AN No. 96 paragraph 17.0.

14.1 Administration of DOM.

This Chapter outlines some basic principles and objectives of AN No. 96paragraph 17.1 (i).

14.1.1 The DOMof the applicant must be in the language which will permit the best use of it by all personnel charged with the tasks performed for the purpose of the design organisation.

14.1.2 The DOMmust be produced in a concise form with sufficient information to meet AN No. 96 paragraph 7.0 relevant to the scope of approval sought by the applicant. The DOMmust include the following:

i). Organisation name, address, telephone, telex and facsimile numbers.

ii). Document title, and company document reference No (if any).

iii). Amendment or revision standard identification for the document.

iv). Amendment or revision record sheet.

v). List of effective pages with revision/date/amendment identification for each page.

vi). Contents list or index.

vii). A distribution list for the DOM.

viii). An introduction, or foreword, explaining the purpose of the document for the guidance of the organisation's own personnel. Brief general information concerning the history and development of the organisation and, if appropriate, relationships with other organisations which may form part of a group or consortium, must be included to provide background information for the DCA.

ix). The certificate of approval must be reproduced in the document.

x). Identification of the department responsible for administration of the DOM.

NOTE: In the case of an initial or revised approval it is recognised that certificate will be issued after DCA agreement to the DOM content in draft form. Arrangements for formal publication in a

timely manner must be agreed before the certificate of approval is issued.

14.1.3 An updating system must be clearly laid down for carrying out required amendments and modifications to the DOM.

14.1.4 The DOM may be completely or partially integrated into the company organisation manual. In this case, identification of the information required must be provided by giving appropriate cross references, and these documents must be made available, on request, to the DCA.

14.2 Use of the DOM.

This Chapter outlines some basic principles and objectives of AN No. 96 paragraph 17.1 (ii).

14.2.1 The DOM should be signed by the Chief Executive and the Head of the design organisation and declared as a binding instruction for all personnel charged with the development and type investigation of products.

14.2.2 All procedures referenced in the DOM are considered as parts of the DOM and therefore as basic working documents.

14.3 The system for collection, investigation and analysis of data.

In the context of that requirement the word "Collection"means, the setting up, of systems and procedures which will enable relevant malfunctions, failures and defects to be properly reported when they occur.

14.4 Reporting to the DCA.

Within the overall limit of 72 hours the degree of urgency for submission of a report should be determined by the level of hazard judged to have resulted from the occurrence.

Where an occurrence is judged by the person identifying the possible unsafe condition to have resulted in an immediate and particularly significant hazard the DCA expects to be advised immediately and by the fastest possible means (telephone, fax, email, telex, etc.) of whatever details are available at that time. This initial report must be followed up by a full written report within 72 hours. A typical example would be an uncontained engine failure resulting in damage to aircraft primary structure.

Where the occurrence is judged to have resulted in a less immediate and less significant hazard, report submission may be delayed up to the maximum of three days in order to provide more details.

14.5 Defect correction - Sufficiency of proposed corrective action.

Appendix 8 provides guidelines to assist in establishing rectification campaigns to remedy discovered defects.

14.6 Unsafe condition.

An unsafe condition exists if there is factual evidence (from service experience, analysis or tests) that:

(a) An event may occur that would result in fatalities, usually with the loss of the aircraft, or reduce the capability of the aircraft or the ability of the crew to cope with adverse operating conditions to the extent that there would be:

(i) A large reduction in safety margins or functional capabilities, or

(ii) Physical distress or excessive workload such that the flight crew cannot be relied upon to perform their tasks accurately or completely, or

(iii) Serious or fatal injury to one or more occupants unless it is shown that the probability of such an event is within the limit defined by the applicable airworthiness requirements, or

(b) There is an unacceptable risk of serious or fatal injury to persons other than occupants, or

(c) Design features intended to minimise the effects of survivable accidents are not performing their intended function.

Note 1: Non-compliance with applicable airworthiness requirements is generally considered as an unsafe condition, unless it is shown that possible events resulting from this non-compliance do not constitute an unsafe condition as defined under paragraphs (a), (b) and (c).

Note 2: An unsafe condition may exist even though applicable airworthiness requirements are complied with.

Note 3: The above definition covers the majority of cases where the DCA considers there is an unsafe condition. There may be other cases where overriding safety considerations may lead the DCA to issue an airworthiness directive.

Note 4: There may be cases where events can be considered as an unsafe condition if they occur too frequently (significantly beyond the applicable safety objectives) and could eventually lead to consequences listed in paragraph (a) in specific operating environments. Although having less severe immediate consequences than those listed in paragraph (a), the referenced events may reduce the capability of the aircraft or the ability of the crew to cope with adverse operating conditions to the extent that there would be, for example, a significant reduction in safety margins or functional capabilities, a significant increase in crew workload, or in conditions impairing crew efficiency, or discomfort to occupants, possibly including injuries.

14.7 Determination of an unsafe condition.

Appendix 9 provides guidelines to assist in the determination of an unsafe condition.

It is important to note that these guidelines are not exhaustive. However, this material is intended to provide guidelines and examples that will cover most cases, taking into account the applicable certification requirements.

14.8 Transferring of information on eligibility and approval status from the design holder to production organisations.

Where there is a need to provide (normally outside the design organisation) a visible statement of approved design data or airworthiness or environmental protection data associated with the approved design data, the following minimum information must be provided. The need for a visible statement may be in relation to Company holding a production organisation approval (POA).

The procedures related to the use of forms or other electronic means to provide this information must be agreed with the DCA.

Information to be provided:

Company Name: the name of the responsible design organisation issuing the information.

Date: the date at which the information is released.

Eligibility: indicate the specific products or articles, in case of TSO authorisation, for which data have been approved.

Identification: the part number of the part or appliance. Preference should be given to the use of the Illustrated Parts Catalogue (IPC) designation. Alternatively the reference to the instruction for continued airworthiness (e.g., SB, AMM, etc.) could be stated. Marking requirements (Identification Of Products, Parts And Appliances) should be taken into account.

Description: the name or description of the part or document should be given. In the case of a part or appliance preference should

be given to use of IPC designation. The description is to include reference to any applicable TSO authorisation or marking, or previous approvals still valid.

Purpose of data: the reason for the provision of the information should be stated by the design approval holder.

Examples:

a) Provision of approved design data to a production organisation to permit manufacture.

b) Information regarding eligibility for installation (replacement parts, repair, modification, etc.).

c) Direct Delivery Authorisation.

If the data is in support of a change or repair, then reference to the aircraft level approval should be given (make reference to the approved SOC, change or repair).

Limitations/Remarks: state any information, either directly or by reference to supporting documentation that identifies any particular data or limitations (including specific importing requirements) needed by a production organisation to complete Block 13 of the DCA ARC/AAT.

Approval: provide reference information related to the approval of the data (DCA document or DOA privilege).

Authorised signature: name and hand-written normal or electronic signature of a person who has written authority from the design organisation, as indicated in the procedures agreed with the DCA.

APPENDIX 1 부터 11 ----------생 략----------

부록 C-3 : EASA Forms 목록

EASA 인증절차에 필요한 양식을 조사함으로써 기본적인 준비사항을 알 수 있기에 아래와 같이 정리하였다.
(양식 하이퍼링크: http://www.easa.europa.eu/ws_prod/c/c_app_forms.php)

○ **Application forms for Certification**

▷ EASA Form 30 - Application for Type Certificate/Restricted Type Certificate
▷ EASA Form 31 - Application for Approval of Major Change/Major Repair Design
▷ EASA Form 32 - Application for Approval of Minor Change/Minor Repair Design
▷ EASA Form 33 - Application for Supplemental Type Certificate
▷ EASA Form 34 - Application for ETSOA (European Technical Standard Order Approval)
▷ EASA Form 35 - Application for Statement of Compliance for ETSOA
▷ EASA Form 36 - Application for Approval of Stand-Alone or Minor Change related Revision of Flight Manual (FM)
▷ EASA Form 37 - Approval of Flight Conditions for a permit to fly
▷ EASA Form 38 - Application for Transfer of Certificate
▷ EASA Form 40 - Request for Maintenance program approval
▷ EASA Form 41 - Contract for Certification Support for Validation of EASA Certificates and other Third Country Approval Activities
▷ EASA Form 42 - Request for acceptance of Alternative Methods of Compliance (AMOC) with Airworthiness Directives (AD)
▷ EASA Form 128 - Application for OEB evaluation activities
▷ EASA Form 129 - Application for Qualification of a Flight Simulator Training Device (FSTD)

○ **Application forms for Design Organisations**

▷ EASA Form 4-DOA - Qualifications and Experience of Management Staff Personnel for which an statement must be furnished to EASA
▷ EASA Form 80 - Application for DOA (Design Organisation Approval)
▷ EASA Form 81 - Application for Alternative Procedure to DOA
▷ EASA Form 82 - Application for Significant Changes to DOA

○ **Maintenance Organisations**

▷ EASA Form 9- EASA US Part 145 Approvals - for guidance please refer to relevant

▷ EASA Form 16- EASA US Part 145 Approvals - for guidance please refer to relevant

▷ EASA Form 17- EASA Canada Part 145 Approvals - for guidance please refer to relevant

▷ EASA Form 2- Foreign Part 145 Approvals - for guidance please refer to relevant

▷ EASA Form 12- Foreign Part 147 Approvals - for guidance please refer to relevant

▷ EASA Form 4- Details of Management Personnel - for guidance please refer to relevant

○ **Production Organisations**

▷ EASA Form 50- EASA POA Approvals - for guidance please refer to relevant

부록 D 우리나라 인증 체계 및 감항기준 관련 자료

부록 D-1 : 항공기 인증관련 항공법, 시행령, 훈령 및 고시 주요 조항

1. 항공법 ([법률 제10162호, 2010. 3.22, 일부개정])

제154조(권한의 위임·위탁) ① 이 법에 따른 국토해양부장관의 권한은 그 일부를 대통령령으로 정하는 바에 따라 시·도지사 또는 국토해양부장관 소속 기관의 장에게 위임할 수 있으며, 소속 기관의 장은 대통령령으로 정하는 바에 따라 그 권한의 일부를 재위임할 수 있다.

② 국토해양부장관은 제15조, 제15조의2, 제16조, 제17조, 제17조의2, 제17조의3, 제18조부터 제20조까지 및제20조의2에 따른 증명 또는 검사에 관한 업무를 대통령령으로 정하는 바에 따라 전문검사기관에 위탁할 수 있다.

2. 항공법 시행령 ([대통령령 제21719호, 2009. 9. 9, 일부개정])

제60조 (항공기검사기관) ① 법 제154조제2항에 따른 전문검사기관(이하 "전문검사기관"이라 한다)은 항공 관련 업무를 수행하는 비영리법인으로서 국토해양부령으로 정하는 기술인력, 시설 및 장비 등을 확보한 기관 중에서 국토해양부장관이 지정·고시한다.

② 전문검사기관은 항공기 및 장비품의 증명 또는 검사에 필요한 업무규정(이하 "검사규정"이라 한다)을 정하여 국토해양부장관의 인가를 받아야 한다. 인가받은 사항을 변경하려는 경우에도 또한 같다.

③ 제2항에 따른 검사규정에는 다음 각 호의 사항이 포함되어야 한다.

1. 증명 또는 검사 업무를 수행하는 기구의 조직 및 인력
2. 증명 또는 검사 업무를 수행하는 사람의 업무 범위 및 책임
3. 증명 또는 검사 업무의 체제 및 절차
4. 각종 증명의 발급 및 대장의 관리
5. 증명 또는 검사 업무를 수행하는 사람에 대한 교육훈련
6. 기술도서 및 자료의 관리·유지
7. 시설 및 장비의 운용·관리
8. 증명 또는 검사 결과의 보고에 관한 사항

3. 항공기 형식증명 등 전문검사기관지정 및 감독규정 동법 시행령
(국토해양부 고시 제2009-322호, 2009.06.12.)

제1조(목 적) 이 규정은 항공법 제154조제2항, 동법시행령 제60조제1항 및 제60조 제1항에 의거 항공기 형식증명 등 전문검사기관(이하 “전문검사기관”이라 한다)의 지정과 사후 관리 등에 대한 사항을 정함을 목적으로 한다.

제2조(전문검사기관 지정 신청) ①국토해양부장관(이하‘장관’이라 한다)으로부터

전문검사기관으로 지정받고자 하는 기관의 장은 별지 제1호 서식의 신청서에 당해 기관이 보유하고 있는 기술인력・시설・장비 등에 대한 세부적인 자료를 첨부하여 장관에게 제출하여야 한다.

②제1항의 신청서류에는 다음 각 호의 사항이 포함되어야 한다.

1. 신청한 전문검사업무에 필요한 시설・장비의 보유현황・보유계획
2. 신청한 전문검사업무와 관련된 인원의 교육현황・교육계획
3. 신청한 전문검사업무와 관련하여 타 정부 또는 관련기관 등으로 부터 인증 받은 현황
4. 신청기관의 재정현황

제3조(제출 자료의 평가) ①장관은 전문검사기관으로 지정 받기 위해 제출된 서류를 검토하도록 평가공무원을 지정하여야 한다.

②제1항에 의거하여 지정된 평가공무원은 신청된 서류 중 다음의 사항은 현지 점검을 통하여 확인하여야 한다.

1. 신청기관의 장이 제출한 보유 시설・장비 및 확보계획
2. 신청기관의 장이 제출한 인원의 보유현황, 교육현황, 교육계획서
3. 신청기관의 장이 제출한 재정상태(전문검사기관으로서 지속적인 역할을 할 수 있는지)

③평가공무원은 제출 서류의 검토결과를 종합하여 장관에게 보고하여야 한다.

제4조(전문검사기관 지정) ①장관은 평가공무원의 검토결과를 바탕으로 전문검사기관 지정 신청을 받은 날부터 2개월 이내에 전문검사기관으로 지정하여 전문검사기관지정서[별지 제2호 서식]를 교부하거나, 신청서를 반려하여야 한다.

②장관은 제1항의 전문검사기관 지정서를 교부할 경우 지정조건을 붙일 수 있다.

제5조(전문검사기관의 임무) ①전문검사기관으로 지정된 기관은 지정일로부터 1개월 이내에 항공법시행령 제60조제2항의 규정에 의한 검사업무규정을 제정하여 장관의 인가를 받아야 한다. 이를 변경할 경우에도 또한 같다.

②검사업무규정에는 다음 각호의 사항이 포함되어야 한다.

1. 검사기구의 조직 및 인원
2. 검사원의 업무 및 책임
3. 항공기 및 장비품의 검사체제 및 절차
4. 기술검증 진행현황의 관리
5. 검사원의 교육훈련
6. 기술도서 및 자료의 관리・유지
7. 시설 및 장비의 운용・관리

③장관으로부터 전문검사기관으로 지정된 기관은 지정된 업무를 수행하고 그

수행결과를 장관에게 보고하여야 한다.

④전문검사기관은 지정된 임무 외에는 국토해양부에서 수행하는 검사업무를 수행할 수 없다.

⑤전문검사기관의 장은 교부받은 “항공기전문검사기관지정서”를 일정한 장소에 비치하여 전문검사기관으로 지정 받았음을 타인이 인지하도록 하여야 한다.

제6조(검사원의 선임・직무) 장관은 전문검사기관의장으로 하여금 검사원의 선임 및 직무를 부여함에 있어 검사원으로서 필요한 자격과 교육을 이수한 자를 선임하고 해당 직무를 구분하며, 그 현황에 변경사항이 발생할 경우 이를 보고토록 하여야 한다.

제7조(전문검사기관의 지도 감독) ①장관은 제4조의 규정에 의한 지정전문검사기관에 대하여 연 1회 이상 정기적으로 지도감독을 수행하여야 한다. 다만, 항공기등의 주요결함 등 불안전 요인이 있을 경우에는 수시 지도감독을 수행할 수 있다.

②제1항의 규정에 의한 지도감독을 하는 경우에는 제5조제1항 내지 제5항의 규정에 의한 전문검사기관의 임무 전반에 걸쳐 하여야 한다.이를 위하여 장관은 별표2의 전문검사기관 확인 점검표를 사용할 수 있다.

③장관은 제1항의 규정에 의한 지도감독 업무를 효율적으로 수행하기 위하여 감항 엔지니어 1명 내지 3명으로 지도감독팀을 구성할 수 있다. 지도감독팀이 2인 이상으로 구성될 경우에는 팀장을 지명 할 수 있다.

제7조의2(시정지시 또는 개선권고서 조치) ①지도감독시 제7조의 규정에 의한 점검결과 안전저해 요소를 발견한 경우 이를 전문검사기관의 장이나 관계직원에게 알리고, 장관에게 보고하여야 한다. 다만, 경미한 사항에 대하여는 별지 제2호의2 서식의 시정지시 또는 개선권고서를 발부할 수 있다.

②장관은 제1항의 규정에 의한 보고받은 사항에 대하여는 별지 제2호의2 서식의 시정지시 또는 개선권고서를 발부하여야 한다.

③제1항 및 제2항의 규정에 의한 시정지시 또는 개선권고서를 발부한 경우에는 전문검사기관의 장이나 관계직원이 시정조치한 결과에 대하여 장관 또는 지도감독관은 이행여부를 확인하고, 이행상태가 부적합할 경우에는 재시정을 요구하여야 한다.

④제1항의 시정지시, 개선권고 또는 현장시정은 다음과 같이 구분한다.

1. 시정지시는 각종 기준 및 절차 등에 위배되는 경우
2. 개선권고는 안전을 위해 보다나은 방법을 제시하고자 할 경우
3. 현장시정은 안전에 직접적인 영향은 없으나 안전 저해요소로 단기간 내에 수정이 가능한 경우

제8조(전문검사기관에 대한 휴지·폐지) ①장관으로부터 전문검사기관으로 지정받은 기관이 그 지정을 휴지 또는 폐지하고자 하는 경우에는 별지 제3호 서식의 휴지 또는 폐지 신청서에 전문검사기관의 휴지 또는 폐지의 사유 및 시기 등을 명시한 후 그 예정일로부터 1월 전까지 장관에게 제출하여야 한다.
②휴지의 기간은 6월을 초과할 수 없다. 다만, 장관이 휴지기간을 별도로 정하였을 경우에는 이를 따른다.

제9조(변경신고의 신청) ①전문검사기관의 장은 사무소의 소재지, 기관의 명칭 등을 변경하고자 할 때에는 별지 제4호 서식의 전문검사기관 변경인가 신청서에 구비서류를 첨부하여 장관에게 신청하여야 한다.
②장관은 전문검사기관의 장이 신청한 변경신고 사항을 검토 한 후 “항공기전문검사기관지정서”를 재교부하여야 한다.

제10조(전문검사기관의 지정취소) ①장관은 지정된 전문검사기관이 항공법령을 위반하여 업무를 수행하거나 지정조건에 부적합한 업무를 수행하거나 제7조의2 규정에 의한 시정조치를 이행하지 않는 때에는 해당 전문검사기관의 지정을 취소하거나 업무를 정지 할 수 있다.
②장관은 제1항의 규정에 의한 취소 또는 업무정지를 하는 경우에는 항공법 제154조의2 청문 규정을 준용하여야 한다.

제11조(유효기간) 이 고시는 「훈령·예규 등의 발령 및 관리에 관한 규정」(대통령훈령 제248호)에 따라 이 고시를 발령한 후의 법령이나 현실 여건의 변화 등을 검토하여야 하는 2012년 5월 31일까지 효력을 가진다.

[별표 1] 항공기 형식증명 등 전문검사기관이 갖추어야 하는 기준

구 분	기 준
1. 법인격	항공관련업무를 수행하는 비영리법인
2. 기술인력	가. 항공기등의 설계에 대한 인증업무에 5년 이상의 경력이 있는 자 2인 이상 나. 항공기등의 설계업무에 5년 이상 종사한 경력이 있는 자 2인 이상 다. 항공기등의 시제품에 대한 기능시험·성능시험·구조시험 등의 업무에 5년 이상의 경력이 있는 자 2인 이상 라. 기타 다음의 전문분야별로 인증실무경험이 있거나 교육·훈련을 받은 경험이 있는 자 각 1인 이상 1) 인증 관련법 제도 담당 2) 기체구조 및 하중담당 3) 추진기관 담당 4) 세부계통 및 실내장치담당 5) 환경증명담당 6) 기계장치담당 7) 비행시험담당 8) 여압 및 기내환경담당 9) 항공전자 및 비행성능담당 10) 전자/전기담당 11) 형식증명 적합성 검사담당
3. 시 설	가. 기체구조시험, 비행성능시험, 항공추진(propulsion) 시험 및 재료시험을 위한 시설 나. 풍동시험을 위한 시설 다. 설계검증 및 품질인증을 위한 시설 라. 기타, 기술인력 훈련을 위한 시설
4. 장 비	가. 기체구조시험장비 나. 풍동시험 장비 다. 항공추진기관 시험장비 라. 전기/전자기기 시험장비 마. 재료시험장비 바. 비행성능 시험장비 사. 환경시험장비 아. 기타 설계검증·시험분석 및 평가를 위해 필요한 장비
5.	가. 기술자료실 및 기술자료 관리 나. 지정업무에 필요한 기술도서

부록 D-2 :. 항공기 형식증명 지침제정 2009.06.05 (국토해양부훈령 제266호)

제1장 총 칙(General)

제1조(목적) 이 지침은 항공법(이하 “법”이라 한다) 제17조 및 제17조의2에 따라 항공기·발동기 또는 프로펠러(이하 “항공기등”이라 한다)의 형식증명, 부가형식증명 또는 형식증명승인을 위한 세부절차와 적합성 검증방법 등을 정하여 관련 업무를 효율적으로 수행하고 항공안전을 도모하는데 목적이 있다.

제5조(전문검사기관의 책임) 전문검사기관장은 국토해양부장관이 형식증명 업무의 전문성·효율성을 제고하기 위하여 법 제154조제2항 및 항공법 시행령 제60조의 규정에 따라서 위탁한 검사(설계적합성 평가, 시험·분석 및 검증 등) 업무를 수행하여야 한다.

제8조(검사 및 시험) ①국토해양부장관 또는 전문검사기관장은 제23조의 “인증기준”에 대한 검증을 수행하기 위하여 필요하다고 인정한 모든 검사, 지상시험 및 비행시험을 신청자에게 요청할 수 있다.

②제1항의 규정에 따라서 검사, 지상시험, 비행시험 등이 요구되는 경우, 국토해양부장관 또는 전문검사기관장은 신청자에게 제4항의 2호 내지 4호를 충족하는 항공기, 항공기 엔진, 프로펠러, 부품 등을 검사 및 시험용으로 제출하도록 요청할 수 있다.

③국토해양부장관은 제4항에 따라 입증 시점과 제2항에 따라 제출시점 사이에 관련 항공기, 항공기 엔진, 프로펠러, 부품 등을 신청자가 임의로 변경 또는 수정하지 않도록 하여야 한다.

④국토해양부장관 또는 전문검사기관장은 신청자가 검사 및 시험용으로 항공기, 항공기 엔진, 프로펠러, 부품 등을 제출하기 전에 다음 각호의 사항을 충족함을 보증하는지 확인하여야 한다.

1. 기술기준·연료 또는 배기오염방지기준 등에 적합여부.
2. 재료 또는 항공기등이 형식설계의 일부를 구성하는 사양서 규격과 일치하는지의 여부.
3. 항공기등에 사용되는 부품이 형식설계의 일부를 구성하는 도면과 일치하는지의 여부.
4. 제조공정·구조 및 조립이 형식설계에서 기술하고 있는 요구사항과 일치하는지의 여부.

제25조(국토해양부 직접검사) 국토해양부장관은 형식증명과 관련된 인증업무에 대하여 검사를 수행함에 있어 형식증명 업무의 전문성·효율성을 제고하기 위하여 제5조에 따라 전문검사기관장에게 검사업무를 수행하도록 할 수 있다.

부록 D-3 : 항공기 등의 감항엔지니어 업무지침 (국토해양부훈령 제272호)

제1장 총 칙

제1조(목적) 이 규정은 항공기등의 “감항엔지니어”가 항공법 제15조 · 제16조 · 제17조 · 제17조의2 · 제17조의3 · 제19조 · 제20조 · 제20조의2의 규정에 의한 감항증명·소음기준적합증명·형식증명·부가형식증명·수입항공기등의 형식증명 승인 · 제작증명 · 수리개조승인 ·기술표준품에 대한 형식승인·부품제작자증명·항공기의 정비 또는 수리개조 관련 엔진니어링 · 인증 · 검사 업무를 효율적으로 수행하고, 항공법 제154조제2항 동법시행령 제60조의 규정에 의거 전문검사기관에 위탁된 검사업무 수행에 대하여 효율적으로 감독할 수 있도록 필요한 사항을 규정함을 목적으로 한다.

제2조(정의) 이 규정에서 사용하는 용어의 정의는 다음과 같다.

1. “항공기등”이라 함은 항공기, 발동기, 프로펠러, 장비품 또는 부품을 말한다.
2. “감항엔지니어(Airworthiness Engineer)"라 함은 제1조의 규정에 의한 업무를 수행하기 위하여 국토해양부 또는 지방항공청 공무원 중에서 국토해양부장관(항공기술과장)이 임명한 자를 말한다.
3. “인증기술자(Certification Engineer)”라 함은 국토해양부장관이 위탁한 검사업무를 수행하기 위하여 전문검사기관의 장이 임명한 자를 말한다.
4. “전문검사기관”이라 함은 국토해양부장관이 항공기등의 인증업무의 전문성 및 효율성을 제고하기 위하여 항공법 제154조제2항 및 같은 법 시행령 제60조의 규정에 의하여 기술검증 업무를 수행하도록 지정한 기관을 말한다.
5. “인증업무”라 함은 신청자가 증명·승인을 신청한 항공기등의 설계 · 제작에 대하여 감항엔지니어 또는 인증기술자가 감항성기준의 합치성 여부를 검증하기 위하여 인증계획을 수립하여 실시하는 업무를 말한다.
6. “감독업무”라 함은 전문검사기관 또는 증명 · 승인 소지자에 대하여 지정기준 또는 증명·승인의 준수여부를 감독하기 위하여 실시하는 업무를 말한다.

제3조(적용) 이 규정은 국토해양부, 지방항공청 및 전문검사기관에 적용한다.

제2장 업무 범위 및 감항엔지니어의 임무

제4조(국토해양부) 국토해양부장관(항공기술과장)은 다음 각호의 업무를 수행한다.

1. ICAO 부속서 8에 적합한 항공기등의 형식증명을 위한 감항성기준 및 절차 개발

2. 항공기등에 대한 형식증명 신청에 대한 검토, 관리 및 형식증명 발행
3. 다른 나라에서 발행한 항공기등의 형식증명 승인
4. 형식증명위원회의 운영 및 참여
5. 국내 등록된 항공기의 형식증명 자료의 기록 유지
6. 항공기 시스템, 장치품 또는 계기에 대한 설계승인 발행
7. 국내제작 항공기등에 대한 제작증명 발행
8. 형식증명서의 발행과 승인을 위한 항공기 평가 및 조사, 등록된 항공기의 형식자료 유지
9. 국내외 현행, 신규 감항설계기준의 조사 및 필요시 국내에서 요구되는 외국의 주요특정사안의 설계기준 채택 필요성 판단
10. 국내에서 인증한 항공기등의 감항성개선지시 발행과 모든 운용자와 운용국가 감항당국과의 정보공유 및 감항성유지 체계 수립
11. 항공기 감항성유지를 위한 기체강도유지 부가점검프로그램 도입검토 및 모니터링
12. 항공기등의 설계 및 감항성유지에 영향을 미치는지 여부를 판정하기 위해 제작사에서 발행되는 기술회보를 모니터링하고, 감항성유지 확보에 필요한 검사 또는 보강작업의 필요성을 결정
13. 신규 형식증명된 항공기등의 초기 정비방식과 검사요구사항 개발 및 승인 관련하여 정비프로그램검토위원회 활동 참여
14. 감항엔지니어의 기능과 책임에 속하는 항공기감항관련 규정의 개정안 마련
15. 감항엔지니어링 관련 규정의 문제점을 파악하고 해결하며, 미래 발생할 감항성 요구사항의 일반, 기술정책 및 절차 수립
16. 운항 및 감항관련된 기술 조언
17. 항공엔지니어링, 관계 연구 및 개발 프로젝트 관련하여 신규 또는 개정된 정책 및 절차의 권고 및 필요성 판단
18. 국내외 항공기등의 감항성유지를 위한 제작사 및 설계국가 인증당국과의 연락체계 수립·유지
19. 항공기 주요결함 조사시 항공안전감독과의 협조 및 수정조치 판단
20. 인증 · 승인 소지자에 대하여 지정기준 또는 인증 · 승인 사항의 준수여부에 대한 정기 · 부정기 감독
21. 지방항공청 및 전문검사기관을 평가·감독.
22. 제5조와 제6조에 속하지 않는 사항을 총괄.

제5조(지방항공청) ①지방항공청장은 항공법 제154조제2항 및 같은 법 시행령 제63조 제8항의 규정에 의하여 국토해양부장관이 지방청장에게 위임한 다음 각 호의 업무를 수행한다.

1. 항공법 제15조의 감항증명
2. 항공법 제16조의 소음기준적합증명

3. 항공법 제19조의 수리 · 개조 승인
4. 신규도입 항공기의 감항증명을 위한 정비방식의 적정성 검토
5. 신규도입 항공기의 기술기준의 분류에 따른 운용한계 지정 및 제한사항 설정 검토
6. 항공기 고장보고에 따른 기술적 검토 및 재발방지 검토
7. 항공기 기술정보(AD, SB, SL등)의 검토 및 정보자료 발행
8. 1호 내지 제7호의 기록 관리

②지방항공청장은 제1항의 제1호 내지 제7호의 업무수행 중 감항유지지침의 승인 등 기술적 검토가 필요한 사안이 발생시 감항엔지니어를 참여하도록 하여야 한다.

제6조(전문검사기관) 전문검사기관의 장은 항공법 제154조제2항 및 같은 법 시행령 제60조의 규정에 의하여 국토해양부장관이 전문검사기관의 장에게 위탁하는 경우에 다음 각호의 검사업무를 수행하고, 그 결과를 국토해양부장관에게 제출한다.

1. 항공법 제17조의 형식증명
2. 항공법 제17조제4항의 부가형식증명
3. 항공법 제17조의2의 수입항공기등의 형식증명승인
4. 항공법 제17의3의 제작증명
5. 항공법 제20조의 항공기기술표준품형식승인
6. 항공법 제20조의2의 부품등제작자 증명
7. 제1호 내지 제6호의 기록관리

제6조의2(감항엔지니어등의 임무) 감항엔지니어는 다음 각호의 업무를 수행한다.

1. 항공기등의 형식증명에 대한 감항성기준 및 절차 개발 지원
2. 현재의 요건과 제한 사항을 반영하고, 지속적으로 변화하는 최첨단 기술에 맞는 기술기준, 절차 및 업무 개정의 평가 및 개발
3. 형식증명서 또는 형식증명승인서 발행 또는 개정 요청에 관한 검토, 조정과 권고
4. 다음 각 목에 대한 구조, 공력, 지상하중, 동력, 응력해석, 구조시험과 소재 관련 신규항공기 설계의 감항성과 엔지니어링 평가
   가. 적용되는 감항성기준 및 설계이행에 대한 항공기 설계 적합성 판단
   나. 적합성 수락방법과 실증 정도에 대한 제작사 권고
   다. 업무진행에 따른 설계표준, 시험계획과 설계자료 수락관련 평가 및 권고에 대한 설계 조직과의 연락 유지
5. 인증과정에서 적용되는 감항성기준의 적합성 판단을 위한 공력성능, 비행품질과 시스템 기능의 해석

6. 다음 각목에 대한 제작공정관련 감항성 요구사항 및 제작 사양서 적합성 확인을 위한 항공기등의 설계 및 시험에 대한 제작자 엔지니어링 업무의 감독
   가. 생산도면의 승인
   나. 사양서와 차이점에 대한 제작자 요구사항 조정
   다. 엔지니어링 변경 제안과 변경에 대한 필요성 평가 및 예상비용의 합리성 해석
   라. 운용자, 정비와 오버홀 조직용으로 제작자가 제출한 정비정보, 설계자료 및 변경 도면에 대한 확인
   마. 제작자가 수행하는 중요 시험 (품질, 인증, 정적 및 동적 시험)입회 및 시험방법 및 시험 보고서 승인
   사. 수정사항에 대한 권고 목적 이행여부 보고
7. 항공기 엔진의 변경, 수리 및 설계 측면의 엔지니어링 관련 제안서 평가
8. 항공기 조립과 변경에 사용될 재료와 장치품이 감항당국의 감항성기준에 적합한지 평가
9. 필요한 설계, 정비 및 운용 수정사항 대처 및 불만족 사항 발생에 대한 조사
10. 부품등의 장착을 포함하는 시스템, 계기 및 장치품 설계 및 변경 관련 제안서 평가
11. 다음 각목의 항공기 구조부위에 대한 복잡한 대변경의 계획, 조정 및 평가
   가. 성능 개선과 불만족 사항 수정을 위한 구조부의 대변경에 대한 타당성 검토
   나. 시스템 성능 및 특성 해석
   다. 제시된 변경 목적과 요구되는 운용제한 개발
   라. 타당성 요구조건, 설계능력, 비용 및 소요시간을 고려한 변경 프로그램을 개발하기 위한 사용자, 시스템 관리자, 기타 엔지니어링 관련 부서와의 회의 주재
   마. 요구사항과 제한사항의 대립시 해결에 필요한 활동과 문제의 범위 및 본질 판단, 그리고
   사. 변경 시행이 요구되는 조사, 엔지니어링, 시험, 생산 역량의 예측
12. 항공기의 공력특성, 비행특성, 성능, 안전성 및 조종성에 관한 특수 엔지니어링 변경의 영향 평가
13. 항공기등에 대한 대수리 제안 평가
14. 항공안전감독관과의 협조하에 국내 운용자 및 제작자가 발행하는 감항성개선지시서 처리 및 수입항공기의 제작자가 발행하는 감항성개선지시서 검토 및 이행 권고
15. 구조결함관련 주요 문제점 조사
16. 일어날 수 있는 불완전 설계에 대한 경향 판단 목적으로 사고, 장애 및 오작동 보고의 평가, 운용안전에 영향을 미치는 경우의 구별, 항공안전감독관

과의 협조하에 의무수정조치 및 이행시기 초안 작성과 감항성개선지시 발행필요성의 판단

17. 사용중인 항공기의 공력성능, 구조의 강성 및 시스템 기능의 감독 및 개선, 수정 프로그램을 위한 결함, 운용장애 감시
18. 항공기등의 설계, 제작 및 인증관련 다음 각목의 기술지원
    가. 형식증명 및 정비검토위원회 지원
    나. 항공기 조종과 구조의 고유특성(크기, 모양, 유연성)을 포함하는 비행특, 추력계통 및 환경에 영향을 미치는 여러 가지 요소 평가
    다. 현장의 연구업무 수행자와 협력하여 항공기 설계 및 인증 기술 병행 발전
    라. 비행특성 개선 및 수정을 위한 조사, 해석 및 설계 단계별 협조
    마. 장치품, 운용, 비행경로 기체수리 등 주요 변경으로 인한 가능성 있는 모든 영향 평가
19. 수입 및 수출감항증명 관련 지원 및 민간항공제품의 승인
20. 감항성 관련 역할 경감을 위한 행정 지원

제3장 감항엔지니어등의 자격 및 임명

제7조(감항엔지니어의 자격) 감항엔지니어는 다음 제1호 내지 제4호의 어느 하나에 해당하는 자격을 갖추고 제5호에 대한 지식이 있어야 한다.

1. 항공법 제26조제7호의 규정에 의한 항공정비사 자격증명을 취득하고, 항공기등의 제작, 설계 또는 검사분야에서 8년 이상의 경력이 있는 자
2. 국가기술자격법에 의한 항공기사 이상의 자격을 취득하고, 항공기등의 제작, 설계 또는 검사분야에서 6년 이상의 경력이 있는 자
3. 대학에서 항공공학 관련학과를 전공하고, 항공기등의 제작, 설계 또는 검사분야에서 5년 이상의 경력이 있는 자
4. 항공관련 석사학위를 취득하고, 항공기 제작, 설계 또는 검사분야에서 3년 이상의 경력이 있는 자

5.인적능력 및 한계(human performance and limitaion)에 대한 지식 등

제8조(감항엔지니어의 임명) ①국토해양부장관(항공기술과장)은 국토해양부 또는 지방항공청 소속 공무원중에서 제7조 각호의 1에 해당되는 자격을 가지고, 제10조의 규정에 의한 기초교육 및 직무교육을 이수한 자 중에서 감항엔지니어로 임명하며, 별지 제2호 서식의 임명장을 수여한다.

②제10조제1항의 규정에 의한 직무교육훈련 중 그 직무의 성격 등으로 인하여 정해진 기간 내에 훈련이 이루어질 수 없는 분야는 따로 시기를 정하여 실시할 수 있다. 이 경우 직무교육을 이수하기 전까지 당해 업무에 대해서는 직무를 수행할 수 없다.

제9조(인증기술자의 임명) ①전문검사기관의 장은 항공법 제154조제2항 및 같은 법 시행령 제60조제2항의 규정에 의하여 국토해양부장관으로부터 인가를 받은 검사업무규정에 따라 인증기술자의 자격등을 정하고, 제10조의 규정에 의한 기초교육 및 직무교육을 이수한 자 중에서 인증기술자로 임명한다.
②제10조제1항의 규정에 의한 직무교육훈련 중 그 직무의 성격 등으로 인하여 정해진 기간 내에 훈련이 이루어질 수 없는 분야는 따로 시기를 정하여 실시할 수 있다. 이 경우 직무교육을 이수하기 전까지 당해 업무에 대해서는 직무를 수행할 수 없다.

제10조(감항엔지니어등의 교육훈련) ①감항엔지니어 및 인증기술자의 교육훈련은 초기교육훈련, 직무교육훈련 및 정기보수교육훈련으로 구분하여 실시한다.
②제1항의 규정에 의한 직무교육훈련은 업무분야별로 나누어 실시할 수 있다.
③제1항의 교육과정별 시행방법, 교육내용, 교육시간 등은 “항공안전공무원교육훈련규정”에 의한다.

제11조(감항엔지니어의 증표관리) ①감항엔지니어에 대한 임명 및 신분증 발급은 “항공안전감독관에 대한 임명 및 신분증 발급 규정”에 따른다.
②감항엔지니어가 업무를 수행할 때에는 별지 제1호 서식의 감항엔지니어증표를 소지하여야 하며, 이를 타인에게 대여하여서는 아니된다.
③감항엔지니어는 지정이 해제되었을 때에는 감항엔지니어증표를 반납하여야 한다.

제4장 감항엔지니어등의 업무지침

제12조(감한엔지니어등의 업무지침) ①감항엔지니어 및 인증기술자가 형식승인 · 인증 · 검사 활동의 점검항목 등 엔지니어의 점검활동에 필요한 상세 내용은 절차규정으로 정한다.
②제1항의 규정에 의한 절차규정의 제정 · 개정의 책임과 권한은 국토해양부장관에게 있으며, 규정의 제정 · 개정절차는 법제업무운영규정 제25조 및 국토해양부 훈령 · 예규 · 고시운용지침에 따른다.
③제1항의 규정에 의한 항공법 제15조의 감항증명 검사의 업무절차는 “항공기감항성심사지침”으로 정한다.
④제1항의 규정에 의한 항공법 제17조의 형식증명 및 항공법 제17조의2의 수입항공기등의 형식증명승인 업무절차는 “항공기형식증명(승인)지침”으로 정한다.
⑤제1항의 규정에 의한 항공법 제17조제4항의 부가형식증명 업무절차는 “항공기등의 부가형식증명 지침”으로 정한다.
⑥제1항의 규정에 의한 항공법 제17의3의 제작증명 업무절차는 “제작증명 및

생산승인 절차규정”으로 정한다.
⑦제1항의 규정에 의한 항공법 제20조의 항공기 기술표준품 형식승인 업무절차는 “항공기 기술표준품 형식승인 절차규정”으로 정한다.
⑧제1항의 규정에 의한 항공법 제19조의 수리 · 개조 승인 업무절차는 “항공기등의 수리 · 개조 승인 지침”으로 정한다.
⑨제1항의 규정에 의한 항공법 제20조의2의 부품등제작자 증명 업무절차는 “제작증명 및 생산승인 절차규정”으로 정한다.

제13조(인증팀의 구성) ①국토해양부장관(항공기기술팀장)은 인증·승인 신청서를 접수하여 검토한 후 업무의 특성상 필요하다고 판단되는 경우 인증업무를 효율적으로 수행할 수 있도록 인증업무의 규모, 업무분야 등을 고려하여 인증팀을 구성할 수 있다.
②제1항의 규정에 의하여 인증팀을 구성할 경우 감항엔지니어 또는 인증기술자의 전문분야를 고려하여 감항엔지니어 그리고/또는 감항엔지니어와 인증기술자로 구성하고, 각 팀원의 업무분야와 범위를 명시하여야 한다. 다만, 항공제품의 지속감항성 지침서 승인 및 정비프로그램검토위원회에는 항공안전감독관을 포함하여야 한다.
③제1항의 규정에 의한 인증팀이 2인 이상으로 구성될 경우 인증업무를 효율적으로 수행할 수 있도록 인증팀장을 임명할 수 있다.

제14조(감독업무) 국토해양부장관(항공기기술팀장)은 지방항공청 및 전문검사기관 또는 인증·승인 소지자에 대하여 지정기준 또는 인증·승인 사항의 준수여부를 확인하기 위하여 년1회 이상 정기적으로 감독업무를 실시하여야 한다. 단, 항공기등에 주요결함이 발생하였을 경우 수시로 감독업무를 실시할 수 있다.

제15조(감독팀의 구성) ①국토해양부장관(항공기술과장)은 제14조의 규정에 의한 감독업무를 효율적으로 수행하기 위하여 감독팀을 구성할 수 있다.
②제1항의 규정에 의하여 감독팀을 구성할 경우 소속 엔지니어의 전문분야를 고려하여 1 내지 3명으로 구성한다.
③제2항의 규정에 의한 감독팀이 2인 이상으로 구성될 경우 감독업무를 효율적으로 수행할 수 있도록 감독팀장을 임명할 수 있다.

제16조(유효기간) 이 훈령은 「훈령·예규 등의 발령 및 관리에 관한 규정」(대통령훈령 제248호)에 따라 이 훈령을 발령한 후의 법령이나 현실 여건의 변화 등을 검토하여야 하는 2012년 5월 31일까지 효력을 가진다.

6. 항공안전공무원교육훈련규정 (국토해양부 훈령 제575호, 개정 2010.3.10)

제1조(목적) 이 규정은 국제민간항공조약의 규정과 동 조약의 부속서 및 관련 매뉴얼에 따라 항공안전공무원의 체계적인 교육훈련에 관하여 필요한 사항을 규정함을 목적으로 한다.

〔별표 1〕 기술행정공무원 교육훈련(제7조제2항 관련)

【1.3】 감항분야(Airworthiness) 기술행정공무원 교육훈련

◆ 국토해양부 항공기술과, 운항안전과 감항담당
◆ 서울·부산지방항공청 항공검사과
◆ 김포·제주항공관리사무소 안전운항과 검사담당

1. 초기교육훈련

교과목	주 요 내 용	교육시간	비고
4개	-	30시간	
가. 항공기이해	- ICAO의 정의와 구분 - 국내 항공법의 항공기 정의와 구분 - FAA와 EASA 항공기 정의 및 구분 - 항공기 발달사 - 항공기 종류 및 구조 - 비행원리 - 항공기와 각종 증명과의 관계	7	
나. 감항성, 항공법규·규정	- 항공기 감항성의 이해 - 항공기 소유자와 지속감항성의 유지 - 정비조직 인증의 이해 - 국내법과 국제법 - 행정처분 업무처리절차 지침	7	
다. 항공기 인증	- 항공기등의 형식증명 개요 - 항공기등의 설계변경 개요 - 부품제작자 증명 개요 - 표준감항증명 개요 - 기술표준품 개요 - 형식증명과 국제협력	8	
라. 항공기 안전감독	- 항공안전감독 조직과 기능 - 안전감독 발전과정 - 항공안전관리 체계 - 정비조직 인증업무 추진체계 - 정비조직 인증이후 감독활동 - 인증관련 기술자료 - 인증관련 기록유지 - 품질관리시스템	8	

2. 정기교육훈련(12개월 주기 16시간 이상)

가. 항공관련 법규 개정 내용

(1) 항공법・시행령・시행규칙
(2) 기타 항공관련 법규
(3) 국제민간항공협약, 부속서 및 매뉴얼
(4) 인증 및 집행 절차

나. 항공관련 지침・교범 등 개정 내용

(1) 항공기 등의 인증관련 업무지침
(2) 항공기 등의 인증관련 절차 매뉴얼
(3) 항공기 등의 감항성 심사교범
(4) 항공기 기술기준
(5) 감항성 인증서 작성 및 사용 절차규정
(6) 항공기 등록기호 지정 요령
(7) 항공기 소음등급 기준표
(8) 항공기중량 및 평형 관리 기준
(9) 운항증명소지자 항공기 감항성 심사 지침
(10) 자가용 항공기 감항성 심사 지침
(11) 항공기형식증명(승인) 절차규정
(12) 전문검사기관지정・고시
(13) 제작증명 및 생산승인 절차규정

다. 항공기등의 인증 관련 신기술 기준

라. 국제항공기술 발전 동향

부록 D-4 : 전문검사기관 지정 (국토해양부고시 제2009-424호2009.07.01)

항공법 제154조제2항 및 동법 시행령 제60조제1항의 규정에 의한 전문검사기관을 다음과 같이 지정·고시 합니다

1. 기 관 명 : 한국항공우주연구원
2. 기관 소재지 : 대전광역시 유성구 과학로 115
3. 위탁업무내용

관련 항공법	지정업무내용
제15조(감항증명)	형식증명(승인)이 없는 항공기의 설계 및 제작과정에 대한 검사업무
제17조(형식증명)	형식증명을 위한 검사업무
제17조제4항(부가형식증명)	부가형식증명을 위한 검사업무
제17조2(수입항공기등의 형식증명승인)	수입항공기등의 형식증명승인을 위한 검사업무
제17조의3(제작증명)	제작증명을 위한 검사업무
제20조(기술표준품에 대한 형식승인)	기술표준품에 대한 형식승인 검사업무
제20조2(부품등제작자증명)	부품등 제작자증명을 위한 검사업무

4. 이 고시는 「훈령·예규 등의 발령 및 관리에 관한 규정」(대통령훈령 제248호)에 따라 이 고시를 발령한 후의 법령이나 현실 여건의 변화 등을 검토하여야 하는 2012년 5월 31일까지 효력을 가진다.

부록 E 우리나라 헬기인증 인프라 관련 자료

부록 E-1 : 주요 헬리콥터 인증시험설비

헬기 구성품에 따른 시험항목을 그림 4-1과 같이 나타낼 수 있다. 여기서는 헬기 인증 시설에 대한 이해도를 높이기 위해, 그림 4-1과 같은 대표적인 헬기시험설비에 대한 설명과 설비요구조건, 세부시험 종류에 대해 서술하였다.



Part 29급 헬리콥터의 주요 시험 평가 설비

가. Whirl Tower Test Rig

(1) 개요

실물크기 로터시스템 회전시험(Whirl Tower Test)은 헬리콥터 개발과정 중 비행시험 전에 수행하며, 인증을 위해 필수적인 지상시험 항목이다. 블레이드 및 허브시스템 구조/피로 특성시험이 완료되어 구조적 특성이 입증된 로터 시스템에 대해 초도 비행시험 전 Tracking & Balancing을 수행한 후 성능을 시험하는 설비이다.



Rotor Blade Whirl Tower

(2) 설비 요구조건

· Drive system(Motor, Transmission, Generator, etc.)
· Rotor control system
· Control System
· DAQ System(Data Acquisition System)
· Test Rig
· Control Room(건물; 데이터 분석실 포함)
· 기타(치공구류, 센서류 등)

(3) 시험 종류

· 제자리 비행 성능 시험
· 구조 및 동역학/안정성 시험
· 에어포일 특성, 후류 구조, 소음 및 지면 효과 시험 등
· 로터 계통 기능 시험
· 블레이드 밸런싱 및 트랙킹 (Balancing & Tracking)

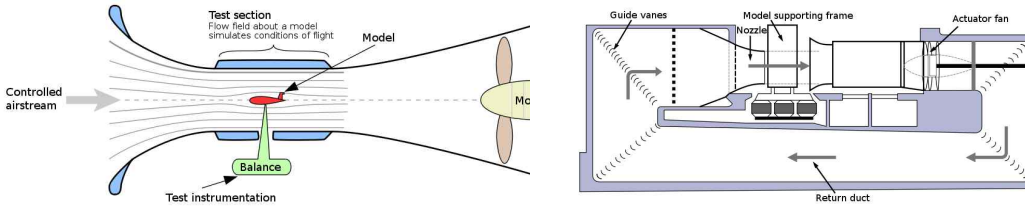
나. Wind Tunnel

(1) 개요

풍동시험은 헬리콥터 개발 과정에서 동체 및 로터시스템의 형상 설계, 성능, 조종성 및 안정성 분석, 공력하중 등의 예측을 위해 항공기 모형을 바람에 노출시켜 이에 대한 반응을 측정하는 장치이다. 공력, 구조, 중량, 제어, 엔진 등 모든 분야의 설계에 사용되는 기본 공력 데이터 제공한다. 풍동시험을 통해 생성된 자료는 공력 모델링, 성능, 안정성 및 조종성 분석을 위한 flight control law를 구축하는데 이용된다.

(2) 설비 요구조건

풍동은 시험부의 형태에 따라 개방형, 폐쇄형으로 분류할 수 있다.



개방형과 폐쇄형 시험부

	개방형	폐쇄형
장점	상대적으로 제작비용 저렴 소음 시험 가능 download 관련 시험 용이	유동의 quality 우수 요구 마력과 관련 소음이 작음 operator 보호용 shield 비용 저렴
단점	폐쇄형보다 높은 마력 필요 소음이 큼 유동의 quality 떨어짐	초기 제작비가 높음 absolute SPL 측정 어려움

또한 풍동시험 모델이 위치하는 시험부의 속도에 따라 아음속, 천음속, 초음속 풍동으로 분류할 수 있다. 아음속 풍동설비를 정의하는 데는 약간의 차이가 있으나, 대개 마하수 0.6을 기준으로 아음속(subsonic)과 천음속(transonic)으로 분류한다

(3) 시험 종류

	시험 항목
아음속 시험	고양력장치, 지면효과, 저속 성능, 저속 안성정 & 조종성, 유동가시화, 공력하중, 공탄성특성, 동적 안정성 등
천음속 시험	엔진 장착위치 & Power Effect, 유동가시화, 고속 성능, 공력하중, 항력 발산 등

아음속 시험에서 고양력 장치는 낮고 높은 레이놀즈수에서 시험을 한다고 정리를 하였는데, 저 레이놀즈수에서는 고양력 장치에서 핵심인 적합한 ratio를 찾기 위해서 2-D 형태로 시험을 한다. 시험을 통해서 track mechanism까지 고려해서 이동 경로를 확인한 이후에 저 레이놀즈수의 성능 및 안정성&조종성 시험을 하고, 설계된 고양력 장치의 타당성을 확인하기 위해서 매질을 변경한 상태에서 시험을 한다.

(가) 아음속 풍동시험 종류

① 고양력 장치

고양력장치의 타당성을 검증하기 위해서는 먼저 2-D 풍동시험을 수행하는데, 이때는 이상적인 2-D flow를 만들어 내기 위하여 Turntable slot blowing 혹은 suction 방법을 사용한다. 2-D 시험에서는 양력, 항력 그리고 피칭모멘트의 특성을 주로 예측하는데, 이 시험 조건에서 가장 중요한 parameter는 gap과 overlap(혹은 overhang)이다.

풍동시험은 gap과 overlap을 계속해서 바꾸어 가면서 양력 및 항력계수를 측정하고, 원하는 수준의 양력특성을 갖는 gap과 overlap을 따라서 Flap tracking device가 움직이도록 설계한다. 정확한 데이터를 얻기 위해서는 suction 혹은 blowing 장치를 활용해야 한다. 고양력장치의 성능 확인을 위해 3-D 시험을 수행하는데, 가능한 큰 모델을 사용해야 gap과 overlap 사이로 움직이는 유동효과를 정확히 모사할 수 있다. 모델제작시 Flap tracking system을 보호하는 Fairing도 가능한 실물 형상과 동일하게 제작해야 정확한 공력계수를 얻을 수 있다.

② 저속공력시험

저속공력시험은 낮은 속도 범위에서 항공기가 실속 이전까지 공력특성을 측정하는 시험으로 항공기를 구성하는 각종 조종면을 변경시켜 가면서 공력특성을 측정하는 시험으로 가장 많이 수행하는 시험이다.

저속풍동을 수행할 때 대부분 시험은 실속 근처에서 측정을 중지하였는데, 풍동시험을 하는 항공기가 인증을 고려한다면, after stall 이후의 특성까지도 반드시 측정을 해야 한다.

③ 지면 효과 풍동시험

헬리콥터가 지면 가까이에서 회전하면 공기의 흐름이 지면에 의해 제한을 받게 되어 흐름의 형태가 변하게 된다. 즉 올려흐름(Upwash), 내리흐름(Downwash), 날개 끝 와류(Tip vortex)등이 감소하게 되고 피칭 모멘트와 양력이 증가하고 유도항력(Induced drag)이 감소하게 되는데 이러한 현상을 지면효과(Ground effect)라고 한다. 회전익 비행체는 이·착륙 시와 지면 가까운 높이에서 비행 시 지면효과의 영향을 받게 되고, 이러한 지면효과는 회전익 비행체의 운용에 있어 비행 성능 및 안정성에 큰 영향을 미친다.

지면효과 시험은 블레이드 피치각에 따른 추력의 증가율을 측정하고, 지면효과가 로터와 동체의 공력성능에 어떠한 영향을 미치는지를 확인한다.

④ Rotary Balance 풍동시험

다양한 Steady Rotation 속도 변화에 대해서 블레이드에 작용하는 힘과 모멘트를 측정하는 시험으로 각종 조종면 변경에 따른 공력계수의 변화와

spinning 운동도 모사할 수 있다. Rotary 풍동시험은 모델의 받음각과 흐름각을 바꾸면서, 지지부를 활용하여 모델에 pitch 등을 변경시켜 가면서 측정을 한다. 이 과정에는 모델을 구성하는 component들을 추가해 가면서 이들에 의한 공력계수의 변화도 측정할 수 있다.

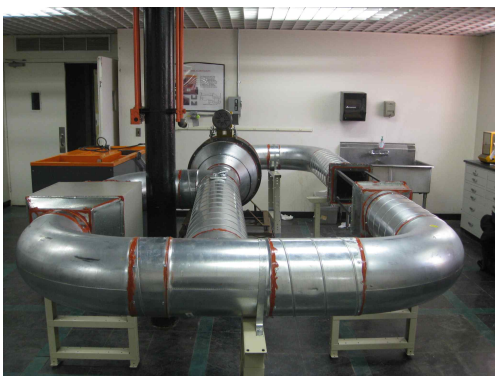
(다) 천음속 풍동시험

헬리콥터의 고속 순항 시 전진면의 깃끝 부근은 천음속 영역에 속하게 된다. 헬리콥터의 고속시험은 성능시험과 빠른 기동상태에서 조종면 변화에 의한 항공기의 안정성 관련 데이터를 획득하는 시험으로 구성된다. 성능시험에서는 주로 모델의 깃끝 마하수를 증가시켜 가면서 Drag Rise가 발생하는 마하수 이후 까지도 시험을 한다.

다. Icing Wind Tunnel

(1) 개요

빙점이하로 항공기가 비행할 때 블레이드, 엔진 입구, 조종면 등에 착빙형상이 발생하면 공력 성능 저하, 양력면 조종성 손실, 엔진 고장 등의 현상이 발생할 수 있다. 항공기 인증 과정에서는 착빙 조건에서도 안전하게 운항이 가능함을 증명하기 위하여 비행시험, 또는 풍동시험이 요구된다. Icing Wind Tunnel은 착빙 조건에서 항공기 주요부품에 형성되는 얼음의 성장과정, 형태 및 이로 인한 성능 저하를 예측하는데 요구되는 시험 장비이다.



Icing Wind Tunnel

(2) 설비 요구조건

· Heat exchanger가 장착된 폐쇄형 풍동시설
  - 균일한 LWC 액적 상생을 위한 icing spray
  - 풍속 : 마하수 ~ 0.7
  - insulation sliding 벽면, 5분력 계

신규 설비 구축에 약 150백만불 소요 예상
(2005년 기준, NASA Glenn IRT와 동급)

(3) 시험 종류

· Glaze ice / Rime ice 조건에 대한 로터 블레이드 및 엔진 흡입구 착빙 형상 시험

· 주요 공력면의 착빙에 따른 성능 변화

· microwave, heater mat, pneumatic device 등과 같은 제빙, 방빙 장치의 성능 평가

· 수치해석 코드의 개발과 검증에 필요한 ice physics (생성 매커니즘, scaling) 연구

라. Airframe Test Rig

(1) 개요

헬리콥터 운항 중 블레이드 및 허브시스템은 주기적인 반복하중을 받음에 따라 누적된 피로로 인해 손상 및 파괴가 일어날 수 있다. 블레이드 및 허브시스템 구조/피로시험설비는 헬리콥터의 실제 비행환경과 유사한 비행하중조건(플랩, 리드래그, 비틀림 운동에 따른 하중 등)을 모사하기 위한 시험평가 설비이다. 시험설비를 통해 블레이드 및 허브시스템의 구조/피로 특성을 확인하고, 피로수명을 예측하여 정비 또는 교환해야 할 검사/정비 주기 결정 등을 수행할 수 있다.



Main Structural Test

(2) 설비 요구조건

· Hydraulic Actuator

· Hydraulic Power Supply

· Control System

· DAQ System(Data Acquisition System)

· Test Rigs

· 피로해석/수명예측 및 하중부가용 프로그램

· 기타(치공구류, 센서류 등)

(3) 시험 종류

(가) 스펙트럼 시험

시험하중 크기 및 분포를 측정된 비행하중에 근거를 두고 가능한한 실제 비행중 가해지는 하중에 근사해야 한다. 비행하중 측정이 완결되지 않은 경우에는 계산에 의하거나 시작기에서 추정된 하중조건하에서 수행할 수도 있다. 이 시험방법은 비교적 정확한 결과를 예측하는 것이 가능하지만 하중조건의 변화가 있는 경우 시험을 다시 수행해야하는 단점도 있다.

(나) S-N 시험

S-N 시험방법은 통상 MIL-T-8679에서 제시하고 있는 최소한의 요구조건을 적용하여 수행되는데, 어떠한 하중조건에서도 S-N데이터로부터 피로수명을 결정할 수 있다. 이 경우에 시편, 하중주파수, 시험고정구, 하중크기 및 검증에 관련된 규격에 따라 시험을 수행하게 된다.

마. Drop Test Rig

(1) 개요

착륙장치 낙하시험 설비는 착륙장치 핵심구성품인 충격 완충장치(Shock Strut)의 충격흡수 성능을 검증하는 시험설비이다. 착륙장치 정적시험 실비 및 피로시험 설비는 각각 제한/극한하중 시험, 반복하중 시험을 통해 착륙장치의 구조적 안전성과 수명을 검증하는 시험설비이다.



Drop Test Rigs

(2) 설비 요구조건

(가) 착륙장치 낙하시험 설비

· Fixed Column 및 Carriage
· Actuators (Lifting Carriage 및 Simulating Lift 구현용)
· Bearings
· Drop Test Carriage Weights
· Emergency Energy Absorbing Equipment

· Instrumentation (Carriage Position 및 Velocity 계측용)
· Multi-component Force Transducers
· High Speed & Resolution Color Video System
· Data Acquisition System
· 기타 (치공구류, 센서류)

(나) 착륙장치 정적시험 설비 및 피로시험 설비
· 시험치구
· 유압시스템
· 하중부가시스템
· 데이터 획득장치
· 중앙제어시스템

(3) 시험 종류
· 착륙장치의 낙하시험
· 정적시험
· 피로시험

바. Gear Box Rig

(1) 개요

동력전달장치 시험설비는 헬기동력전달 계통을 개발하는데 필수적인 것으로, 트랜스미션 시스템의 안정성과 감항성을 입증하고, 시스템의 운용한계와 수명을 결정하고, 기존 또는 새로 개발된 결함 감지 시스템 향상을 위해 사용될 결함 모드를 제공한다. 이 시험설비는 개발 중인 트랜스미션의 성능 확인과 인증을 위해 설계 및 개발 초기 단계의 설계사양 확인, 양산 후 양산품 전수 검사 및 트랜스미션 창정비후에 성능 및 기능 확인을 위한 필수 시험 장비이다.



Gearbox Rig

(2) 설비 요구조건

- DAQ System(Data Acquisition System)
- Test Rig
  · 주 기어박스 시험장치(Main Transmission Test Rig)
  · 중간/꼬리 기어박스 시험장치(Intermediate/Tail Gearbox Test Rig)
  · 구동축 밸런싱 시험장치(Driveshaft Balancing Test Rig)
  · 구동축 피로 시험장치(Driveshaft Fatigue Test Rig)
  · Freewheel 개발용 시험장치(Freewheel Development Test Rig)
  · Freewheel 양산용 시험장치(Freewheel Production Test Rig)
  · 윤활 시험장치(Lubrication Test Rig)
  · 로터 브레이크 내구 시험장치(Rotor Brake Durability Test Rig)
- Control Room(건물; 데이터 분석실 포함)
- 기타(치공구류, 센서류 등)

(3) 시험 종류

· 주 기어박스 시험(Main Transmission Test)
· 중간/꼬리 기어박스 시험(Intermediate/Tail Gearbox Test)
· 구동축 밸런싱 시험(Driveshaft Balancing Test)
· 구동축 피로 시험(Driveshaft Fatigue Test)
· Freewheel 개발용 시험(Freewheel Development Test)
· Freewheel 양산용 시험(Freewheel Production Test)
· 윤활 시험(Lubrication Test)
· 로터 브레이크 내구 시험(Rotor Brake Durability Test)

사. AFCS Test Rig

(1) 개요

(가) 하드웨어

자동비행조종시스템은 조종사의 조종입력과 자세변화 및 온도/대기자료 정보를 입력받아 비행제어 법칙에 따라 항공기의 비행자세 유지 및 변경을 위해 조종면 구동을 위한 구동기 제어신호를 실시간으로 계산하여 출력하는 기능을 수행한다.

(나) 소프트웨어

자동비행조종시스템에 탑재되어 자동비행조종계통의 기능을 구현하여 비행안정성/조종성 증가와 자동비행 등의 기능을 수행하는 비행조종 소프트웨어이다. 여기에 더해서 OFP는 자동비행조종계통의 고장배체 요구에 따른 기능을 수행하며, 자기점검 기능과 다중화관리 기능을 제공한다. OFP는 또한 하드웨어 초기화 및 관리, 실시간 스케줄링을 비롯한 작업 관리, 외부장치 인터

페이스 등의 일반적인 컴퓨터 기능을 수행한다.



AFCS System Rig

(2) 설비 요구조건

(가) 소프트웨어

비행조종컴퓨터의 주요 특성 및 제원(소프트웨어)

주요 특성 및 제원	목표성능
Stability Augmentation	4축
Controllability Augmentation	4축
Autopilot	Heading Hold Attitude Hold Altitude Hold Etc.
고장감시	BIT Channel Monitor
고장배제	FCS Reconfiguration
다중화관리	2중 이상
실행관리	실시간 스케줄링 작업 관리 (등록, 배치, 삭제)

(나) 하드웨어

비행조종컴퓨터의 주요 특성 및 제원(하드웨어)

주요 특성 및 제원	목표성능
Redundancy	2중
동기 방법	CCDL/Software
CCDL 전송방식 및 속도	Manchester, serial TBD Mips

	Command/Data word로 구성 RS-422 인터페이스
Processor	PPC 계열 프로세서
Input Output Controller	TI의 320 계열 DSP
Processor/IOC Interface	Dual Port Memory
Main Memory size	4MB(CPU), 4MB(IOC)
Timer 및 resolution	TBD
Task/process execution scheduling Mechanism	Table driven
External Interface	RS-422, Mil-STD-1553B Analog Interface Discrete Interface
비행조종컴퓨터의 환경적 특성	
동작온도(Temperature) 저장온도 운용고도 동작습도 진동(Vibration) 충격(Shock) 총격진동(Gunfire Vibration)	- 35℃ ~ + 55℃ - 50℃ ~ + 85℃ 15,000 ft 32℃~60℃, RH 85%~95% MIL-STD- 810F, Method 514.5 MIL-STD- 810F, Method 516.5 MIL-STD- 810F, Method 519.5
비행조종컴퓨터의 제원	
Weight Volume Power Cooling	16 LBS 이내 10 × 10 × 10.3inch(L × W × H) 200W 이내 강제 공랭식

(3) 시험 종류

(가) 소프트웨어

OFP는 비행조종을 담당하는 비행제어법칙 모듈, 비행제어법칙 구현을 포함한 비행조종계통의 주요 기능이 수행될 환경을 제공하는 운영체계 모듈, 외부장치와의 인터페이스를 관리하는 입출력 모듈, 조종면 작동기를 제어하는 작동기 인터페이스 모듈로 나눌 수 있다.

(나) 하드웨어

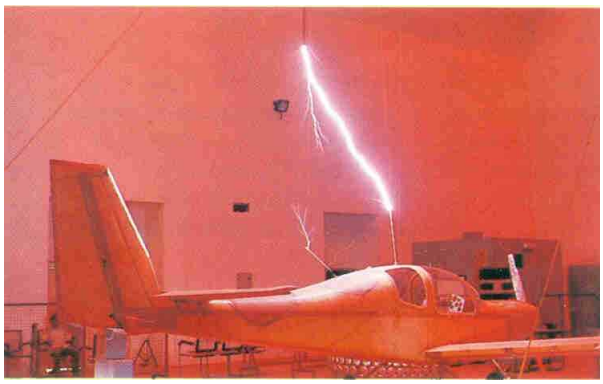
- 비행모드 제어
- 구동기 폐루프 명령계산

- BIT(Built-In-Test)
- 다중화 관리(Redundancy Management)
- 입출력기능(I/O Procession)을 처리하기위한 별도의 프로세서
- 시스템 안전을 위한 기능
  · Fault Monitoring
  · Fault Detection
  · Fault Isolation
  · Failure Management

아. Lightning Test Rig

(1) 개요

자연 현상으로 발생되는 낙뢰는 운항 중인 항공기에 용융, 소손 및 아크 발생 등 물리적인 손상 외에도 항공기체에 낙뢰 전류가 관통하는 과정에서 기체에 빠른 속도록 변화하는 전자장이 생성되고, 이 전자장이 기체 내부를 투과하여 내부 배선을 관통하는 과정에서 전자 장비 또는 부품에 전압과 전류 형태의 과도 현상을 야기한다. 이로 인해 항공기에 장착된 비행 치명 혹은 필수 시스템의 취약 부위에 부가될 경우 기능장애 내지는 손상을 일으켜 비행 안전에 위협적인 요소가 될 수 있으므로, 효과적인 낙뢰 보호대책을 설계에 반영하기위한 낙뢰 시험 시설이 필요하다.



Lightning Strike Test

(2) 설비 요구조건

(가) 고전압 타격 부착 시험장치

· Initial Leader Attachment Test Rig
· Swept Channel Attachment Test Rig
· High Voltage Strike Attachment Test Rig on Models

(나) 고전류 물리적 손상 시험장치

· Arc Entry Test Rig
· Aircraft Non-Conductive Surfaces Test Rig
· Conducted Current Test Rig on Models

(3) 시험 종류

(가) 고전압 타격 부착 시험(High Voltage Strike Attachment Tests)

비전도성 물질에서의 낙뢰 부착 지점(lightning attachment points)과 방전(breakdown) 경로를 결정하기 위해 실시하는 시험이다.

① Initial Leader Attachment Test

이 시험을 적용하는 부분으로는 비 전도성 물질로 제조된 날개끝, 레이돔, 대형 안테나 페어링 등이 있다. 이 시험으로 다음과 같은 항목을 평가할 수 있다.

- 풀 사이즈 구조물의 가능한 leader attachment 위치 확인
- Radome wall 재료에 대한 평가
- 보호 장치의 위치 최적화
- 절연체 표면의 flashover 또한 puncture paths
- Radome diverter strips과 같은 보호 장치의 성능

② Swept Channel Attachment Test

Initial leader attachment가 예상되는 부분에는 앞서 설명한 Initial Leader Attachment Test를 수행해야 하며, 확립된 낙뢰 채널에 상대적인 항공기 이동에 의해 정의되는 확장 부위에는 이 시험방법을 적용해야 한다. 이 시험은 다음과 같은 항목을 평가할 수 있다.

- 비 전도성(절연체) 구조물의 가능한 puncture locations
- 비 전도성 표면의 flashover paths
- 안테나 페어링의 diverter strips과 같은 보호 장치의 성능

이 시험은 보통 시험 대상물을 흐르는 전류 성분을 생성하지 못하는 고전압 발생장치를 가지고 수행된다. 그러나 전류 성분을 발생시킬 수 있는 고전압 발생장치를 갖고 있는 경우에는 고전류 물리적 손상 시험을 함께 실시할 수 있다.

③ High Voltage Strike Attachment Test on Models

이 시험은 항공에서 initial leader attachment 부위를 결정하는데 사용되며, lightning zones의 위치를 결정하는 첫 번째 단계이다. 어떤 경우에는

모델상에서의 본 시험이 상세한 initial leader attachment 위치를 결정하는 다른 방법론을 보충하는데 필요로 할 때도 있다. 특히 비 전도성 구조물 재료를 많이 가진 항공기의 경우 특히 그러하다.

(나) 고전류 물리적 손상 시험(High Current Physical Damage Tests)

이 시험은 항공기 표면에 낙뢰 부착과 부착 부위로부터 전류 흐름으로 인한 영향을 결정하는데 사용된다. 이 영향은 낙뢰 부착지점 또는 낙뢰전류의 경로를 따라 평가될 수 있다.

① Arc Entry Test

가능한 lightning channel attachment 위치 혹은 낙뢰 타격 동안에 진입 지점으로부터 고전류와 에너지 밀도의 흐름이 있는 지점에서 발생될 낙뢰 직접 영향을 결정하는데 사용된다. 직접 혹은 소쇄 낙뢰 타격(direct or swept lightning strike) 효과에 노출된 기체 표면이나 구성품, 낙뢰 전류를 전도할 수 있는 내부 구조물, 직접 타격이나 전도성 전류 효과를 받을 수 있는 외부적으로 마운트되는 구성품 등이 해당된다. 이 시험은 다음과 같은 항목을 평가한다.

- 아크 루트 손상 (Arc root damage)
- 고열 지점 형성 (Hot spot formation)
- 용융 (Melt-through behavior)
- 보호 층의 적절성 (Adequacy of protection layers)
- 연결점과 하드웨어 부착부위의 동작 (Behavior of joints and hardware attachment)
- 관심 부위에서의 전압과 전류 (Voltage and current at points of interest)

② Aircraft Non-Conductive Surfaces Test

이 시험은 항공기의 투명 창, 안테나 페어링, 다른 비전도성 표면에서의 lightning channel sweeping 영향을 결정하는데 사용된다. 쉽게 구멍이 날 수 있는 절연체 코팅이 존재하는 경우에는 arc entry 시험이 더 적합하다. 구멍이 생기거나 하위의 안테나에 후속 부착이 발생할 수 있는 절연체 페어링에는 swept channel attachment test도 수행해야 한다. 구멍이 발생하는 경우에는 arc entry test를 반드시 수행해야 한다.

Aircraft Non-Conductive Surfaces Test는 다음과 같은 항목을 평가하기 위해서 사용할 수 있다.

- Shock wave damage and thermal effects
- Effects of arc attachment to buried or internal wires
- Effects of the inside plies which could produce "spall"
- Effects on transparency attachment to the frame
- The magnitude of voltages and currents induced or directly coupled onto internal conductors

시험 대상물은 full-scale production 품목이나 대표적인 시제품(prototype)을 이용한다. 이 시험에 사용되는 시험 파형으로는 시험 대상물이 위치하는 항공기 zone에 따라 ARP5412/ED-84에서 정의된 전류 파형 A/Ah 혹은 D를 사용한다. 만일 시험 대상체의 표면에 미치는 열 효과를 검증할 필요할 필요가 있을 경우에는 B 파형을 사용할 수도 있다.

③ Conducted Current Test

이 시험은 다음과 같은 항목을 평가한다.

- Physical damage
- Arcing and sparking
- Magnetic force effects
- Thermal effects

시험 대상물은 adhesive bonded joints, fastened joints, hinges, actuator bearing, fuel tank access panels과 같은 구조물과 어셈블리 사이를 연결하는 구조물의 sections 혹은 subsections의 실제 생산품을 사용해야 한다. 이 시편들은 충분한 단면을 가질 만큼의 크기가 되어야 낙뢰 전류의 분배 효과가 충분히 확인될 수 있다.

이 시험을 위한 시험 파형은 ARP5412/ED-84에서 정의된 전류 파형 A, B, C, D의 조합이 사용된다. 진폭 레벨은 해당 시험체를 포함하는 항공기 구조물에 대한 모든 가능한 낙뢰 전류 경로에서 예상되는 전류 밀도에 근거하여 스케일링 되어야 한다. 전류 밀도는 컴퓨터 분석이나 low-level swept CW 시험에 의해 추산될 수 있다. 자기장의 영향으로 인해 시험 패널의 가장자리에서 전류 밀도는 패널 가운데의 전류 밀도와 비교하여 3배가 될 수 있다. 이는 해당 패널이 항공기에 설치될 경우와는 다른 상황임을 참고해야 한다.

(다) 외부 장착 하드웨어에 대한 유도 과도현상 확인(Induced Transients in External Mounted Hardware)

낙뢰 직접 영향과 밀접하게 관련되는 유도 전기 과도현상에 대한 시험들에

대하여 기술한다.

① Measurement of Injected Transients in External Hardware

이 시험은 낙뢰 직접 부착에 의해 전압과 전류가 유입될 수 있는 전기 회로를 가진 외부 장착 항공기 구성품에 적용된다. 이러한 구성품에는 안테나, icing detectors, angle-of-attack (AOA) sensors, 전기 가열 피토 튜브, 항법 등과 전기적 de-icing 히터 등이 포함된다. 이 시험은 arc entry test 혹은 conducted current test와 조합하여 수행될 수도 있다. 이 시험은 전도 전류로 인한 외부 장착 항공기 구성품에 연결된 배선에 유도되는 전압과 전류를 결정하는 시험인 항공기 간접 영향 시험에서 추가적으로 수행할 수도 있다.

시험 대상물은 실물과 동일한 생산품이나 대표적인 시제품을 사용해야 하며, 실제 생산 형상과 동일하게 개스킷, 본딩 점터, 페인트, 실런트와 함께 장착되어야 한다. 또한 관련된 전기 배선도 포함되어야 한다.

이 시험에서는 시험 대상물이 실제 장착되는 항공기 낙뢰 zone에 따라서 ARP5412/ED-84에서 정의된 전류 파형 A, D와 H가 보통 사용된다.

② Voltage Stress Assessment of Circuit Insulation

이 시험은 낙뢰 직접 영향으로 인한 간접 영향을 평가하는 것이다. 자속의 변화나 구조물의 저항으로 전압 강하로 인한 유도 전압이 주변 구조물에 절연된 전기 배선에 섬광(flashover)이나 방전(breakdown)을 일으킬 수 있는 기체 부위에 적용할 수 있는 시험이다. 아래 그림과 같이 레이돔에 장착된 피토 튜브에 낙뢰 타격이 가해진 경우 피토 히터 부품과 피토 튜브 사이에서 일어날 수 있는 유도 전압 $V_{induced}$ 이 그 사례이다. 반일 방전(breakdown)이 일어나는 경우, 방전 지점의 임피던스는 매우 낮아지고 피토 히터 회로는 낙뢰 간접 영향에서 측정되는 값을 초과하는 고 전압에 노출되게 된다.

이 시험에서는 시험 대상물이 실제 장착되는 항공기 낙뢰 zone에 따라서 ARP5412/ED-84에서 정의된 전류 파형 A, D와 H가 보통 사용된다. 낙뢰 간접 영향에서 사용되는 전류 파형과 다르다. 본 시험의 전류 파형은 해당 구조물이 위치한 곳에 적합한 타격 전류 요소(stroke current component) 이어야 한다.

자. Environmental Control System Test Rig

(1) 개요

실제 헬리콥터의 비행환경 조건 즉, 외부 환경은 극한 온도, 비(습도), 진동, 모래먼지, 염분, 고도, 열충격 등 기타 여러 가지 형태로 존재하며, 헬리콥터 구동시스템의 내구성 및 안전성에 위협을 가하는 요소로 작용한다. 구동시스템

환경 시험설비는 외부 환경조건들에 대한 실험 환경 조건들을 모사하여 헬리콥터의 운용에 따른 구동시스템의 내구성 및 안정성을 시험한다.

(2) 설비 요구조건

- Ultimate Climate Test Chamber
- Thermal and Humidity Test Chamber
- Contamination(sand & dust) Test Chamber
- Vibration Test Rigs
- Control System
- DAQ System(Data Acquisition System)
- Control Room(건물; 데이터 분석실 포함)
- 기타(치공구류, 센서류 등)

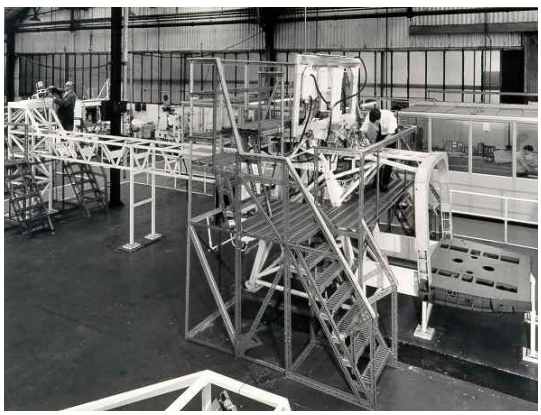
(3) 시험 종류

- EMC 시험
- 진동 및 충격 시험
- 온도시험
- 염분(부식) 시험
- 강우 시험
- 고도 시험

차. Fuel Systems

(1) 개요

연료계통 시험장치를 사용하여 실제 항공기의 연료장치를 시험한다. 연료량의 표시와 crossfeed, 재급유, 최소 연료 표시, 항공기 고도의 영향 등을 평가한다.



Fuel Systems

(2) 시험 종류

· Fuel Tank Capacity (for PIDS 3.7.5.7.3.1. Fuel tank capacity)

· Available/Unavailable Fuel at various attitudes (with Pump / by Suction) (for PIDS 3.7.5.7.3.1. Fuel tank capacity)

· Sump Capacity

· Residual Fuel

· Expansion Space (for PIDS 3.7.5.7.3.6. Fuel expansion space)

· Refuel (Pressure/Gravity/Closed-Circuit) (for PIDS 3.7.5.7.10. Refueling provisions)

· Defuel (Suction/Gravity) (for PIDS 3.7.5.7.11. Defueling provisions)

· Surge Pressure (for PIDS 3.7.5.7.4. Vent Subsystem)

· Refuel Failure Mode (for PIDS 3.7.5.7.4. Vent Subsystem)

· Boost/Transfer Pump Failure

· Fuel Supply and Transfer (including Suction Feed and Crossfeed)

· Low Level Caution System (for PIDS 3.7.5.7.8.4. Low fuel caution system)

· FQMS Calibration (for PIDS 3.7.5.7.8. Fuel quantity measurement, PIDS 3.7.5.7.8.3. System interface)

· Caution/Warning Operation (for PIDS 3.7.5.13.3. Fuel system warning signals)

· Vent Capacity (for PIDS 3.7.5.7.4. Vent Subsystem)

· Fuel Balancing

· Primary Fuel Compatibility (for 3.7.5.7.1. Description and components)

카. Pressurized Wind Tunnel

(1) 개요

축소모형들의 정확한 테스트를 가능하게 해주는 풍동이다. 정확한 풍동 실험을 위해 실제 항공기와 같은 레이놀즈수를 설정하여야 한다. 레이놀즈수를 맞추기 위해서 밀도를 조절하는데, 압력을 변화시켜 밀도를 조절하게 되면 레이놀즈수를 바꿀 수 있게 된다.



Pressurized Wind Tunnel

(2) 설비 요구조건

· Settling Chamber

: 유동이 가급 와류가 되지 않도록 유지시키는 역할을 한다. 핀/튜브 열교환기와 간격이 넓은 메시스크린, 간격이 조밀한 메시스크린들로 구성되어 있다.

· Test Section

: 측정장비들과 테스트 모델을 지지하는 지지대가 설치되어 있다.

· Test Section Isolation System

: 효율적인 가동을 위해 장치가 가압된 상대에서도 접근할 수 있게 해준다. 테스트 섹션 전체는 수직축에 대해 90도 각도로 회전할 수 있는 용기에 담겨 가동시 또는 접근가능 위치로 회전하게 된다. 가동 중일 때는 테스트섹션이 풍동의 방향에 맞추어 정렬된다. 전체 풍동이 가압 중일 때 테스트모델에 접근하는 경우 테스트섹션을 90도 회전시킬 수 있다.

· Model Support Systems

: 4가지의 모델지지시스템을 사용할 수 있다.

1. Turntable Model Support(TRN)

: yaw를 바꾸어가며 테스트할 수 있음. TRN은 Bipod(BMS)를 포함하고 있음

2. Bipod Model Support(BMS)

: 수직의 파일런 형태의 장치. TRN을 지지하며 BMS는 피치와 수직 이동이 가능하다.

3. High Angle of Attack(HAA)
: TRN을 지지하며 pitch와 roll을 변화시킬 수 있다.

4. Real Sting Model Support(RSS)
: RSS의 경우 테스트섹션의 끝에 장착되며 pitch, roll의 변화와 수직이동이 가능하다.

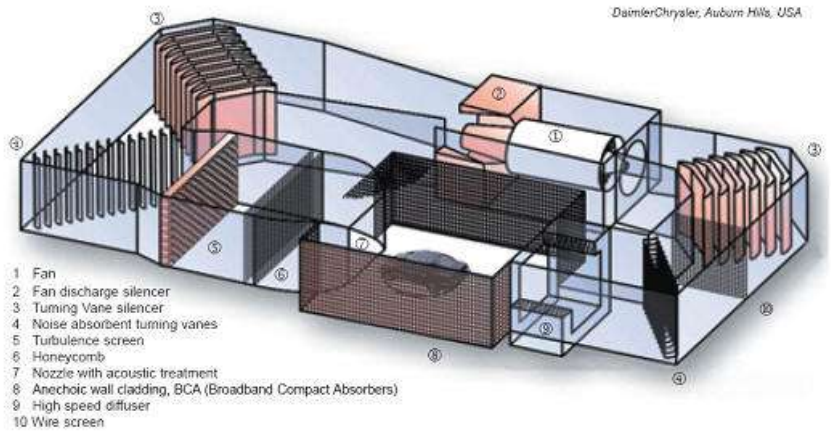
· Control Room(건물; 데이터 분석실 포함)

· 기타(치공구류, 센서류 등)

(3) 시험 종류
· MRT (Mach, Reynolds, Total Temperature)
· MPT (Mach, Total Pressure, Total Temperature)
· QRT (Dynamic Pressure, Reynolds, Total Temperature)
· QPT (Dynamic Pressure, Total Pressure, Total Temperature)
· VRT (Velocity, Reynolds, Total Temperature)
· MQT (Mach, Dynamic Pressure, Total Temperature)
· MANUAL (Fan RPM and IGV flap setpoints entered)

타. Anacoustic Wind Tunnel
(1) 개요

헬리콥터는 고속 운송체 중 가장 강력한 Impulsive 소음을 생성하는데, 로터 끝에서 발생하는 와류들에 의한 BVI(Blade Vortex Interaction) 소음, 주로터(Main rotor) 및 꼬리로터(Tail rotor) 소음과 각종 장착물과 동체를 지나는 유동에 의한 Broadband 소음으로 구성된다. 무음향풍동은 이들 소음의 강도 및 소음원의 위치를 정확히 규명할 수 있는 시험설비로서 저소음 헬리콥터 개발에 필수적이다. 또한, 이 설비는 자동차, 항공기, 무인기 등과 같은 고속 운송체의 소음원을 규명하는 과정에 사용되고 있다.



무음향풍동

(2) 설비 요구조건

· 로터 후류의 영향을 최소화하기 위한 개방형 시험부

· 동체와 로터를 지지하며, 성능을 측정하기 위한 모델 지지부

· 시험모델에서 발생하는 소음원의 반사를 최소화하기 위한 무향실

· 헬리콥터의 소음원과 강도를 규명하기 위한 측정 장비

(3) 시험 종류

· 헬리콥터 소음측정 시험

- BVI(Blade Vortex Interaction) Noise

- HSI(High Speed Impulsive) Noise

부록 E-2 : 인증 시험설비 선정표

시험설비	구축 비용	파급 효과	활용도	점수
Air Intake Wind Tunnel Test	○	○	○	15
Icing Wind Tunnel Test	○	○	○	15
Engine Qualification Test	○	○	○	15
Ground Noise Test	○	○	○	15
Rotor De-Icing Functional Test	○	○	○	15
Lightning Test	○	○	○	15
Environmental Control System Rig Test	○	△	○	13
Drive System Qualification Test	○	○	△	13
SPS Qualification	○	○	△	13
Weight & Balance Test	○	○	△	13
Ground Resonance Test	○	○	△	13
Aircraft Indirect Lightning	○	○	△	13
Whirl Tower Test	○	○	×	11
Full Scale Airframe Static Test	○	△	△	11
Support Structure Test	△	△	○	11
Electrical System Rig Test	○	△	△	11
Hydraulic System Rig Test	○	△	△	11
Landing Gear Drop Test	○	○	×	11
Low Temperature Test	○	△	△	11
High Temperature Test	○	△	△	11
Water Tightness Test	○	△	△	11
Airframe Vibration Test	○	△	△	11
Airframe Static Test	○	△	△	11
Support Structure Test	△	△	△	9
Composite Material Property Test	△	×	○	9
Blower Qualification Test	△	×	○	9
Wheel Brake Control System	△	△	△	9

Integration Rig Test				
Wheel Brake Qualification	△	△	△	9
Mechanical Linkages Qualification	△	△	△	9
TQS (Throttle Quadrant System) Interface Test	△	△	△	9
TQS Qualification	△	△	△	9
Fuel System Ground Rig Test	△	△	△	9
Health & Usage Monitoring System Test	△	○	×	9
Avionics Integration Test	△	△	△	9
EMI Test	△	△	△	9
Flight Control System Rig Test	△	○	×	9
AFCS Software & Hardware Configuration Index	△	○	×	9
OBIGGS(On-board inert gas generating system) Qualification	△	△	△	9
Fuel Pump Qualification	△	△	△	9
FQMS(Fuel Quantity Measurement System) Qualification	△	△	△	9
Air Data System Qualification	△	△	△	9
Hydraulic Actuator Qualification	△	△	△	9
Hydraulic Distribution System Qualification	△	△	△	9
Hydraulic Pump Qualification	△	△	△	9
Avionics Components Qualification Test	△	△	△	9
Rotor System Functional Test	○	△	×	9
EMC(Electromagnetic Compatibility)/SOF Test	△	△	△	9
EMC/Qualification Test	△	△	△	9
EMV(Electromagnetic Vulnerability)/SOF Test	△	△	△	9

Static Electricity Test	△	△	△	9
Electrical System Rig Test	△	△	△	11
Bird Strike Test	×	△	△	7
Cowling Fire Test	△	△	×	7
Battery Qualification Test	×	×	○	7
Landing Gear Qualification	△	△	×	7
Tail Bumper Shock Strut Qualification	△	△	×	7
Rotor Brake System Rig Test	△	△	×	7
Fire Detection System Qualification	×	×	○	7
Fire Extinguishing System Qualification	×	×	○	7
Fuel Tank Drop Test	△	×	△	7
Fuel System Crashworthiness Test	△	×	△	7
Engine Starting Analysis	×	△	△	7
Fuel Tank Qualification(Crash Impact/Penetration)	△	×	△	7
Each Valve/Filter Qualification	×	△	△	7
Fuel Ejector/Pressure Switch Qualification	×	△	△	7
Pilot Seat Qualification	△	△	×	7
Data Acquisition Processing Unit Qualification	×	△	△	7
Position Light Qualification Test	×	△	×	5
Anti Collision Light Qualification Test	×	△	×	5
Emergency Pump Qualification	×	△	×	5
Card Quick Access Recorder/Pilot Interface Panel Qualification	×	×	×	3

부록 E-3 : 국내보유 주요 헬기시험시설

가. Rotor

(1) 주로터 휠타워 시험설비

<table>
<tr><td colspan="2" rowspan="4">  </td><td>보유 기관</td><td>항우연</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2009</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>138억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>독)ZFL사</td></tr>
<tr><td colspan="4">용도</td></tr>
<tr><td colspan="4">주로터 블레이드 및 허브/조종의 회전 기능 및 성능 검증
블레이드의 동적 안정성 및 성능 검증
블레이드의 동적 발란싱 수행</td></tr>
<tr><td colspan="4">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="4">• 회전면 높이 10m
• 최대 회전속도 450RPM
• 가용동력 2,200 kW
• 토크 77800 Nm (270RPM)
• 동적가진 및 3축 하중 측정
• 광학측정 및 대기자료 측정</td></tr>
</table>

(2) 꼬리로터 휠타워 시험설비

<table>
<tr><td colspan="2" rowspan="4">  </td><td>보유 기관</td><td>항우연</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2009</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>13.5억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>퍼스텍(주)</td></tr>
<tr><td colspan="4">용도</td></tr>
<tr><td colspan="4">헬리콥터 꼬리로터 블레이드 / 허브조종에 대한 성능시험(Performance Test) 및 동역학적 안정성 시험(Dynamic Stability Test), 추가 내구성 시험(Extended Endurance Test)</td></tr>
<tr><td colspan="4">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="4">• 회전면 높이 4.55m
• 구동모터 : 650kW, 690V AC모터
• 감속기, 중속기 교체 장착가능
• 가진시스템 장착
• 2축 하중밸런스
• 0.1deg로 피치조종 가능
• DAQ시스템 : 신호정확도 16비트
샘플링 속도 1.0kHz</td></tr>
</table>

(3) 로터 피로시험용 장비



보유기관	항우연
획득연도	2008
획득비용	12.54억원
제작기관	(주)퍼스텍

용도

1) 유압장비류
   - 하중 부가용 유압작동기 (11기)
   - 유압작동기용 유압 공급 및 분배(HSM/HDM)
2) 냉각시스템류
   - 유압펌프 냉각용(200RT) 냉각수 순환 및 냉각
   - 냉각수 순환 펌프 3기
3) 장비류 제어시스템
   - 유압펌프 및 냉각시스템 모니터링 및 제어
4) 데이터 획득 시스템(5 set)
   - 구조시험용 데이터 획득
   - 스트레인게이저 48 채널, AI 8채널, DIO 8채널
5) 부가 장비류
   - 로드셀 시뮬레이터 (mV출력기) 및 indicator
   - 표준 로드셀 3기(10, 25, 50톤급)

주요 성능

- 유압펌프 3000psi, 120GPM
- 유압 분배기
  - On/Off, low/high pressure 유압 작동기 및 로드셀(각 11기)
  - 1.5 ~ 50 ton
- 냉각탑 : 200RT
- 냉각순환 모터 45kW, 3기
- 데이터 획득 시스템(5 set)
  - 구조시험용 데이터 획득
  - 스트레인게이저 48 채널, AI 8채널, DIO 8채널
- 부가 장비류
  - 로드셀 시뮬레이터 (mV출력기) 및 indicator
  - 표준 로드셀 3기 (10, 25, 50톤급)

(4) 로터 피로시험용 치구류

<table>
<tr><td colspan="2">  </td><td>보유 기관</td><td>항우연</td></tr>
<tr><td colspan="2"></td><td>획득 연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td colspan="2"></td><td>획득 비용</td><td>6.19억원</td></tr>
<tr><td colspan="2"></td><td>제작 기관</td><td>(주)퍼스텍</td></tr>
<tr><td colspan="4">용도</td></tr>
<tr><td colspan="4">1) 주블레이드 Attachment/Airfoil Test Rig
- 원심력 및 굽힘하중 부가(최대 10Hz)
- 시편 체결 각도변화 가능
2) 꼬리 블레이드 Attachment/Airfoil Test Rig
- 원심력 및 굽힘하중 부가
- 시편 체결 각도변화 가능
3) 주로터 슬리브 Test Rig
- 슬리브에 작용하는 5방향 하중 부가
- 최대 50톤 적용가능</td></tr>
<tr><td colspan="4">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="2">• 주/꼬리 블레이드 Attachment/Airfoil 부위 구조시험용 Test Rig
- base frame, 굽힘하중
• 부가치구, 원심력 부가 치구
- 최대 50톤 하중 대비 S.F.4</td><td colspan="2">• 주로터 슬리브 구조시험용 Test Rig
- Base frame, 원심력 부가치구 4방향 하중부가치구
- 최대 50톤 하중 대비 S.F. 4</td></tr>
</table>

(5) Balancing (Static Balance)

<table>
<tr><td colspan="2">  </td><td>보유 기관</td><td>KAI</td></tr>
<tr><td colspan="2"></td><td>획득 연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td colspan="2"></td><td>획득 비용</td><td>1.5 억원</td></tr>
<tr><td colspan="2"></td><td>제작 기관</td><td>KAI</td></tr>
<tr><td colspan="4">용도</td></tr>
<tr><td colspan="4">블레이드의 최종 조립, PAINT 완료 후 블레이드 WEIGHTBALANCE를 측정</td></tr>
<tr><td colspan="4">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="2">• 스틸 트러스 구조
• 상하 상승용 유압 JACK 사용</td><td colspan="2">• 무게 측정용 저울 : 최소 0.1g 까지 측정</td></tr>
</table>

(6) Scanning Vibrometer

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유 기관</td><td>삼성테크윈</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>3억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>Polytec</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">로터 블레이드 피로시험용 Laser Scanning Vibrometer</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• Frequency Range : Up to 25 KHz
• Frequency Resolution : 156.3 μHz
• Measuring Range : 10 m/s
• ODS Measurement
• Visualization of geometry with overlaid vibration data</td></tr>
</table>

나. ECS

(1) Thermal Shock 장비

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유 기관</td><td>한화</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2008.8</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>1.72억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>THERMOTRON</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">환경시험중 온도 및 열충격을 모사하기 위한 한계온도 구현 가능 시험장비</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 온도 : -70 to +180°C (-94 to +356°F)
• 습도 : 10 ~ 98%RH
• 데이터 저장 및 그래프 기록가능
• 성능시험용 도어</td></tr>
</table>

(2) 온습도 시험 챔버(대)

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유 기관</td><td>한화</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>0.83억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>미)Thermotron</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 개발 구성품의 온습도 환경에 대한 영향성 평가</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 운용 온도 (-70℃ to 180℃)
• 상대 습도 (10% to 98% RH)
• 정밀도 (온도 ±0.3℃, 습도 ±2.5%)
• 내부 크기
(121.9 cm X 121.9 cm X 132.1 cm)</td></tr>
</table>

(3) 고도시험장비

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유 기관</td><td>한화</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>0.83억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>미)Thermotron</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 개발 구성품의 고도 환경에 대한 영향성 평가</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 운용 온도 (-73℃ to 177℃)
• 상대 습도 (20% to 95% RH)
• 고도 제어 (~ 65,000 ft)
• 내부 크기
(122 cm X 182 cm X 122 cm)</td></tr>
</table>

(4) 유체에 의한 오염 시험장비

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유 기관</td><td>(주)한화</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>0.71억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>비전과학</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">KUH 구성품들의 ‘유체에 의한 오염 환경’에서의 성능을
확인하기 위한 성능시험장비</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 유체에 의한 오염상황 모사를 위한 연료의 분무 및 침지기능</td></tr>
</table>

(5) 염수분무 시험장비

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유 기관</td><td>(주)한화</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>0.17억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>에넥스과학산업</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">KUH 구성품들의 ‘염무 환경’에서의 성능을
확인하기 위한 성능시험장비</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 바닷가의 염수환경 모사를 위한 염수분무기능</td></tr>
</table>

(6) 진동(충격) 시험 장비

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유 기관</td><td>(주)한화</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>2.98억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>영)LDS사</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">환경시험 항목 중 진동 및 충격 시험 실시 가능</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• Sine Force Peak: 60,000N
• Random Force RMS: 66,000N
• Shock Force(Half Sine): 198,000N
• Acceleration Sine Peak: 140g
• Acceleration Random RMS: 50g
• Internal Load Support Capability: 700kg</td></tr>
</table>

다. Hydraulic

(1) 저압누유시험스탠드

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유 기관</td><td>한화</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2008.9</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>0.15억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>한국기연</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">저압 입력 조건하에서 유압계통을 구성하는 유압부품의 누유 특성시험</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 사용유압유 : MIL-PRF-83282
• 시험압력 제어 범위 : 0~100psig
• 공급 라인 분기 채널 수 : 20채널
• 공급 압력 제어방식 : 축압탱크 및 밸브를 이용한 공압 부스팅 방식(1CH)</td></tr>
</table>

(2) 축압기 시험장비(성능시험장비)

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유
기관</td><td>(주)한화</td></tr>
<tr><td>획득
연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득
비용</td><td>0.76억원</td></tr>
<tr><td>제작
기관</td><td>유압응용연구원</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">축압기 미터밸브 성능시험 / 수락시험 및 성능시험 장비</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 저/고압 공급 및 센싱
• 유량 측정 • 매뉴얼릴리즈밸브 위치/하중측정
• 미터밸브 레버위치/하중 측정</td></tr>
</table>

(3) 축압기 시험장비(내구성/피로시험장비)

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유
기관</td><td>(주)한화</td></tr>
<tr><td>획득
연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득
비용</td><td>0.7억원</td></tr>
<tr><td>제작
기관</td><td>유압응연연구원</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">저,고압 공급 및 미터밸브 레버 자동 작동 / 내구성 평가 장비</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 저/고압 공급 및 센싱
• 공급압력 조절
• 미터밸브 레버 자동 작동
• 데이터 저장
• 미터밸브 레버하중 측정</td></tr>
</table>

라. Landing Gear

(1) 착륙장치 낙하시험설비

 	보유 기관	항우연
	획득 연도	2008
	획득 비용	14.01억원
	제작 기관	(주)위아
용도		
착륙장치 완충성능을 입증하기 위한 낙하시험 수행		
주요 성능		
• 최대 낙하 속도 : 11.3m/s • 낙하 중량 : 1300 ~ 8000 kg • 휠 스핀업을 통한 전진속도 구현	• 하중, 변위, 압력, 변위데이터 획득가능	

(2) 착륙장치 정적/피로시험 치구

	보유 기관	항우연
	획득 연도	2009
	획득 비용	1.65억원
	제작 기관	(주)위아
용도		
착륙장치 정적/피로 시험을 위한 시험체 및 하중 부가 장치 장착용 프레임.		
주요 성능		
• 최대지지하중 : 85kN(주 착륙장치 치구) 206kN(보조 착륙장치 치구)		

마. Engine Installation

(1) 터보샤프트 엔진 고공환경시험설비

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유 기관</td><td>항우연</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2009</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>58억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>한)한화 / 캐)MDS</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">고도, 마하수 및 대기온도에 따른 KUH엔진의 성능을 종합적으로 평가하기 위한 설비</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• Altitude 0-20,000ft
• Mach No. 0-1.0
• 온도 : -54 ~ 100 ℃
• Torquemeter 518lbf-ft/25,000rpm
• FlyWheel :0.45$slug-ft^2$/
24,850rpm@rated/
28,575rpm@rated</td></tr>
</table>

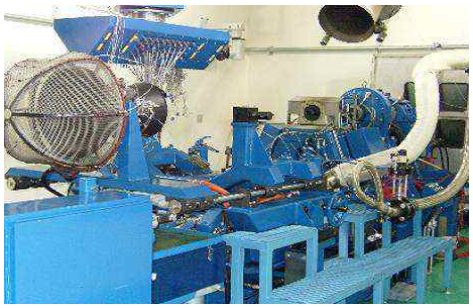
(2) 동력터빈 성능시험설비

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유 기관</td><td>항우연</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>7.5억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>항우연</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">고온 터빈 공력 성능시험</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 구심형 및 축류형 터빈 시험
• 최대흡수동력 : 2500hp
• 최대 회전수 60000rpm
• 최대유량 : 7kg/s
• 최대 터빈 입구 온도 700℃
• 최대 터빈 팽창비 : 5</td></tr>
</table>

(3) 엔진 시운전실

	보유 기관	삼성테크윈
	획득 연도	2008
	획득 비용	15억원
	제작 기관	blank되어 있음
용도		
엔진 시운전용 건축물		

(3)-1 엔진 시운전장비

	보유 기관	삼성테크윈
	획득 연도	2008
	획득 비용	56억원
	제작 기관	미)ASE사
용도		
엔진 최종 시운전장비		

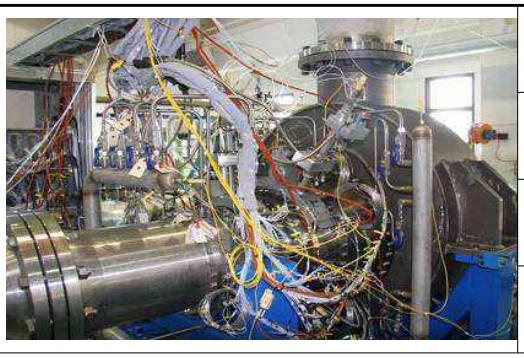
(3)-2 엔진 시운전장비

	보유 기관	삼성테크윈
	획득 연도	2008
	획득 비용	56억원
	제작 기관	미)ASE사
용도		
엔진 최종 시운전실 전체		

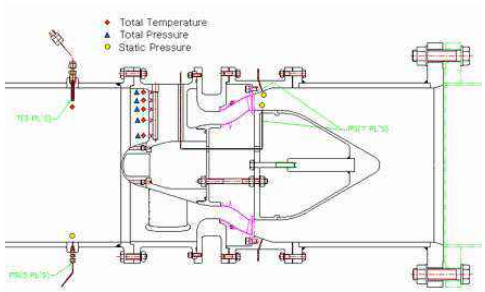
(3)-3 엔진 시운전장비

	보유 기관	삼성테크윈
	획득 연도	2008
	획득 비용	56억원
	제작 기관	미)ASE사
용도		
엔진 최종 시운전장비 - DATA수집 및 분석 모니터링실		

(4) PT Aero Test Rig

	보유 기관	항우연
	획득 연도	2008
	획득 비용	8.19억원
	제작 기관	삼성테크윈/GE
용도		
PT 3, 4단 공력 성능 Test, PT Nozzle Clocking Test		
주요 성능		
• PT 3/4단 공력성능 맵 확보 • 3단 노즐 Clocking Test • 2차 유로 Test		

(5) PT Nozzle Flow Test Rig

<table>
<tr><td rowspan="4"> 
</td><td>보유 기관</td><td>삼성테크윈</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>0.95억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>삼성테크윈</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">PT 3단 노즐 Chocking flow test/3단 노즐 유량 특성 맵 획득</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 03단 노즐 초킹 특성맵 획득
• 3단 노즐 Optimize 기초데이터 획득</td></tr>
</table>

(6) 데이터 획득 장치(KHP APU DAS SYSTEM)

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유 기관</td><td>삼성테크윈</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2009</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>2.8억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>제넥</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">엔진 성능시험 데이터 획득 및 저장</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 온도 71채널
• 압력 91채널
• 진동, 유량, RPM, 전기부하 측정
• 아날로그 입/출력 신호
• 디지털 입/출력 신호</td></tr>
</table>

(7) 소프트웨어 점검장비

<table>
<tr><td rowspan="4"> 
</td><td>보유 기관</td><td>삼성테크윈</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>0.1억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>삼성테크윈</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">CSCI/HWCI 통합 시험용</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 0KUH APU sensor/actuator 신호 인터페이스
• 24V 정격전원
• APU엔진 모사 모델
• 체계 조종반 모사</td></tr>
</table>

(8) ESU 시험장치

<table>
<tr><td rowspan="4"> 
</td><td>보유 기관</td><td>삼성테크윈</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>0.1억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>삼성테크윈</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">본 장비는 KUH APU ESU 로 입력되는 각종 센서신호에 대응하는 신호를 장비 내부 회로를 통하여 발생시켜 KUH APU ESU 입력에 공급하고 제어기 출력을 CHECK 하는 검사 장비로 DIGITAL IN/OUT, ANALOG IN/OUT의 모든 기능검사가 가능토록 설계함.</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• K type(배기가스) 온도 출력(모사) • DISCRETE OUTPUT
• RTD 온도 출력(모사) • 전류 측정
• DISCRETE INPUT • 전압 측정</td></tr>
</table>

(9) 발전기 부하시험장치

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유
기관</td><td>삼성테크윈</td></tr>
<tr><td>획득
연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득
비용</td><td>0.3억원</td></tr>
<tr><td>제작
기관</td><td>대동전자</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">KHP-APU 발전기에 전기적부하를 인가, 발전기의 전기출력을 확인하는 장치.</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 정격용량: 25KVA
• 2정격전압: AC 115/200 V
• 정격전류: 72A
• 0POWER FACTOR : 0.75
• 3상출력전압(상/선간),전류,주파수, 역률, 유효/무효전력 표시기능.
• 원격 작동기능.</td></tr>
</table>

바. Fuel

(1) 연료탱크 ICY 검사장비

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유
기관</td><td>(주)한화</td></tr>
<tr><td>획득
연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득
비용</td><td>1.2억원</td></tr>
<tr><td>제작
기관</td><td>평창산업</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">연료탱크 인증시험(치수검사 및 내부부피측정)수행을 위한 검사장비</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 연료탱크 치수검사 및 장착검사
• 연료탱크 내부부피측정</td></tr>
</table>

(2) 연료펌프 시험장비(연료펌프 성능시험장비)

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유 기관</td><td>한화</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>2.1억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>플렉스시스템</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">연료펌프(승압/이송)의 성능 및 환경시험을 목적으로 사용</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 온도범위 : -60℃ ~ +177℃
• 적용유체 : 주연료, 사용가능연료 및 대체/비상연료 사용 가능
• 고도범위 : 0 ~ 50,000ft
• 모니터링 : 연료온도 및 압력, 챔버 온도 및 압력</td></tr>
</table>

(3) 연료펌프 시험장비(연료펌프 내구성시험장비)

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유 기관</td><td>한화</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>1.9억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>플렉스시스템</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">연료펌프(승압/이송)의 내구성 시험을 목적으로 사용</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 온도범위 : -60℃ ~ +177℃
• 적용유체 : 주연료, 사용가능연료 및 대체/비상연료 사용 가능
• 고도범위 : 0 ~ 50,000ft
• 모니터링 : 연료온도 및 압력, 챔버 온도 및 압력
• 정전 시 UPS 기능 구현</td></tr>
</table>

(4) 연료펌프 시험장비(연료펌프 폭발환경시험장비)

<table>
<tr><td rowspan="4">  </td><td>보유 기관</td><td>한화</td></tr>
<tr><td>획득 연도</td><td>2008</td></tr>
<tr><td>획득 비용</td><td>0.2억원</td></tr>
<tr><td>제작 기관</td><td>플렉스시스템</td></tr>
<tr><td colspan="3">용도</td></tr>
<tr><td colspan="3">연료펌프(승압/이송)의 폭발환경시험을 목적으로 사용</td></tr>
<tr><td colspan="3">주요 성능</td></tr>
<tr><td colspan="3">• 온도범위 : -60℃ ~ +177℃
• 고도범위 : 0 ~ 50,000ft
• 적용 기체 : 혼합기체
• 폭발 시 시험 장치 안전성 확보 및 내부 폭발 후 시험장치 사용가능</td></tr>
</table>

라. 구성품 인증을 위한 환경시험

구성품 인증(환경시험)을 위한 한국산업기술시험원에서는 환경기술개발 및 지원에 관한 법률에 의하여 대기, 대기배출, 굴뚝, 수질, 자동차 및 토양 누출측정기 전분야 환경측정기기의 성능시험 및 정도검사를 수행하고 있다. 항공기의 구성품 또한 같은 시험장비로 환경시험이 가능하다. 아래의 표에 수행가능한 환경시험을 정리하였다.

Section	Test Title	Category	Condition	DO-160 D	Remark
Section 4	Temperature and Altitude	Low temperature	-55℃	Y	
		High temperature	85℃	Y	
		Low pressure	44.4 mbar	Y	
		High pressure	1697.3 mbar	Y	
Section 5	Temperature Vibration	Category A	10℃/minute	N	The Capacity of chamber is limited to 1 to
		Category B	5℃/minute	N	
		Category C	2℃/minute	Y	
		Category S1	Greater than 10℃/minute	N	
		Category S2	Greater than 10℃/minute	N	

					2℃/min
Section 6	Humidity	Maximum	65℃@95±4%	Y	
Section 7	Operational Shocks and Crash Safety	Operational Shock	6g@11%20ms	Y	
		Crash Safety	20g@11%20ms	Y	
Section 8	Vibration	Category S	Standard Vibration	Y	
		Category R, U, U2	Robust Vibration	Y	
Section 9	Explosive Atmosphere	Category A	-	Y	
		Category E	-	Y	
		Category H	-	Y	
Section 10	Water-proofness	Category Y	Condensing Water Proof -10℃&40℃@85% two chambers (5minutes transit)	Y	
		Category W	Drip Proof	Y	
		Category R	Spray Proof	Y	
		Category S	Continuous Stream Proof	Y	
Section 11	Fluid Susceptibility	Category F	Spray test	N	
			Immersion test	Y	
Section 12	Sand & Dust	Category D	Dust	N	Need Equip.
		Category S	Sand	N	Need Equip.
Section 13	Fungus Resistance	Category F	-	N	Need Equip.
Section 14	Salt Fog	Category S	-	Y	
		Category T	-	Y	

부록 E-4 : 국내보유 기술수준

가. 기술수준 평가기준

분 류	분 류 기 준
상	· 체계완성 및 기술시험 단계 · 체계 운용시험 단계
중	· 유사운용 환경에서 체계 및 부체계 모델 또는 시제품 성능시현단계 · 운용 환경에서 체계 시제품의 성능 시현단계
하	· 기본원리 이해 단계 · 기술개념 형성 및 응용분야 식별 단계 · 주요기능에 대한 분석/실험 또는 특성에 대한 개념입증단계 · 실험실 환경에서 구성품 또는 시험회로 수준의 성능입증단계 · 유사운용 환경에서 구성품 또는 시험회로 수준의 성능입증단계

나. 헬기 기술수준

분류	기술수준	비고
ADS(Air Data System)	상	✓Air data 시스템 ICD 작성기술 ✓ADC(Air Data Computer) 요구도 분석 및 전자 부품 선정기술 ✓ADC 낙뢰 보호 회로 설계 기술 ✓ADC 대기자료 처리 알고리즘 ✓대기보정(Air Data Calibration) 시험 ✓ADC 성능 인증시험 및 평가기술
Airworthiness	상	✓감항 요구도 입증방안구축 ✓감항 인증 문서 데이터베이스 ✓감항 요구도 할당 기술 ✓항공기 감항기준 확립 ✓항공기 인증 절차 개발
Avionics	상	✓고속 주파수 합성기 설계 기술 ✓무전기 열 해석 기술 ✓안전성 분석(Fault Tree Analysis) 기법 ✓기저대역부 설계기술 ✓동조부 필터 설계기술 ✓주파수도약 알고리즘 설계기술 ✓노이즈 제거 필터 설계기술

		✓경고음성 발생 및 처리 설계기술 ✓인터페이스 설계 기술 ✓송신파형 제어 기술 ✓헬기 운용에 적합한 고도추적 설계기술 ✓고속 고도 탐지 기술 ✓간접낙뢰 대응 설계기술 ✓방진 시스템 설계 기술 ✓광학계 설계 기술 ✓김벌 밸런싱 기술 ✓케이스 및 IS(Inertial Sensor Assembly)블록의 해석/설계 기술 ✓독립구동형 자이로스코프 고정밀 디지털 제어/프로세싱 설계기술 ✓진동조건하에서 급속정렬기법 설계/해석 기술 ✓비행중 정렬 알고리즘 설계/해석 기술 ✓센서신호 처리보드 설계기술 ✓전원보드 설계기술 ✓항법컴퓨터 보드 설계기술 ✓고속 프로세서 응용 설계 ✓영상 Multiplexor 설계 ✓입출력 신호처리기 설계 ✓열유동 해석 및 방열구조 설계 ✓헬기/조종사 인터페이스 설계기술 ✓임무관리 설계기술 ✓디지털 맵 및 그래픽 심벌 전시 설계기술 ✓ASIC(All Sources Intelligence Center) 설계기술 ✓1553B/ARINC 통신회로 설계기술 ✓EMI 대책 설계 ✓Firmware 코딩 기술 ✓LCD 디스플레이 Ruggedizing 설계기술 ✓전원 설계기술 ✓제어로직 설계기술 ✓Rugged LCD 설계 기술 ✓고속 디지털 비디오 인터페이스 기술 ✓고휘도 백라이트 설계기술 ✓배젤 패널 설계 기술 ✓사전탑재 비행 시험평가 기술 ✓헬기레벨에서의 EMI 조건 대응설계기술

		✓헬기레벨에서의 환경시험조건 대응설계기술 ✓성능평가기술 ✓좌표지향 성능 시험 기술 ✓서보 구동기술 ✓환경시험 평가기술 ✓임무컴퓨터 S/W 통합시험 기술 ✓FDR 성능/품질인증 시험평가 기술 ✓성능 시험평가 기술 ✓품질인증 시험평가 기술 ✓광학계 제작 및 구동 기술 ✓베젤 제작 기술 ✓EMI 피터 제작 기술 ✓모체기판 모듈 제작기술 ✓고강도 구조물 설계 기술
Cockpit	상	✓아날로그 형 계기 설계 ✓아날로그 형 계기 인터페이스 ✓인간공학적 시현장비 통합 ✓전자식 계기 설계 ✓주의/경고 장치 설계 ✓계기판넬 설계 ✓인간공학적 조종실 형상설계 ✓조종사 시계분석 ✓조종석 설계 ✓조종실 배열/구성/선정 ✓PVI(조종사 적합성) 시험 ✓조종실 조립치공구 설계/제작 기술 ✓제작/조립공정 기술(공정서)

Crash	중	✓내추락 시험
Drive system	하	✓기어박스 운용 하중 분석 기술 ✓기어박스 요구도 분석 기술 ✓고효율 기어박스 설계 기술 ✓기어박스 성능해석 ✓고효율 기어 설계/해석 기술 ✓기어 운용수명 연장 해석 기술 ✓기어박스 소재 선정 기술 ✓윤활시스템 설계/해석 기술 ✓계통 통합 Interface Control 기술 ✓계통 통합 성능 해석 기술 ✓30분 무윤활 설계/해석 기술 ✓동력전달계통 하중 분석 기술 ✓구동축 설계/해석 기술 ✓구동축 운용하중 분석 기술 ✓구동축 요구도 분석 기술 ✓고수명 구동축 설계 기술 ✓구동축 성능 해석 기술 ✓이중안전(Fail Safe)설계/해석 기술 ✓강성/수명/효율 해석 ✓수락 시험(Acceptance Test) ✓피로/내구성 시험 ✓성능입증 시험(Performance Test) ✓시험기 제작 및 운용 ✓구동축 밸런싱 시험 ✓구동축 피로 시험 ✓구동축 수락 시험 ✓기어박스 공정 설계 기술 ✓기어 가공 기술 ✓기어 열처리 및 후처리 기술 ✓기어박스 조립/검사 기술 ✓하우징 제작 기술 ✓하우징 열처리 및 코팅 기술 ✓제작 및 조립 치구 제작 기술 ✓저중량/고강도 구동축 제작기술 ✓표면처리 기술 ✓구동축 공정 설계 기술

		✓제작/조립치구 설계/제작 기술 ✓서브시스템 및 완제품 조립기술 ✓소재공정 기술
Dyn & Vibr	중	✓동특성/진동해석 ✓내부소음해석 ✓지상소음시험 ✓전기체 지상진동시험
ECS	상	✓고장시 대책 및 안정성 분석 기술 ✓내부배치 최적화/Layout DWG ✓시스템 성능해석 기술(정상상태) ✓시스템 통합 설계 ✓와이퍼/모타/제어 ✓요구도 분석 및 개발규격 설정 ✓환경제어장치 부품성능해석 ✓Control Logic 해석기술 ✓환경제어계통 구성품 성능시험 ✓환경제어계통 환경시험 ✓환경제어계통 리그시험 ✓환경제어계통 지상시험 ✓환경제어계통 비행시험 ✓특수가공기술 ✓제작/조립공정 기술(공정서)
Electrical	상	✓고장탐구 및 안정성 분석 기술 ✓전기장비장착 최적화 설계기술 ✓발전기 설계기술 ✓발전기 제어 ✓배선 설계기술 ✓배터리 충전 제어기술

		✓배터리 설계기술 ✓전기시스템 통합 설계 ✓와이어 하네스 설계기술 ✓요구도 분석 및 개발규격 설정 ✓전기부하 분석기술 ✓전원분배 및 계통 제어 회로 설계/해석 ✓내/외부 조명계통 설계 ✓주요 구성품 Sizing ✓착륙등/탐색등 설계기술 ✓최적 시스템 구성기술 ✓컨버터 설계기술 ✓발전기 성능시험 ✓전기시스템 장착시험 ✓적합성 분석 및 시험 ✓전기계통 Rig Test ✓계통 구성품 조립/장착 기술 ✓와이어 하네스 장착기술 ✓치공구 설계/제작 기술 ✓제작/조립공정 기술(공정서)
EMI/EMC	상	✓체계 전자기간섭 ✓체계 전자기적합성 ✓체계 전자기취약성 ✓정전기 방전시험
Engine	상	✓성능해석 ✓공력설계/해석 ✓구조설계/해석 ✓형상설계 ✓FADEC(Fully Automatic Digital Engine Control) 설계 ✓엔진시스템종합 ✓FADEC 통합시험 ✓개발시험평가 ✓고도시험

		✓인증시험 ✓제작/조립
Engine Installation	중	✓엔진장착 성능해석 ✓항공기/엔진 Interface 설계 기술 ✓나셀 환기 설계/해석 기술 ✓공기흡입구 설계/해석 기술 ✓방빙장치 설계 기술 ✓적외선 감쇄기 설계/해석 기술 ✓TQS 설계 기술 ✓소화장치 설계 기술 ✓화재 감지장치 설계 기술 ✓화재감지/소화장치계통 시험 ✓항공기/엔진 적합성 시험 기술 ✓엔진 조립치공구 설계/제작 기술 ✓제작/조립공정 기술(공정서)
Environmental	상	✓체계환경요구도 ✓방수 시험
Icing Protection	하	✓결빙시험
F&E	중	✓사수석/탑승석 장착설계 ✓사수석/탑승석 시험 ✓의무후송키드 장착설계 ✓페스트로프 설계 ✓페스트로프 시험 ✓전선절단기 설계 ✓전선절단기 시험 ✓화물인양기 설계 ✓화물인양기 시험
FCS	중	✓고강도/고수명 구조, 설계/해석기술 ✓고장시 대책 및 안정성 분석 기술 ✓구동기 동특성 계량화

		✓구조 설계/성능 해석 ✓구조, 배열 설계 ✓구조강도/피로수명 예측 기술 ✓기능 및 요구조건 분석 기술 ✓내부배치 최적화/Layout Dwg ✓내충격 해석기술 ✓비행경로 제어기설계 ✓비행조종 패널 설계 ✓제어법칙 설계/해석 ✓요구도 분석 및 개발규격 설정 ✓요구도 분석 및 부품 선정 ✓조종간 설계/해석 기술 ✓조종간 페달 통합 설계/해석 기술 ✓조종간 페달장치 요구조건분석 및 체계종합 ✓조종계통 배열설계 ✓조종하중 해석 ✓중복안전도 설계/고장관리 ✓최적 시스템 구성기술 ✓최적화 설계(중량 최적화) ✓페달 설계/해석 기술 ✓피로 하중 및 수명 예측/분석 ✓Aircraft Motion Sensor 규격 및 항공기 - 자세/위치/기동정보획득 ✓ARINC 429 Data Bus 연동기술 ✓Motion Kinematics 해석 ✓기계식조종계통 피로시험 ✓기능/성능/환경시험 및 평가 ✓시험장비 개발/운용 ✓조종한계하중시험 ✓통합시험평가 기술 ✓AFCS 통합 시험 ✓Integration 및 Test ✓조립/장착 및 Rigging 기술 ✓조정 장착 치공구 설계/제작 기술 ✓제작/조립공정 기술(공정서)

FT	중	✓비행시험평가
Fuel	중	✓내부배치 최적화/Layout Dwg ✓성능해석 수행기술 ✓연료공급계통 Routing 설계기술 ✓연료공급계통 Tubing & Fitting 설계기술 ✓장착 구성품과의 Interface 설계 ✓주요 구성품 Sizing ✓연료탱크 안정성 분석 기술 ✓연료탱크 Layout Dwg ✓연료펌프 성능해석 기술 ✓연료펌프 Impeller 및 Vane 설계/해석 기술 ✓연료량측정장치 측정정확도 해석 기술 ✓연료량측정장치 알고리즘 설계 기술 ✓연료량측정장치 자동연료균형조절 알고리즘기술 ✓연료량측정장치 S/W 설계 기술 ✓연료계통 비행시험 ✓연료계통 지상시험 ✓연료계통 Rig Test ✓연료탱크 Drop Test ✓연료탱크 Sloshing & Vibration ✓연료펌프 기능/성능 시험/평가 기술 ✓연료펌프 환경시험(온도, 진동, 충격) 방법 및 평가기술 ✓연료량측정장치 자동연료균형조절 기능 시험 평가기술 ✓연료량측정장치 정확도시험 평가 기술 ✓연료량측정장치 소프트웨어 시험 기술 ✓제작/조립공정 기술(공정서) ✓연료탱크 결합형 특수 금형(Former) 설계 도면 ✓연료탱크 Fuel Cell 제작 기술 ✓연료펌프 Motor Type 선정기술 ✓(연료펌프)(연료량측정장치) EMI/EMC Filter 설계/제작 기술

HQ	중	✓비행역학/시뮬레이션 ✓시뮬레이션 소프트웨어 개발 ✓시뮬레이션 설계 사양 정의 ✓시뮬레이션 설계/제작
HUMS	중	✓감지 신호별 인터페이스 ✓데이터버스연동기술 ✓데이터분석/진단기술 ✓데이터저장기술 ✓데이터 DB화기술 ✓센서선정기술 ✓신호 파라미터 체계 작성 ✓알고리즘 검토/작성 ✓진단 S/W 개발 ✓탑재임무장비와 신호연동 시스템 구성 ✓A/D, D/A 변환 및 Signal Interface 기술 ✓H/W 구성 및 인터페이스 ✓H/W, S/W 분석 ✓OFP S/W 개발 ✓HUMS 체계 통합 기술 ✓HUMS 구성품 통합 기술 ✓HUMS 요구도 분석/구체화 기술 ✓HUMS 요구도 관리/구현 ✓HUMS S/W 통합 ✓HUMS 운용체계 분석 ✓HUMS Troubleshooting 및 해결능력 ✓Control Panel HMI(Host Massage Interface) 기술 ✓신호 Interface Configuration 기술 ✓초과치 선정/분석 기술 ✓진동 Threshold Optimization 기술 ✓Flight Regime 선정/구현/분석 기술 ✓Usage 선정/구현/분석 기술 ✓HUMS 데이터 관리 기술 ✓RTB(Rotor Tracking and Balance) 수행 결과 분석

		✓RTB Setup Procedure ✓헬기 구동계통 발생 주파수 분석 기술 ✓헬기 로터 발생 주파수 분석 기술 ✓트랙커 장착설계 기술 ✓센서 장착 수량 결정 기술 ✓센서 장착위치 선정 기술 ✓센서 장착설계 기술 ✓신호 분석 ✓계측결과 분석장비 ✓시스템 동작 시험 ✓장비 동작 및 결과 검증 ✓HUMS 계통 지상시험 ✓HUMS 계통 비행시험 ✓제작/조립공정 기술(공정서)
Hydraulic	상	✓고장모드/영향분석 기술 ✓고장시 대책 및 안정성 분석 기술 ✓시스템 통합 설계 ✓신뢰성, 수명해석 ✓요구도 분석 및 개발규격 설정 ✓유압계통 성능해석기술 ✓유압분배장치 설계 ✓응력 및 구조해석 기술 ✓주요 구성품 Sizing ✓유압펌프 구성품 설계기술 ✓유압펌프 사이징 및 성능해석 기술 ✓유압펌프 조립공정 설계기술 ✓내구성 시험평가 기술 ✓유압계통 비행시험 ✓유압계통 지상시험 ✓유압계통 Rig Test ✓유압펌프 시험평가 기술 ✓계통구성품 제작/조립/장착기술

		✓제작/조립공정 기술(공정서) ✓유압펌프 제작/조립/장착기술
Reliability Maintainability Safety	중	✓고장유형, 영향 및 치명도 분석보고서(Failure Mode, Effects and Criticality Analysis) ✓지원장비 도면 ✓지원장비 규격서 ✓신뢰성 분석 ✓정비성 분석 ✓개발시험평가 계획 ✓창정비 계획서 ✓기술교범 소프트웨어 개발포장 기준서 ✓수송 지침서
Landing Gear	상	✓개발규격서 작성 ✓고장시 대책 및 안정성 분석 기술 ✓기계 구성품 설계기술 ✓기체/구성품 인터페이스 설계 ✓내부배치 최적화/Layout Dwg ✓상세설계 ✓시스템 통합 설계 ✓요구도 분석 ✓유압 Line류 설계 기술 ✓응력해석 ✓전륜 Shimmy 해석 기술 ✓정적/피로시험 Rig 설계 ✓좌/우 브레이크 조립체 설계 ✓주요 구매품 사이징 및 선정 ✓주요 구성품 Sizing ✓지상추락 충돌 해석 기술 ✓착륙장치 성능해석 ✓최적 시스템 구성기술 ✓타이어 사이징 및 선정 ✓파킹브레이크 요구도 만족 설계 ✓피로 스펙트럼 생성 및 피로해석

		✓하중 생성 기술 ✓Layout 설계 ✓축압기 사이징 및 성능해석 기술 ✓축압기 기계 구성품 설계기술 ✓착륙장치 요구도 분석 및 개발규격서 작성 ✓기체/착륙장치 인터페이스 설계 ✓착륙장치 Layout 설계 ✓착륙장치 상세설계 ✓착륙장치 성능해석 ✓착륙장치 응력해석 ✓착륙장치 피로스펙트럼 생성 및 피로해석 ✓낙하/정적/피로시험 수행 및 결과분석 ✓낙하시험 ✓휠/제동장치 인증시험 ✓Functional Suitability ✓축압기 시험평가 기술 ✓착륙장치 낙하시험설비 ✓착륙장치 정적/피로시험 Rig ✓착륙장치 낙하시험 ✓착륙장치 정적시험 ✓착륙장치 피로시험 ✓가공 및 시제조립 ✓브레이크 디스크 제작기술 ✓전기 및 유압 구성품 제작 ✓특수공정(도금, 열처리, 도장 등) ✓Landing Gear 장착 치공구 설계/제작 기술 ✓제작/조립공정 기술(공정서) ✓축압기 가공 및 시제조립 ✓착륙장치 특수공정(도금, 열처리, 도장 등)
Loads	중	✓하중해석 ✓구조내부하중해석

M&P	상	✓금속학적 파괴분석 ✓복합재 열적/화학적 재료분석 ✓일반재료 분석/선정 ✓접착력 시험 및 평가 ✓부품시험 ✓시편시험 ✓재료/공정 ✓내열복합재성형 ✓대형구조물일체성형 ✓복합재 수리 절차 개발 ✓Bonding/기계접합 ✓Autoclave Curing ✓제작/조립공정 기술(공정서)
Performance	중	✓성능해석
Rotor	상	✓고안정성/저진동 허브/해석 기술 ✓안전성 분석 기술 ✓로터시스템 형상설계(블레이드, 허브/조종) ✓반 토오크 시스템 공력성능/하중 및 소음 설계 해석 기술 ✓시스템 통합 설계 ✓요구도 분석 및 개발규격 설정 ✓저소음 로터 블레이드 설계 및 공력소음 예측기술 ✓비행하중 분석기술 ✓복합재 블레이드 구조해석 및 설계 기술 ✓복합재 블레이드 피로수명 예측 기술 ✓블레이드 내충격/조류충돌 해석 기술 ✓허브/조종 구조해석 및 설계 기술 ✓허브/조종 피로수명 예측 기술 ✓허브/조종 내충격 해석 기술 ✓로터 Whirl Tower 시험 ✓블레이드 피로시험 설비 설계 및 시험 기술 ✓블레이드 환경시험 및 환경내구성 평가기술 ✓허브/조종 피로시험 설비 설계 및 시험 기술 ✓Whirl Tower 시험설비설계 및 시험평가 기술

		✓로터 성능/소음 풍동시험 기술 ✓조립품 Interface 관리기술 ✓Main Rotor Blade 치공구 설계/제작 기술 ✓제작/조립공정 기술(공정서) ✓복합재 블레이드 제작공정 설계 기술 ✓복합재 블레이드 금형설계 기술 ✓복합재 블레이드 성형 및 가공 기술 ✓허브/조종 제작공정 설계 기술 ✓허브/조종 조립공정 설계 기술
Safety	상	✓체계안전성 분석/평가 및 설계반영
SPS(Secondary Power System)	상	✓제작/조립 설비 ✓내부배치 최적화/Layout Dwg ✓보조동력장치요구조건분석 및 APU 종합기술 ✓시스템 통합 설계 ✓압력조절덕트 ✓압력조절밸브 ✓이차동력계통 성능해석기술 ✓주요 구성품 Sizing ✓체계장착설계 ✓APU Lay-Out 설계 ✓압축기/연소기/터빈 공력설계 및 성능해석 ✓연료/윤활시스템 인증시험평가 ✓연료/윤활 시스템 설계 ✓보조동력장치 요구도 분석 및 개발규격 설정 ✓제어로직 설계 및 최적화 기술 ✓APU(Auxiliary Power Unit) 성능해석 ✓Lay-Out/체계장착 설계 ✓구조설계 및 해석 ✓상세설계 및 해석 ✓열전달 설계 및 해석 ✓이차동력계통 Rig Test ✓제어기/전장품 인증시험평가 ✓APU 개발시험/인증시험평가

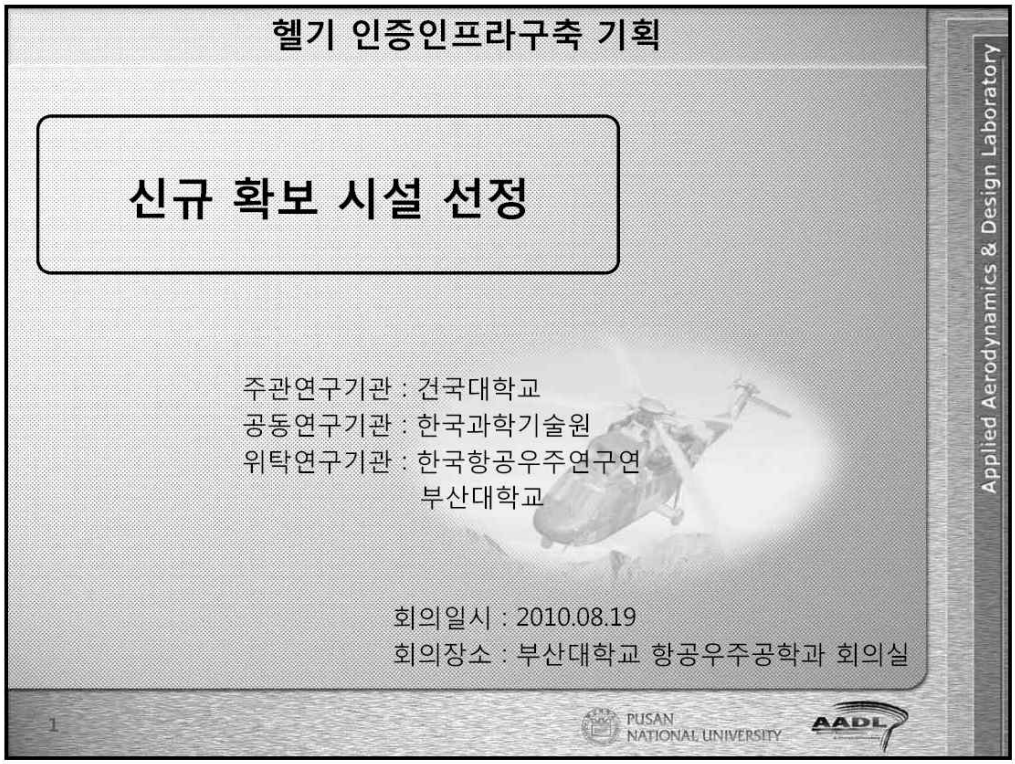
		✓APU 리그시험평가 - 압축기/연소기/터빈 ✓계통장착 및 조립 기술 ✓제작/조립공정 기술(공정서) ✓제어기/전장품 시제작 ✓APU 조립공정 설계 및 개발 ✓APU - 부품 공정 설계 및 시제작 ✓정밀 주조개발
Structure	상	✓구조물 배치 ✓구조연결부 설계요구조건 설정 기술 ✓내열구조 설계 ✓동체 구조설계 ✓복합재 적층 설계/해석 ✓착륙장치장착 지지구조 설계 ✓Hard point 구조설계 기술 ✓Interior Design ✓Windshield 재질선정 ✓Windshield Spec. 작성 ✓금속재료 특성 분석 및 선정 ✓재질별 방식 공정 분석/선정 ✓복합재 접합부 설계/해석 ✓전기체 모델링 및 해석기술 ✓구조물 Sizing ✓구조물응력해석 ✓구조안정성해석 ✓기체수명관리 ✓내구성/손상허용해석 ✓내추락성 설계 및 해석 ✓대형구조 모델링 및 해석기술 ✓손상허용 해석 ✓비등방성 응력해석 ✓낙뢰시험기법 ✓설계개발시험 ✓내구성/손상허용시험 ✓정하중시험

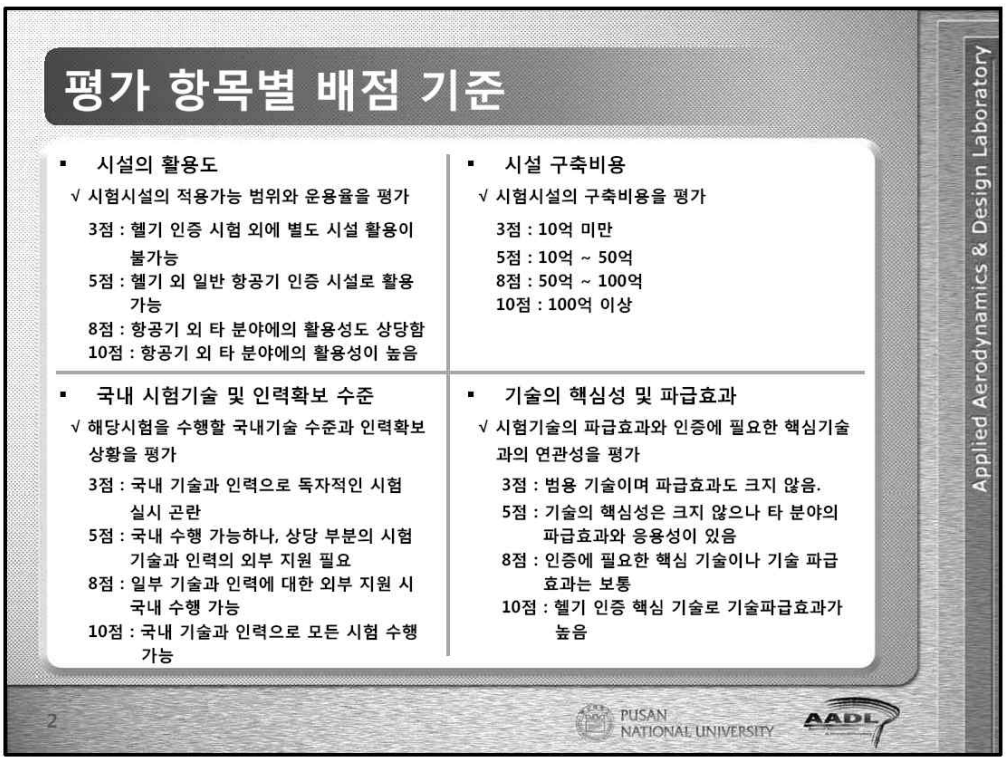
		✓기체조립 치공구 설계/제작 기술
System Integration	중	✓임무/요구도 분석 ✓체계 생존성 분석 ✓통합 요구도 관리체계 구축/활용 ✓항전장비 3차원 최적내부배치기술 ✓항전계통간 Interface 조정/통합기술 ✓항전계통 부하요구조건 분석 ✓항전 세부계통연계종합기술 ✓항전장비/부체계통합기술 ✓체계 항전장비 종합 ✓항전체계구성기술 ✓항전체계연동기술 ✓항전체계통합기술 ✓항전체계 요구도 분석 ✓항전체계 통합 요구도 관리 ✓항전계통 Troubleshooting 및 해결능력 ✓항전체계 ICD 통합 ✓항전 Schematic Diagram 설계 ✓항공기 체계항전장비 설계기술 ✓Aural Warning 최적화 기술 ✓안테나 최적화 배열기술 ✓예비계기 설계기술 ✓WOW 최적화 기술 ✓항전장비 장착설계 ✓항전 Bore sight 적용설계 ✓소프트웨어 종합관리 ✓체계설계통합 ✓인간공학 ✓기본형상설계 ✓3차원 외형(Object Model Library) 설계 ✓풍동시험 모델 생성 ✓조종사 Workload 분석 ✓항공전자 IO 인터페이스 기술

		✓LRU Simulation 모델 개발 기술 ✓항전체계통합 시험기술 ✓항공기 체계항전시스템 시험기술 ✓안테나 패턴분석 및 시험기술 ✓ESICD(Electrical Signal Interface Control Document) 관련 SIL SW 코드 자동 생성 기술 ✓항공전자 데이터 모니터링 기술 ✓헬기 총조립/인터페이스 - 제작/조립공정 기술 (공정서) ✓헬기 총조립/인터페이스 - 치공구 설계/제작 기술
Weight & Balance	상	✓중량 Database 구축/운영 ✓비행시제기 중량/밸런스 분석 ✓항공기 중량/무게중심 측정시험

부록 E-5 : 신규확보 설비 평가지

선별한 시험장비의 우선순위 및 확보전략을 정하기 위해 다음과 같은 평가지를 작성하여 평가를 실시하였다.



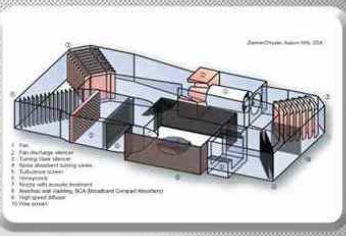


Anecoustic Wind Tunnel

- 개요
  - ✓ 시험하고자 하는 모형에서 발생하는 공력소음의 강도 및 소음원의 위치를 측정하기 위한 시험설비
  - ✓ 시험 변인통제를 위해 외부소음발생을 제거하는 무음향 설비 설치

- 설비 요구조건
  - ✓ 개방형 시험부 : 로터 후류의 영향을 최소화
  - ✓ 모델 지지부 : 동체와 로터를 지지, 성능을 측정
  - ✓ 무향실 : 시험모델에서 발생하는 소음원의 반사 최소화
  - ✓ 측정장비 : 소음원과 소음의 강도 측정

- 시험 종류
  - ✓ 헬리콥터 로터 소음 측정 (BVI, HSI)
  - ✓ 메인로터와 동체, 테일로터 간섭 소음 측정



활용도	10
구축비용	10
기술수준	5
파급효과	10

확보방안			총점
신규 확보	해외 설비	해외 용역	
√			35

Applied Aerodynamics & Design Laboratory

PUSAN NATIONAL UNIVERSITY AADL

Pressurized Wind Tunnel

- 개요
  - ✓ 압력을 변화시켜 풍동 내부 유동의 밀도를 제어하는 실험장치
  - ✓ 실험의 상사성을 일치시킴에 있어서 모형 크기의 변화만으로 한계가 있을 경우, 유동의 물성치, 즉 밀도를 제어하여 레이놀즈 수를 일치시킬 수 있음

- 설비 요구조건
  - ✓ Settling Chamber : 핀/튜브 열교환기와 메시스크린을 이용하여 유동이 와류가 되지 않도록 유지
  - ✓ Test Section : 측정장비와 테스트 모델을 지지하는 지지대 설치
  - ✓ Test Section Isolation System : 효율적인 실험을 위해 가압된 상태에서도 Test Section에 접근할 수 있게 하는 장치

- 시험 종류
  - ✓ 다음과 같은 독립변수를 제어하는 시험가능
    Mach, Reynolds, Total Temp. , Total Pressure, Dynamic Pressure, Velocity



활용도	8
구축비용	10
기술수준	5
파급효과	8

확보방안			총점
신규 확보	해외 설비	해외 용역	
√			31

Applied Aerodynamics & Design Laboratory

PUSAN NATIONAL UNIVERSITY AADL

Icing Wind Tunnel Test

- 개요
  - ✓ 착빙현상이 발생하는 조건을 형성시킬 수 있는 풍동 시험설비
  - ✓ 얼음의 형성과정, 형태, 이로 인해 변화된 공력성능 측정
- 설비 요구조건
  - ✓ Ice Spray : 균일한 LWC (대기중 수증기 함유량) 생성
  - ✓ Insulate Slide Wall
  - ✓ 5분력계
- 시험 종류
  - ✓ Glaze/Rime ice 조건에서 로터 블레이드 및 엔진 흡입구 착빙형상 실험
  - ✓ 착빙된 공력면의 성능변화 실험



활용도	8
구축비용	10
기술수준	3
파급효과	8

확보방안			총점
신규 확보	해외 설비	해외 용역	
√			29

Applied Aerodynamics & Design Laboratory

5

PUSAN NATIONAL UNIVERSITY AADL

Rotor De-Icing Functional Test

- 개요
  - ✓ 로터에 장착된 방빙 장치의 성능을 테스트할 수 있는 설비
  - ✓ Icing wind tunnel보다 로터의 착빙, 방빙 테스트에 관점을 맞춘 시험설비
- 설비 요구조건
  - ✓ 기체 설치대 혹은 Rotor Whirl Tower
  - ✓ Ice Spray : 균일한 LWC (대기중 수증기 함유량) 생성
  - ✓ 성능 계측 장비
- 시험 종류
  - ✓ Glaze/Rime ice 조건에서 로터 블레이드 착빙과 방빙장치 성능 실험



활용도	3
구축비용	10
기술수준	3
파급효과	10

확보방안			총점
신규 확보	해외 설비	해외 용역	
√			26

Applied Aerodynamics & Design Laboratory

6

PUSAN NATIONAL UNIVERSITY AADL

Drive System Qualification Test

- 개요
  - ✓ 엔진과 로터를 연결하는 구동계 (Drive System)을 평가하기 위한 설비
  - ✓ 비행시험에도 구동계 평가가 들어 있지만, 그전에 System Test Bed에서 시험이 필요
- 설비 요구조건
  - ✓ 지지대 : 로터 구동계 전체를 지지하고, 측정 장비를 장착
  - ✓ 계측장비 : RPM, 진동, 온도 등을 측정
- 시험 종류
  - ✓ 과속 혹은 임계 구동속도에서 성능 평가
  - ✓ Gust lock, rotor brake, overrunning clutches의 기능 평가



활용도	3
구축비용	10
기술수준	3
파급효과	8

확보방안			총점
신규 확보	해외 설비	해외 용역	
√			24

PUSAN NATIONAL UNIVERSITY AADL

Applied Aerodynamics & Design Laboratory

SPS Qualification Test

- 개요
  - ✓ 보조 동력 시스템 (SPS: Secondary Power System)의 성능을 평가할 수 있는 설비
  - ✓ 보조 동력 시스템의 평가는 지상 시험, 비행 시험이 있는데, 지상 평가할 수 있는 설비를 의미
- 설비 요구조건
  - ✓ 보조 동력 장치 설치대
  - ✓ 전원 장치
  - ✓ 유압, 공압 인터페이스
  - ✓ 계측 장비 : 전력, 유압, 공압 측정
- 시험 종류
  - ✓ 보조 동력 시스템의 전력 발생량 테스트
  - ✓ 보조 동력에 의한 유압계 구동 상태 테스트
  - ✓ 공압장치도 보조 동력 시스템에 의해 구동될 경우, 작동상태 테스트



활용도	5
구축비용	10
기술수준	10
파급효과	8

확보방안			총점
신규 확보	해외 설비	해외 용역	
√			33

PUSAN NATIONAL UNIVERSITY AADL

Applied Aerodynamics & Design Laboratory

Ground Resonance Test

- 개요
  - ✓ 헬리콥터의 지상 공진 상태를 실험할 수 있는 설비
  - ✓ 함상이나 통상 지면 조건에서 발생할 수 있는 진동 구현

- 설비 요구조건
  - ✓ 지지대 : 시험 대상 헬리콥터를 설치
  - ✓ 가진장비 : 크레인 혹은 흔들리는 바닥면과 같은 장비를 통해 헬리콥터 기체에 시험조건과 같은 진동을 부여

- 시험 종류
  - ✓ 함상이나 불규칙한 지면에 이착륙시 발생할 수 있는 진동 조건에서 공진여부를 테스트



활용도	3
구축비용	10
기술수준	3
파급효과	5

확보방안			총점
신규 확보	해외 설비	해외 용역	
√			21

Applied Aerodynamics & Design Laboratory

PUSAN NATIONAL UNIVERSITY AADL

Water Tightness Test

- 개요
  - ✓ 각 장비의 방수성능을 테스트하는 설비
  - ✓ 다양한 강우조건에서 장비들의 작동상태를 측정

- 설비 요구조건
  - ✓ 장비 설치 혹은 헬리콥터 기체 설치대
  - ✓ Water Spray : 기체 혹은 장비에 강우 조건과 유사한 수적 분사
  - ✓ 계측장비 : 각종 장비의 작동상태를 관측

- 시험 종류
  - ✓ 각 장비의 방수상태 테스트
  - ✓ 강우 조건에서 작동 상태 테스트



활용도	8
구축비용	10
기술수준	10
파급효과	5

확보방안			총점
신규 확보	해외 설비	해외 용역	
√			33

Applied Aerodynamics & Design Laboratory

PUSAN NATIONAL UNIVERSITY AADL

부록 F : 우리나라와 미국간 BASA IPA 체결범위

(출처:http://www.faa.gov/aircraft/air_cert/international/bilateral_agreements/baa_basa_listing/)

(1) 우리나라에 수출하는 미국의 항공기 및 그 부품류에 대한 적용범위

Summary of
U.S. (State of Design) Products, Appliances, Parts and Associated FAA Approvals
Eligible for Import into Korea.

Products, Appliances & Parts	Type Certificate, and Amendments	Supplemental Type Certificate	Technical Standard Order Authorization	Parts Manufacturer Approval
Airplanes in the following categories:				
Normal	√	√	N/A	N/A
Utility	√	√	N/A	N/A
Acrobatic	√	√	N/A	N/A
Commuter	√	√	N/A	N/A
Transport	√	√	N/A	N/A
Rotorcraft in the following categories:				
Normal	√	√	N/A	N/A
Transport	√	√	N/A	N/A
Manned Free Balloons	√	√	N/A	N/A
Engines	√	√	N/A	N/A
Propellers	√	√	N/A	N/A
Aircraft in Special Classes:				
Airships	√	√	N/A	N/A
VLA	√	√	N/A	N/A
Gliders	√	√	N/A	N/A
Powered Lift	√	√	N/A	N/A
TSO Appliances	N/A	N/A	√	N/A
Replacement and Modification Parts for the above airplanes, rotorcraft, balloons, engines, propellers, special class aircraft, & articles/appliances	√ Note: Produced under production approval.	√ Note: Produced under production approval.	√	√

Note 1: Aircraft certified in the primary, provisional, and restricted categories will be dealt with on a case-by-case basis through the special arrangement provision in Section V.

(2) 미국에 수출하는 우리나라의 항공기 및 그 부품류에 대한 적용범위

Summary of

Korean (State of Design) Products, Appliances, Parts and Associated KCASA Approvals Eligible for Import into the United States.

Products, Appliances & Parts	Type Certificate, and Amendments	Supplemental Type Certificate	Korean Technical Standard Order Authorization
Airplanes in the following categories:			
Normal	N/A	N/A	N/A
Utility	N/A	N/A	N/A
Acrobatic	N/A	N/A	N/A
Commuter	N/A	N/A	N/A
Transport	N/A	N/A	N/A
Rotorcraft in the following categories:			
Normal	N/A	N/A	N/A
Transport	N/A	N/A	N/A
Manned Free Balloons	N/A	N/A	N/A
Engines	N/A	N/A	N/A
Propellers	N/A	N/A	N/A
Aircraft in Special Classes:			
Airships	N/A	N/A	N/A
VLA	N/A	N/A	N/A
Gliders	N/A	N/A	N/A
Powered Lift	N/A	N/A	N/A
TSO Appliances	N/A	N/A	√
Replacement Parts for the above TSO articles/appliances	N/A	N/A	√

부록 G : 과제 추진 주요 경과 요약

구분	일정	세부추진내용
정부부처 과제회의 계약관련	'09. 12. 21 '09. 12. 23 '10. 02. 04 '10. 04. 30 '10. 06. 05 '10. 07. 21 '10. 10. 15 '10. 12. 13	● 계약체결 ● 사업착수회의(국토해양부 항공산업과, 건기평, 건국대, KAIST, KARI, 부산대) ● 국토해양부기획연구추진계획검토회의(항공기술과,항공산업과, 건기평, 참여기관) ● 국토해양부- 과제 추진 계획 협의 ● 중간보고서보완작성및제출(5/31) ● 국토해양부- 과제 추진 계획 협의 (사업진행 보고, RFP 이슈분야 선정협의, 국토해양부) ● 국토해양부 - 연구결과최종검토회의(사업진행 보고, RFP 최종이슈분야 선정, 국토해양부) ● 최종보고서보완작성및제출
참여기관 과제회의	'10. 01. 05 '10. 02. 04 '10. 04. 02 '10. 05. 03 '10. 06. 11 '10. 07. 05 '10. 08. 19	● (1차, 건국대): 참여기관 사업착수회의 / 참여기관별 세부업무 분장 및 세부 추진일정 협의 ● (2차, KAIST): 추진계획 검토회의 / 참여기관별 자문위원 활용분야 및 활용계획 수립 ● (3차, 건국대): 사업참여기관 중간 점검회의 ● (4차, KAIST): 사업참여기관 중간 점검회의/ 제1회 Workshop 개최 계획 수립 및 준비 ● (5차, 서울역): 중간보고서 보완 점검/향후일정 ● (6차, KAIST): RFP 제안분야(안) 발표 및 협의 ● (7차, 부산대): RFP도출 분야 확정/향후 일정
전문가 세미나	'10. 02. 23	● Mr. Emesto Voltorta: Civil Helicopter Market & Helicopter Airworthiness Certificate Process
Workshop	'10. 02.24 '10. 06..04 '10. 09.30	● 제1회 헬기 인증인프라 구축 기획 Workshop (건국대) ● 제2회 헬기 인증인프라 구축 기획 Workshop (KAIST) ● 제3회 헬기 인증인프라 구축 기획 Workshop (건국대)