

15CTAP-
C096569-
01000000

장기체공이 가능한 드론시스템 기술개발 최종보고서

2016

국토교통부

국토교통과학기술진흥원

장기체공이 가능한 드론시스템 R&D Report

보안 과제(), 일반 과제() / 공개(), 비공개()
국토교통기술촉진연구사업 최종보고서

장기체공(60분)이 가능한 드론시스템 기술개발 최종보고서

2017. 7. 20.

주관연구기관 / (주)케바드론

참여연구기관 / Flying Production LTD

참여연구기관 / Aerodrome LTD

국 토 교 통 부
국토교통과학기술진흥원

제 출 문

국토교통부장관 귀하

‘장기체공(60분)이 가능한 드론시스템 기술개발’(연구개발 기간 : 2015.04.26. ~ 2016.04.25.)
과제의 최종보고서를 제출합니다.

2017. 7. 20.

주관연구기관명 : 주식회사 케바드론 (대표자) 이 희 우



참여연구기관명 : Flying Production LTD (대표자) Ofir Zikry



참여연구기관명 : Aerodrome LTD (대표자) Roy Degani

Aerodrome Ltd.
515132512

주관연구기관책임자: 이 희 우

참여연구기관책임자: Matan Havi

참여연구기관책임자: Zvika Tesler

국토교통부 소관 연구개발사업 운영규정 제38조에 따라 최종보고서 열람에
동의합니다.

보고서 요약서

과제 고유 번호	15CTAP-C096569-01000000	해당 단계 연구 기간	2016.05. ~ 2017.04.	단계구분	2차년도/ 2차년도
연구사업명	중사업명	국토교통기술촉진연구사업			
	세부사업명	글로벌기술협력분야			
연구과제명	대과제명	장기체공(60분)이 가능한 드론시스템 기술개발			
	세부과제명	-			
연구책임자	이 희 우	해당단계 참여 연구원 수	총 : 12 명 내부: 7 명 외부: 5 명	해당단계 연구개발비	정부: 300,000천원 기업: 174,000천원 정부 외: 0천원 계: 474,000천원
		총 연구기간 참여 연구원 수	총 : 20 명 내부: 12 명 외부: 8 명	총 연구개발비	정부: 539,000천원 기업: 322,000천원 정부 외: 0천원 계: 861,000천원
연구기관명 및 소속 부서명	주식회사 케바드론 / 기업부설연구소			참여기업명 주식회사 케바드론	
국제공동연구	상대국명 이스라엘 이스라엘			상대국 연구기관명 Flying Production LTD Aerodrome LTD	
위탁연구	연구기관명 충남대 종합군수체계연구소			연구책임자 유 길 형	
				보고서 면수	

국문 요약문

연구의 목적 및 내용	◦ 장기체공(60분)이 가능한 드론시스템 개발 및 양산 - 이스라엘의 선진 드론기술을 활용한 글로벌 기술협력 ◦ 소형드론 분야에서 최고의 기술 국가인 이스라엘의 Flying Production사와 기술 제휴하여 장기체공(60분)이 가능한 드론 기술개발을 하는 것이 주요 연구내용임. 현재 세계 최강드론이라는 이스라엘의 Flying Production사 군수용 “다빈치” 드론은 시스템의 최적화를 통한 설계 등으로 비행시간 90분이라는 최장기록을 세우면서 Hi-end 제품으로 세계적인 기술을 보유하고 Hi-cost로 영업망을 확대하고 있음. - 주요 연구개발 내용으로 장기체공(60분)이 가능한 드론기술 개발로 다음과 같음. ① 최적화된 기체설계 및 기체제작 - 국내 기술개발 ② 자동비행 소프트웨어와 지상통제장비 개발 - 국외 기술협력 ③ 운용성 및 편리성을 강조한 체계통합 기술 적용 - 국외 기술협력 ④ 운용요원 교육훈련 및 시험평가 기술 습득 - 국외 기술협력 ⑤ 경제적 운용을 위한 종합군수지원요소 개발 - 국내 기술개발				
연구개발성과	◦ 드론 사업화의 애로사항으로 체공시간의 문제, 안전성 및 신뢰성의 문제, 가격의 문제가 가장 큰 이슈임, 금번 연구개발의 성과는 체공시간의 문제를 최적화 기법을 통하여 60분이상의 비행시간이 가능하였고, 안전성 및 신뢰성의 문제는 세계 최고 기술력을 가진 이스라엘팀과의 기술협력으로 해결되었다고 봄. 가격의 문제는 상용화 부품을 최대한 선택하여 기존 성능대비 1/2가격의 저가로 판매가 가능할 것으로 판단됨. ◦ 현재 1차년도 연구개발중으로 시작품 제작하여 성능 테스트시 운용시간을 만족할 만한 수준의 성과를 이루었음. 최적화 체계통합기술 적용시 60분 비행가능 ◦ 운용성 및 편리성이 강조된 제품으로 소형 드론계 최고의 제품임을 입증 ◦ 2015년 연구진행시 5명의 회사원이 10명으로 확대 채용됨으로 연구원의 집중 현상으로 연구 진행이 가속도가 붙을 것임.				
연구개발성과의 활용계획 (기대효과)	◦ 차별화를 통한 드론의 사업화 애로사항을 해결할 제품 강조, 체공시간 및 가격경쟁력으로 타사 제품보다 비즈모델에 적용 가능성 홍보 및 영업. ◦ IT강국+세계적 Battery 기술을 가진 대한민국의 기술력으로 선진 기술을 조기에 습득하고 드론 개발과 함께 양산하여 국내 드론을 활용한 사업모델(적용분야)에 참여하고 세계적인 기술 제품을 내세워 수출 활성화에 기여 ◦ 중국의 저효율 저비용과 차별화로 드론 기술수준을 한 단계 올리는 효과				
핵심어 (5개 이내)	장기체공	최적화	자동비행장치	지상통제장비	전기추진체계

＜ SUMMARY ＞

Purpose & Contents	◦ New Development & Mass Production of UAS for 60 Minutes endurance – International Co-Development by utilizing Advanced Israel Technology ◦ Major purpose of this project is to develop a UAS for 60 minutes endurance with the assistance of Flying Production LTD., one of top class company on mini-UAV area in Israel. This company has already developed the military Davinci drone system, one of Hi-end, Hi-cost products, holding the 90 minutes eddurance record in the world. – Major topics of this project are as follows; ① Airframe design and production optimization ② Development of AFCC S/W and GCS ③ System integration for easy transportation and maintenance ④ Development of operation and test pilot training system ⑤ Development of ILS				
Results	◦ One of Solutions on drone issues be provided through this project. ① Long endurance issue → extension to 60 minutes ② Safety & Reliability issue → Assistance by Israel high Tech. ③ High price issue → Solution at 1/2 price in the market ◦ Current state of R&D process is on the stage of prototype production. There is No big issue up to now. ◦ KEVA Drone has hired another employees to accelerate this project.				
Expected Contribution	◦ Differentiation of Long endurance and low price from competitors in the market. ◦ Contribution of spin-on/off effects through localization of high IT drone technology. ◦ Differentiation and competition of China drone system.				
Keywords	Long-Duration	Optimization	Flight Control Computer	Ground Control Station	Electric propulsion System

< 목 차 >

제1장. 연구개발과제의 개요	1
1. 연구개발 목적	1
2. 연구개발의 필요성	1
3. 연구개발 범위	1
제2장. 국내외 기술 개발 현황	2
1. 국내 기술 개발 현황	2
2. 해외 기술 개발 현황	2
제3장. 연구 수행 내용 및 성과	3
1. 연구 수행 내용	3
2. 연구 수행 성과	68
제4장. 목표 달성도 및 관련 분야 기여도	69
1. 목표 달성도	69
2. 관련 분야 기여도	71
제5장. 연구개발성과의 활용계획	72
1. 연구개발성과	72
2. 활용계획	73
제6장. 연구 과정에서 수집한 해외 과학기술 정보	74
1. 드론시스템 시장 분석 자료	74
2. 탑재 시스템 관련 자료	80
제7장. 연구개발성과의 보안등급	83
1. 보안등급의 분류	83
2. 결정 사유	83
제8장. 국가과학기술종합정보시스템에 등록한 연구시설·장비 현황	84
제9장. 연구개발과제 수행에 따른 연구실 등의 안전 조치 이행 실적	85
1. 안전 조치 이행 실적	85
제10장. 연구개발과제의 대표적 연구 실적	92
1. 연구개발 관련 지식재산권 확보	92
제11장. 기타 사항	93
1. 연구개발 관련 기술자료 확보	93
제12장. 참고 문헌	94
[첨부]	95

〈표 차례〉

표 1 성능 요구도	3
표 2 멀티콥터 형상 분류	4
표 3 기체 형상 선정	5
표 4 Tri copter types	5
표 5 타사 제품(예시)	6
표 6 유선형 형상 검토	6
표 7 기체 외형 개념 설계(1차)	7
표 8 기체 부분별 재질 선정	9
표 9 플라스틱 성형 방법	10
표 10 기체 중량 추정	11
표 11 MTBF 관리 계획	12
표 12 U7 V2.0 KV280 성능비교표	13
표 13 U7 V2.0 KV490 성능비교표	14
표 14 KDE5215XF-220 성능비교표	14
표 15 KDE5215XF-330 성능비교표	15
표 16 모터, 프로펠러 조합 정리	15
표 17 소모 전력 계산	16
표 18 U7 V2.0 KV280 상세 제원	17
표 19 T-motor 22x6.6CF 상세 제원	18
표 20 Opto type, BEC type 변속기의 장단점	19
표 21 변속기 제품 후보 선정	19
표 22 변속기 제품별 제원	20
표 23 Retractable Landing Gear Specification	22
표 24 FCC 개발용 보드 제원	24
표 25 Puppy1, Puppy2 기체 비교	25
표 26 Puppy2, Puppy3 기체 차이점	26
표 27 모터 마운트 재질 특성	29
표 28 통신모뎀 상세 내용	33
표 29 통신모뎀 상세 제원	33
표 30 영상 인코더 상세 제원	34
표 31 Smart Camera(PX4 autopilot사 PX4FLOW) 상세 내용	35
표 32 PCB 구성	36
표 33 CPU - STM32F4	37
표 34 HMC5883L 상세 내용	38
표 35 MPU-6000 상세 내용	38
표 36 MS5611 상세 내용	39
표 37 배터리 셀 상세 제원	41
표 38 개발 배터리 상세 제원	41
표 39 임무장비 상세 제원(NextVision사 NightHawk)	44
표 40 메인 PC(RUGGON사 Rextorm PM-521) 상세 내용	53
표 41 GDT 구성품	53
표 42 배터리 잔량 표시부품 상세 제원	54

표 43	짐벌시스템 조종 스틱(APEM사 PC2430)	56
표 44	카메라 조종모드 분류	57
표 45	비행모드 분류	58
표 46	비행모드 분류	61
표 47	제품 제원	61
표 48	WBS(Weight Breakdown Structure)	62
표 49	연구기관별 개발 업무 분장	65
표 50	연구 개발 추진 일정	67
표 51	정량적 목표 달성도	69
표 52	정성적 목표 달성도	70
표 53	국내 드론시스템 시장 분석(2015.11.15.)	74
표 54	NextVision사 Nighthawk 제원	80
표 55	UKRSPEC_systems사 USG-251 제원	80
표 56	FOXTECH사 SEEKER-10 제원	81
표 57	Microhard사 Pico DDL 2450	81
표 58	MARIS사 NEPTUNE-MICRO 제원	82
표 59	APEM사 PC2430 제원	82
표 60	연구개발성과 보안등급	83
표 61	Work Breakdown Structure	119

<그림 차례>

그림 1	시스템 미션프로파일	3
그림 2	기체 외형 개념 설계(2차)	7
그림 3	접이식 랜딩기어 개념 설계(Retractable type)	8
그림 4	기체 보관 개념 설계	8
그림 5	기체 외형 사이징(안)	9
그림 6	MTBF 관리 계획	12
그림 7	U7 V2.0	13
그림 8	KDE5215XF	13
그림 9	변속기 연결 개념도	18
그림 10	Tail Motor Arm 조종 개념도	20
그림 11	Tail Motor Arm 액추에이터	21
그림 12	Tail Motor Arm 조종 액추에이터(예시)	21
그림 13	Retractable Landing Gear	22
그림 14	랜딩기어 파이프 제작 도면	23
그림 15	FCC 개발용 보드	23
그림 16	FCC 보드 개발을 위한 시험용 기체(Puppy1)	24
그림 17	Puppy1 실내, 실외 시험	25
그림 18	Puppy1(좌), Puppy2(우) 크기 비교	25
그림 19	Puppy2 비행시험	26
그림 20	Puppy3 기체 설계	27
그림 21	Puppy3 동체 밑판 설계	28

그림 22	Puppy3 모터 마운트 설계	28
그림 23	모터 마운트 응력 해석 결과	29
그림 24	모터 마운트 변형 해석 결과	30
그림 25	Puppy3 제작 사진	31
그림 26	Puppy3 제작 완료(FCC 보드 및 주변 구성품 탑재)	31
그림 27	Puppy3 이착륙 비행(상좌), 순항비행(상우), 연구기관 공동 비행시험(하)	32
그림 28	영상 인코더(Maris사 Neptune-Micro)	34
그림 29	자동비행시스템 Block Diagram	36
그림 30	PCB 연결 구성도	39
그림 31	PCB 개념도	40
그림 32	배터리 셀(Cell) 배치 설계	41
그림 33	배터리 셀 패키지(Cell Package) 제작	42
그림 34	배터리 충/방전 시험 결과 그래프	42
그림 35	PDB 개념도	43
그림 36	임무장비 장착 마운트 설계	44
그림 37	기체 내부 상판(좌), 하판(우) 설계	45
그림 38	기체 내 배터리 장착부분 설계(Battery Bracket)	45
그림 39	배터리 패키지 구조물 설계(Battery Shell)	46
그림 40	Retractable Landing Gear	46
그림 41	Retractable Landing Gear 장착 각도 설계	47
그림 42	랜딩기어 바(Bar) 설계	47
그림 43	접이식 모터 암(Folding Arm) 매커니즘	48
그림 44	Inner pipe(좌), Outer pipe(우) 설계	48
그림 45	Pipe pin 설계	48
그림 46	후방 모터 암 장착부분(좌), 모터 암(우) 설계	49
그림 47	전방 모터 마운트 설계	49
그림 48	후방 모터 마운트 설계	49
그림 49	캐노피 상부(좌), 하부(우) 설계	50
그림 50	배터리 패키지 구조물 덮개 설계	50
그림 51	최종 기체(나르샤) 제작	51
그림 52	최종 기체 평면도(좌), 측면도(우)	51
그림 53	상하단 캐노피 제작 사진	51
그림 54	Battery Shell(좌), Battery Bracket	52
그림 55	기체 전방 모터 마운트(좌), 후방 모터 마운트(우) 제작 사진	52
그림 56	Retractable Landing Gear(좌), Folding Arm System(우)	52
그림 57	기체 내부 기자재 배치도	52
그림 58	GDT 배터리 연결 커넥터	54
그림 59	GDT 상단(외부 연결 커넥터 및 안테나 배치)	55
그림 60	GDT 외형(좌), GDT 내부(중,우)	55
그림 61	GDT 제작 사진	55
그림 62	지상제어 소프트웨어 GUI 구성 개념	57
그림 63	임무설정(자동비행을 위한 비행경로 계획)	59
그림 64	실시간 비행지도 및 비행데이터 출력	59
그림 65	경고문구 출력 및 비행모드 설정	59

그림 66 임무장비 촬영영상 시연	60
그림 67 최종 지상제어 소프트웨어 GUI	60
그림 68 자동이착륙 비행(좌), 직진비행(우)	64
그림 69 배터리 안전 관리 메뉴얼	85
그림 70 작업복 착용 사진	86
그림 71 기술자료 확보 목록	93
그림 72 자동 이륙	95
그림 73 자동 착륙	95
그림 74 비행성능시험 결과(비행경로)	96
그림 75 비행속도 측정 시험 결과	97
그림 76 비행고도 측정 시험 결과	98
그림 77 비행거리시험 결과(비행경로)	99
그림 78 체공시간 측정 시험 결과	100
그림 79 자동비행모드 설정 화면	101
그림 80 Auto Mode에서의 경로점 지정 화면	101
그림 81 촬영영상 출력 화면	102
그림 82 비행금지구역 설정에 따른 경고 알림 문구 출력 화면	102
그림 83 짐벌시스템 동작상태 출력 화면	103
그림 84 카메라 줌기능 동작상태 출력 화면	103
그림 85 Weekly Report 자료(일부)	222

<수식 차례>

수식 1 배터리 필요 용량 계산	40
-------------------------	----

제1장. 연구개발과제의 개요

1. 연구개발 목적

가. 다목적 임무를 수행하기 위한 비행성능(비행시간 60분 이상)을 가지는 최적화된 소형 드론시스템을 개발.

- (1) 현재 대부분의 소형 드론시스템은 10~30분 사이의 비행시간으로 활용 시 애로 발생.
- (2) 본 사업을 통해 개발한 60분 이상 비행 가능한 소형 드론시스템을 국내 시장에 출시.

나. 다목적 임무를 수행하기에 적합한 자동비행장치(FCC) 및 지상제어장비(GCS) 개발.

2. 연구개발의 필요성

가. 현재 활용되고 있는 수직이착륙이 가능한 드론들은 비행시간이 약 30분 내외로 해당 시간 내에 비행 목적을 달성해야 하므로 활용성이 떨어짐. 이에 대한 대책으로 여러 대의 드론을 함께 활용하기도 하지만 효율성과 가격 등의 위험부담으로 드론 활성화에 저해 요인이 되고 있음.

나. 이스라엘의 Flying Production LTD사는 군수용 수직이착륙 드론인 ‘다빈치’를 개발한 경험이 있으며, 해당 드론은 최대 90분의 비행시간을 확보한 고성능의 제품으로 군수용으로 실제 판매 및 활용되고 있음. 장기체공 기술을 기 확보하고 있는 Flying Production LTD사와 협력하여 민수용 수직이착륙 드론을 개발하고 국내 드론시장을 점유하여 Hi-end 제품을 활용한 드론 시장 확대가 필요함.

3. 연구개발 범위

가. 장기체공을 위한 최적 기체 형상 개발.

- (1) 임무장비 탑재 가능한 멀티콥터형 기체 형상 개발.
- (2) 장기체공을 위한 전기추진시스템 최적 설계.

나. 자동비행장치(FCC) 및 지상제어장비(GCS) 개발.

- (1) 개발 기체의 비행 최적화를 위한 자동비행장치(FCC) SW 개발.
- (2) 운용편이성을 고려한 지상제어장비(GCS) 개발.
- (3) 기체와의 통신연결을 위해 부가적으로 필요한 장비 등 통합 제작.

다. 운용지원요소 개발.

- (1) 경제적 운용을 위한 후속지원요소 개발.
- (2) 운용요원 교육 훈련 및 시험평가 수행.

제2장. 국내외 기술 개발 현황

1. 국내 기술 개발 현황

- 가. 국내 무인항공기 산업은 세계 최고의 IT 기술과 함께 적용 분야가 넓어지고 있으며 군사용 무인항공기 분야의 발전에 부응하여 민간 분야로 그 범위가 확대되고 있음.
- 나. 국내 무인항공기 산업은 소수의 기업과 다수의 연구소가 컨소시엄의 형태로 개발하는 경우가 많으며, 대한항공, KAI 등 대기업이 선두기업으로서 군용무인기의 개발하여 납품한 경험이 있음. 중소기업의 경우 유콘시스템, 성우엔지니어링에서 해외 무인항공기를 벤치마킹하여 개발한 사례가 있음.
- 다. 아직도 단순한 Leisure & Hobby용 제품 개발이 대부분이고 중국산의 가격 경쟁력에 밀려 고부가가치 산업임에도 불구하고 기술력 확보에 미진한 단계임.
- 라. 그러나 운용성이 향상된 소형 멀티콥터형 무인항공기의 다양한 소요 확대에 이륙 및 착륙이 용이하고, 장시간 체공이 가능한 소형 멀티콥터 형태로의 개발은 20여 업체에서 활발히 진행 중임.

2. 해외 기술 개발 현황

- 가. 무인기 분야의 선진국으로는 미국, 이스라엘, 중국, 일본 등 자국의 국방분야에 적용을 위하여 개발을 시작했지만 현재는 수요처가 민간 분야로 확장되고 있으며, 미국은 세계에서 가장 많은 예산을 투입하여 가장 다양한 무인기를 개발하고 운용함으로써 무인기 분야에 기술을 선도하고 있음.
- 나. 프랑스, 독일, 영국, 이탈리아 등의 유럽 국가들과 중국, 싱가포르 등의 아시아 여러 국가들도 국가적 지원 하에 자국 수요의 무인기 개발을 우선하면서 세계시장으로의 진출 준비 중임.
- 다. 소형무인기 분야에서 두각을 나타내는 이스라엘은 지리적 여건상 국방분야에 대한 기술개발이 가장 빠른 나라이며 이를 토대로 유럽에 진출하고 있으며, 인도에도 진출 준비 중임.
- 라. 특히, 중국은 최근 들어 전술급 무인항공기로부터 고고도무인기 및 무인전투기, 일반 촬영용 쿼드콥터 드론까지 자체 개발하면서 무인기 수출에 있어서도 영향력을 넓혀가고 있음.
- 마. 전세계에서 개발된 무인기는 1,400여종 30여개국이 관련 기술을 보유하고 있으며 70여개국에서 200여종이 운용됨.

제3장. 연구 수행 내용 및 성과

1. 연구 수행 내용

가. 연구 수행 결과

(1) 설계 요구도 및 목표

(가) 60분 이상의 장기체공이 가능한 드론시스템 개발 목표 달성을 위한 기체 성능 요구도는 아래와 같음.

표 1 성능 요구도

분류	식별부호	항목	요구도
이착륙 기능	A-1	이륙 기능	수동/자동 이륙 기능
	A-2	비행 기능	Hovering 및 직진 기능
	A-3	착륙 기능	수동/자동 착륙 기능
비행성능	A-4	비행속도	최대 비행속도 45km/h 이상 순항 비행속도 0~35km/h
	A-5	비행고도	최대 비행고도 500m 이상 순항 비행고도 10~70m
	A-6	운용반경	반경 5km 이상
	A-7	체공시간	60분 이상

(나) 위의 요구도를 바탕으로 미션프로파일을 작성하여 항공기 기본설계를 위한 임무를 설정함. 임무는 완전 자동화하여 운용자의 수동조종을 요구하지 않으며, 수직이륙 및 목표 지역 임무 수행, 수직착륙 및 임무 종료로 구성됨.

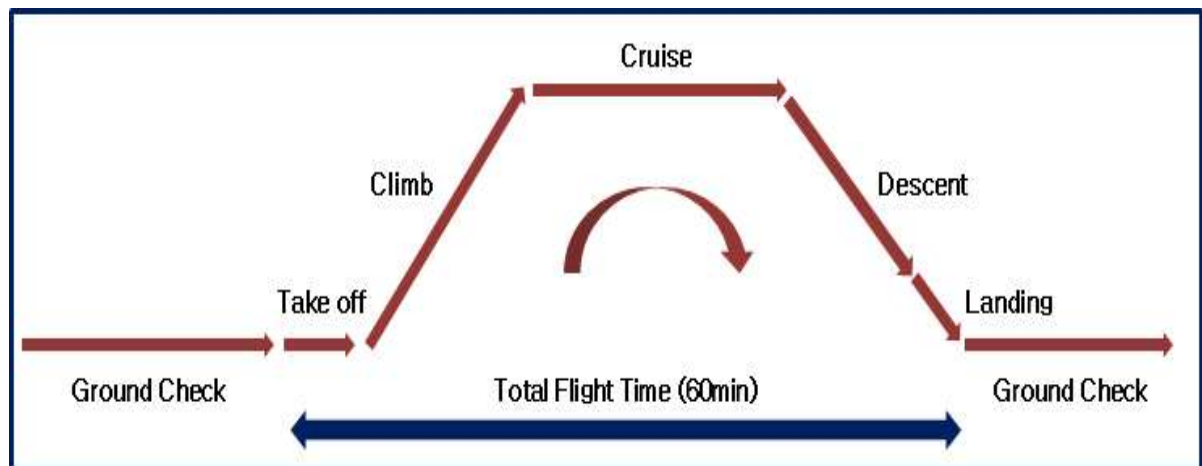
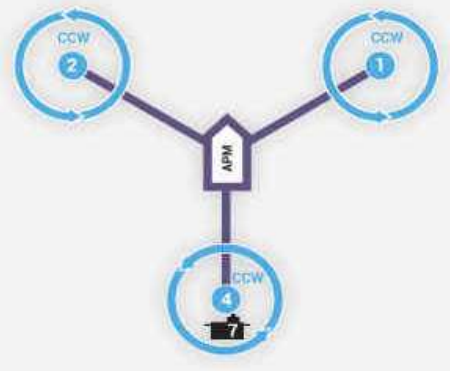
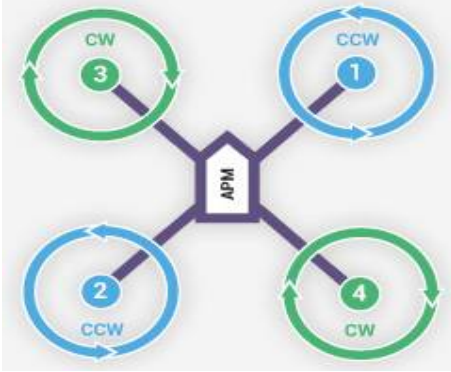
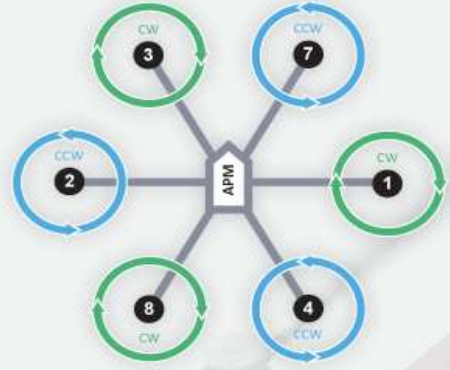
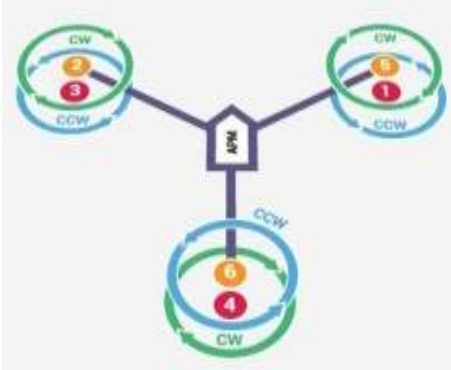
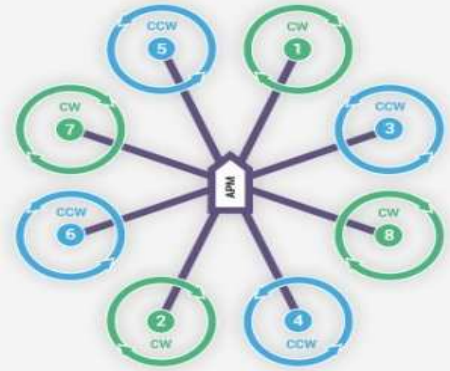
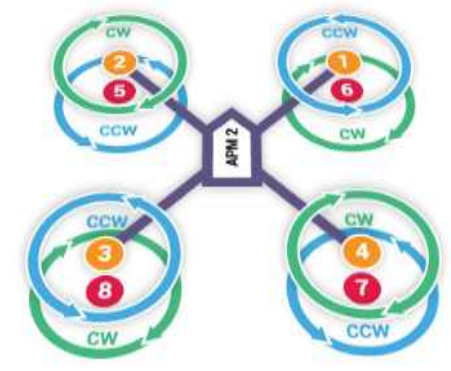


그림 4 시스템 미션프로파일

(2) 기체 형상 개념 설계

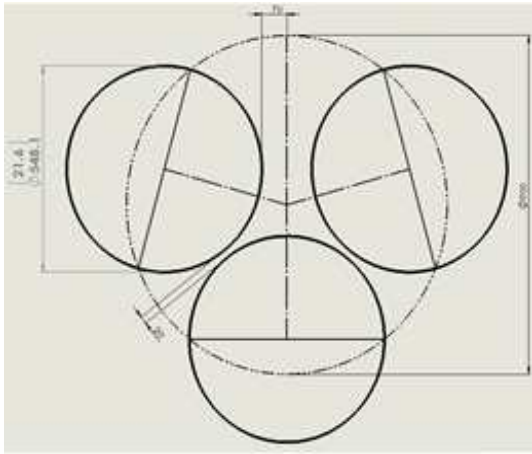
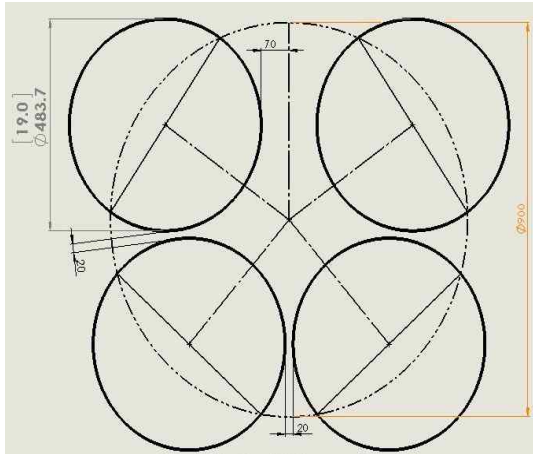
(가) 초기 연구 과제 구상에 따라 기체 형상은 수직이착륙이 가능한 멀티콥터 형상으로 설계함. 멀티콥터 형상은 작동하는 모터의 개수에 따라 크게 6가지 분류로 나눌 수 있음.

표 2 멀티콥터 형상 분류

	
Tri copter	Quad copter
	
Hexa copter	Hexa copter(Y-6 type)
	
Octo copter	Octo copter(Quad type)

(나) 본 과제를 통해 개발하고자 하는 멀티콥터 기체는 소형 무인항공기(총중량 12kg 이하)로 주요 개발목적(60분 이상 비행)을 만족하면서도 제작 용이성, 비용절감 등을 고려함.

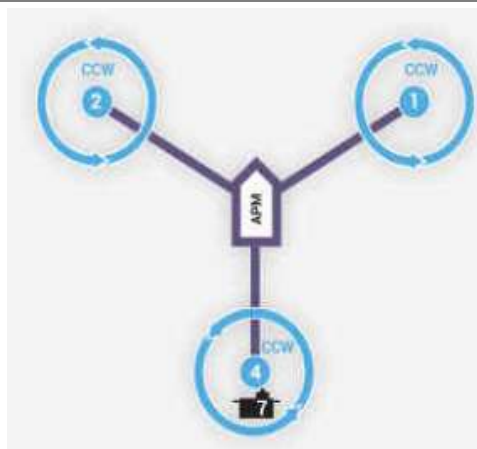
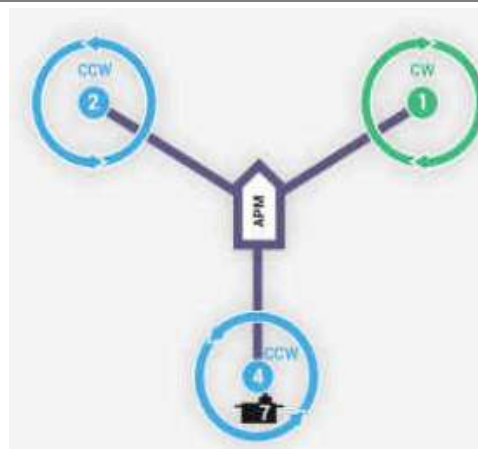
표 3 기체 형상 선정

구분	Tri copter	Quad copter
형상		
장점	- 부품 감소로 인한 중량 절감 - 랜딩기어 감소로 인한 임무장비 시야 방해 감소	- 단일 모터 하중 감소 - 단순한 자세 제어
단점	- 단일 모터 하중 증가 - Yaw축 제어를 위한 후방 모터축 조종 액추에이터 추가 필요	- 부품 증가로 인한 중량 증가 - 랜딩기어 증가로 인한 임무장비 시야 방해 증가

(다) 본 과제를 통해 개발하는 드론시스템의 비행 목적은 임무장비(EO/IR 카메라 등)를 활용한 결과물 획득으로 임무장비의 시야를 방해하는 랜딩기어의 수는 최소화 필요함. 또한, 멀티콥터 형상 기체는 구동 모터의 추력이 기체의 총중량을 버티면서 비행하는 방식으로 기체의 중량 감소는 체공 성능 향상에 큰 영향을 끼침. 이에 따라 Tri copter 형상을 최종 기체 형상으로 선정함.

(라) Tri copter 형상도 각각의 모터 회전 방향에 따라 두 가지 분류로 나뉘는데 그 내용은 아래와 같음.

표 4 Tri copter types

구분	Type 1	Type 2
모터 구동 방식		

- (마) Tri copter 형상은 작동하는 모터의 개수가 3개(홀수)인데 모터의 프로펠러는 회전을 하게 되면 회전 반대 방향으로 토크(torque)가 발생하여 기체를 역회전시키는 현상이 발생하게 됨. 이로 인한 기체 자세 불안정을 해결하기 위해 Tri copter 형상 기체는 후방 모터의 축을 회전하여 자세를 제어함. Type 1은 모든 모터가 같은 방향으로 회전하여 발생하는 토크가 누적되지만 Type 2는 기체 전방 2개 모터가 반대 방향으로 회전하여 서로 발생하는 토크를 상쇄시킴. 이를 통해 Type 2 형상은 기체 후방 모터에서 발생하는 토크를 상쇄시키기 위한 모터 축 제어만이 요구되고 그 수치가 Type 1에 비해 상대적으로 작을 것이기 때문에 기체 전체에서 발생하는 양력이 증가하는 효과를 발생시킴. 이러한 이점을 얻기 위해 Type 2 형상을 최종 형상으로 선정함.
- (바) 고정익 비행체는 동체 및 날개 형상에 따라 발생하는 항력이 큰 저해 요소로 이를 최소화하기 위한 유선형 설계를 고려하는데 멀티콥터 형상 기체는 고정익 비행체에 비해 비행속도가 상대적으로 낮아 이러한 저해 요소 최소화를 크게 고려하지 않는 경우가 많음.

표 5 타사 제품(예시)

	
M사 제품	A사 제품
- 위 2개 제품은 해외에서 개발되어 실제로 판매되고 있는 모델들로 직진비행으로 인한 항력 발생을 최소화하는 유선형 동체 설계가 이루어지지 않음.	

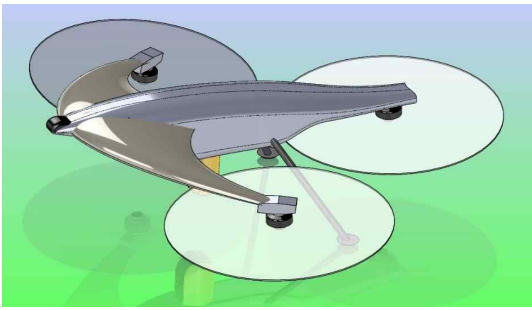
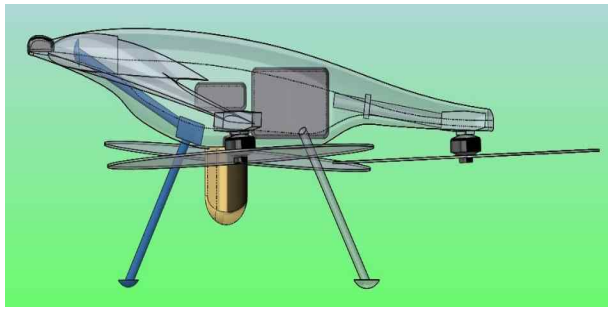
- (사) 직진 비행 시 발생하는 항력을 최소화하여 이를 이기고 전진하기 위한 요구 추력을 감소시키고 배터리 전류 소모를 줄여 체공시간을 향상시킬 수 있음. 주변에서 쉽게 찾아볼 수 있는 유선형 형상을 검토하여 기체 외형 개념 설계를 진행함.

표 6 유선형 형상 검토

	
스키 점프 선수의 하강 자세	새의 외형을 반영한 기체

(아) 위의 유선형 형상 검토 결과는 아래와 같음.

표 7 기체 외형 개념 설계(1차)

	
- 유선형 동체 설계로 직진 비행 시 발생하는 항력 최소화 고려 - 동력 모터는 Pusher type으로 장착하여 유사 시 프로펠러가 탈락하더라도 튕겨나가지 않아 사고 발생 위험 감소 - 랜딩기어는 임무장비의 시야를 최대한 방해하지 않도록 전방 좌우측 2개(각 1개), 후방 1개로 구성	

(자) 위 그림과 같은 기체 외형 설계 초안이 완성되었으나 몇 가지 단점이 있어 외형 설계 개선을 진행함.

- ① 모터에 장착되는 프로펠러가 회전하면서 기체의 랜딩기어와 접촉할 수 있어 프로펠러 크기가 제한됨. 일반적으로 같은 모터를 활용할 때 프로펠러의 길이가 길어질수록 같은 추력 대비 적은 전류를 소모하는데 이는 체공시간에 영향을 끼칠 수 있는 중요한 요소임.
- ② 위와 같은 문제로 프로펠러와의 접촉을 고려하여 랜딩기어를 설계하면 자연스럽게 랜딩기어 간 거리가 짧아지게 되고 지상착륙 시 기체를 지지하는데 불안정한 현상이 발생할 수 있음. 이는 착륙 시 사고 발생과 직결될 수 있어 중요 고려 요소임.
- ③ 위의 문제 해결과 함께 기체의 운용용이성을 함께 고려하여 새로운 기체 외형 설계를 진행함.



그림 5 기체 외형 개념 설계(2차)

(차) 1차 개념 설계(안)에서 예상한 문제점 해결을 위해 모터에 장착하는 프로펠러는 Tracter type으로 변경하여 사용 가능한 프로펠러 크기 범위 증가가 가능했으며, 랜딩기어 간 거리 증가로 지지대의 안정성을 향상시킴.



그림 6 접이식 랜딩기어 개념 설계(Retractable type)

(차) 비행 시 랜딩기어가 임무장비의 시야를 방해하는 문제를 해결하기 위해 접이식 랜딩기어 개념을 적용함. 지상 대기 및 수직이착륙 시 랜딩기어는 내려온 상태이며, 비행 시 접히는 방식임.

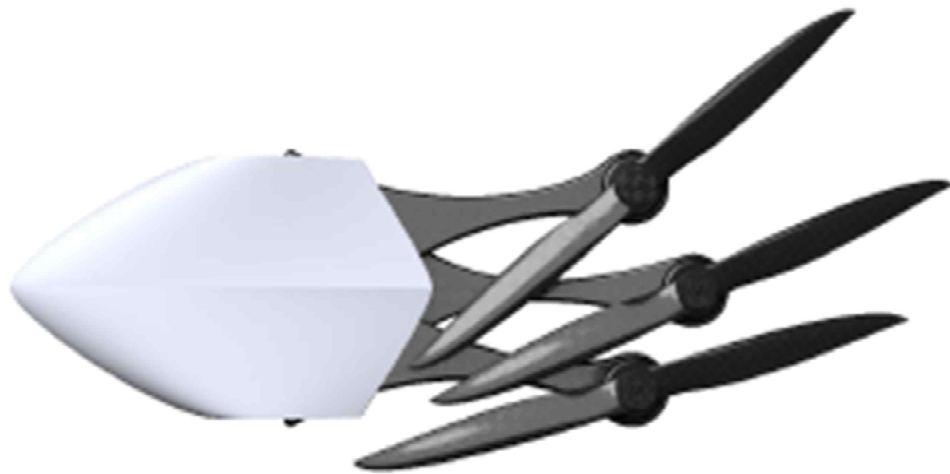


그림 7 기체 보관 개념 설계

(카) 기체의 보관 및 휴대성 향상을 위해 추후 케이스 제작을 진행할 계획인데 케이스 사이징 최적화를 위한 접이식 모터 암(Motor arm) 개념을 적용함.
(타) 초기 기체 형상 선정 단계에서 대략적으로 선정하였던 기체 사이징을 적용하여 최종 기체 개념도를 제작하였음.

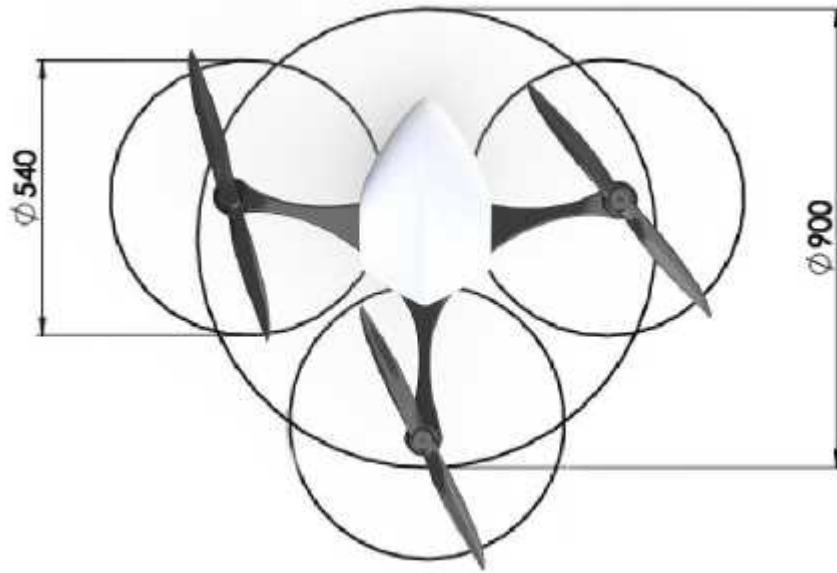


그림 8 기체 외형 사이징(안)

(파) 위 그림은 기체 외형에 대한 개념 설계이며 기체 중량 추정 및 전기추진시스템 확정과 함께 상세 설계를 진행함.

(3) 기체 재질 선정

(가) 기체 형상 개념 설계 결과에 따라 각각의 부분을 구성하는 부품들의 재질 선정이 요구됨. 재질 선정이 고려한 주요 사항은 다음과 같음.

- ① 재질의 중량
- ② 구조적 강도(주요 기자재 탑재 부분 및 모터 장착 부분)
- ③ 제작 용이성 및 비용

(나) 위의 주요 사항들을 고려하여 기체의 각 부분에 적합한 재질을 선정함.

표 8 기체 부분별 재질 선정

		
플라스틱	카본 복합재료	알루미늄
- 사출성형, 진공성형 등을 통해 복잡한 형상 구현이 가능함. - 기체 동체 부분의 유선형 형상 구현에 적합.	- 탄소 섬유를 활용한 복합재료로 구조적 강도가 우수함. - 모터 암(Motor arm) 및 랜딩기어 부분에 활용하기 적합.	- 가볍고 내구성이 큼. - 동체와 모터 암(Motor arm) 간의 연결부분 등을 구성하는 부품에 활용.

(다) 플라스틱을 활용한 동체 형상 구현에는 사출 성형과 진공 성형 방법을 고려하였음.
각각의 성형 방법에 대한 설명은 아래와 같음.

표 9 플라스틱 성형 방법

사출 성형	진공 성형
- 사출 성형기를 활용한 성형 방법으로 성형하고자 하는 형상의 금형에 가열하여 용융한 플라스틱 재질을 주입하는 방식임.	- 성형하고자 하는 형상의 거푸집 위에 플라스틱 시트를 올려 가열하고 진공상태를 만드는 방식임.

- ① 사출 성형 방법은 성형 작업 초기에 금형 제작 등의 이유로 투자비용이 크게 발생하는데 대량 생산 시 적은 비용으로 생산 가능하다는 장점이 있음. 하지만 본 과제 개발 제품인 드론시스템은 산업용으로 활용하고자 하는 제품으로 사출 성형을 활용할 만큼의 대량 생산이 이루어지지 않을 가능성이 큼.
- ② 진공 성형 방법은 사출 성형에 비해 비교적 간단한 형상의 성형이 가능한데 플라스틱 성형을 활용해 제작하려는 부분은 기체의 탑재장비를 보관할 동체 겉면으로 아주 복잡한 형상이라고 하기 어려움. 또한 진공 성형은 사출 성형에 비해 두께가 얇은 제품을 만드는데 적합한데 성형할 대상인 동체 겉면은 중량을 고려하여 최대한 얇은 두께로 제작할 것이므로 이에 적합함.
- ③ 위의 사항들을 고려하여 동체 제작을 위한 플라스틱 성형은 진공 성형 방법을 활용하기로 결정함.

(라) 카본 복합재료를 활용한 모터 암(Motor arm) 및 랜딩기어 제작은 초기 개념 설계에 따라 형상 설계 및 제작 방식으로 하려 하였으나 개발비용 및 추후 생산 시 발생하는 비용이 크게 증가하여 상용으로 판매 중인 카본파이프 제품 중 적합한 것을 선택하여 활용하기로 결정함.

(마) 알루미늄을 활용하여 제작하는 부품들은 상용 제품을 활용하기는 적합하지 않아 별도의 설계를 통해 제작하기로 하였음. 제작은 CNC 가공을 활용하기로 하였는데 소량 제작 시 상대적으로 큰 비용이 발생하지만 제작 수량이 증가할수록(500pcs 이상) 단가가 감소하여 활용하기 적합함.

(4) 기체 중량 추정

- (가) 기체 형상 개념 설계 및 재질 선정을 완료하고 기체 상세 설계를 진행하기 위해서는 전기추진시스템 설계가 완료되어야 함. 전기추진시스템 설계에는 모터, 프로펠러 조합이 포함되며, 이를 위해서는 기체 중량 추정이 요구됨. 기체 외형 사이징(안)과 활용 재질 및 예상 탑재 기자재 중량 등을 통해 개발하고자 하는 기체의 중량을 추정함.

표 10 기체 중량 추정

No.	항목	추정 중량(g)
1	Airframe	1,300
2	Electricity system	2,400
3	Autopilot and communication system	300
4	Payload	500
총 추정 중량		4,500

- ① Airframe: 위의 기체 형상 개념 설계 및 재질 선정 결과를 바탕으로 기체 자체의 중량을 추정함. 동체, 랜딩기어 등의 큰 부품에서부터 볼트, 너트 등의 자잘한 부품까지 모두 포함하기 때문에 정확한 중량 추정을 어려우며, 제작 중량의 목표 설정에 근접함.
- ② Electricity system: 추진력을 발생시키는 모터, 프로펠러, 변속기와 체공시간에 가장 큰 영향을 끼치는 배터리를 포함함. 비슷한 크기의 다른 제품이 활용하는 모터, 프로펠러를 통해 중량 추정을 하였으며, 중요한 요소인 만큼 많은 무게를 차지하는 배터리로 인해 총 2,400g의 중량이 될 것으로 추정함.
- ③ Autopilot and communication system: FCC(Flight Control Computer) 보드와 각종 부속품 및 통신모뎀을 포함함. 각각의 부품들의 중량을 대략적으로 계산하여 총 중량을 추정함.
- ④ Payload: 임무장비로 활용하고자 하는 소형 EO/IR 센서를 탑재할 수 있도록 목표 중량을 설정함.

(5) 시스템 신뢰도 확보 계획

- (가) MTBF(Mean Time Between Failure) 목표 설정

- ① 시스템의 개발이 진행될수록 MTBF가 단계적으로 증가하도록 전체 시스템의 신뢰도 확보를 위한 MTBF 관리 계획을 설정하였음. 전체 시스템 중 부품 수명이 가장 짧은 배터리에서부터 반영구적으로 사용가능한 모터까지 시스템을 개발하면서 신뢰도 시험을 함께 병행하여 MTBF를 지속적으로 관리함.

표 11 MTBF 관리 계획

Version	MTBF	(Y) NO. of BD	(x) Time	Cost per hr.
	33.3333	3	100	600
	33.3333	6	200	600
VER. 1.2	42.8571	7	300	466.7
	44.4444	9	400	450
	55.5556	9	500	360
	60.000	10	600	333.3
	63.6364	11	700	314.3
	66.6667	12	800	300
	69.2308	13	900	288.9
	71.4286	14	1000	280
VER.1.3	83.3333	18	1500	240
	105.263	19	2000	190
	113.636	22	2500	176
	125.000	24	3000	160
	140.000	25	3500	142.9
	148.148	27	4000	135
	155.172	29	4500	128.9
	161.29	31	5000	124
	166.667	33	5500	120

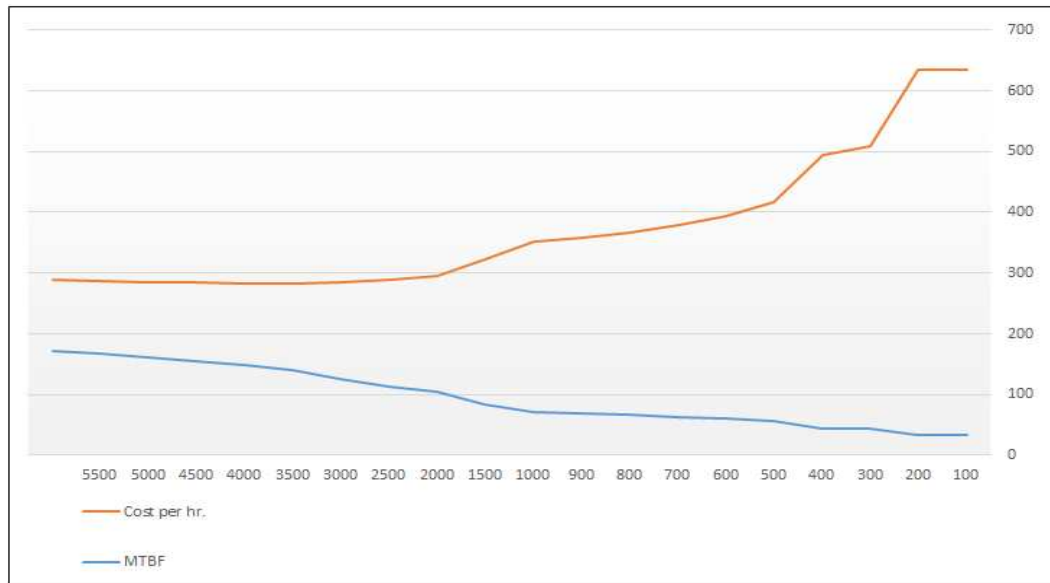


그림 9 MTBF 관리 계획

(6) 전기추진시스템 설계(1)

(가) 모터, 프로펠러 조합 선정

- ① 기체 중량 추정 내용(총 중량 4.5kg)을 바탕으로 Tri copter 형상의 드론시스템이 원활한 이착륙 및 직진비행 성능을 발휘할 수 있도록 전기추진시스템 설계를 진행함. 일반적으로 멀티콥터 형상의 드론시스템이 최적의 효율성과 제공시간을 확보하려면 모터가 50%의 출력으로 작동할 때 기체의 중량을 지탱하고 호버링(Hovering)할 수 있어야 함. 총 중량이 4.5kg이고 Tri copter 형상으로 인해 추력을 발생시키는 모터가 3개이므로 모터 1개 당 50%의 출력에서 발생시켜야 하는 추력은 1.5kg임. 이에 적합한 성능의 모터 후보를 선정하였으며 해당 제품은 다음과 같음.



그림 10 U7 V2.0

Model	U7 V2.0
Manufacturer	T-motor
Dimension	Φ60.7 x 39.5mm
Weight	255g



그림 11 KDE5215XF

Model	KDE5215XF
Manufacturer	KDE Direct
Dimension	Φ60 x 41mm
Weight	305g

- ② 위의 2개 모터는 각각 T-motor사와 KDE Direct사의 제품임. 두 제조사의 제품들은 고급 성능의 모터로 이미 널리 알려져 있으며, 각각의 제품에 대한 성능비교표를 공개하고 있어 제품 선택이 편리함. 위 모터들에 대해 각각의 제조사가 제시한 성능은 아래와 같음.

표 12 U7 V2.0 KV280 성능비교표

Item No.	Volts (V)	Prop	Throttle	Amps (A)	Watts (W)	Thrust (G)	RPM	Efficiency (G/W)	Torque (N*m)	Operating temperature (°C)	
U7KV280 V2.0	24 (6S)	T-MOTOR 18*6.1CF	50%	3.5	84	980	3133	11.67	0.221	56.6℃	
			55%	4.6	110	1191	3432	10.79	0.266		
			60%	5.8	139	1405	3707	10.09	0.312		
			65%	7.3	175	1662	4017	9.49	0.365		
			75%	10.3	247	2108	4538	8.53	0.459		
			85%	14.2	341	2634	5051	7.73	0.57		
		100%	20.5	492	3303	5680	6.71	0.715	78℃		
		T-MOTOR 20*6CF	50%	4.8	115	1267	2992	11.00		0.309	
			55%	6.3	151	1549	3271	10.24		0.37	
			60%	8.4	202	1907	3620	9.46		0.454	
			65%	10.05	241	2124	3843	8.81		0.513	
			75%	14.24	342	2717	4309	7.95		0.639	
			85%	19.4	466	3281	4779	7.05		0.785	
		100%	27.4	658	4078	5263	6.20	0.973		HOT	
		T-MOTOR 22*6.6CF	50%	6.2	149	1565	2856	10.52			0.408
			55%	8.5	204	1956	3154	9.59			0.519
			60%	10.6	254	2264	3391	8.90	0.588		
			65%	13.2	317	2615	3638	8.25	0.676		
			75%	18.6	446	3281	4052	7.35	0.835		
			85%	25.7	617	3926	4417	6.37	1.007		
		100%	35.1	842	4640	4809	5.51	1.209			
Notes: The test condition of temperature is motor surface temperature in 100% throttle while the motor run 10 min.											

표 13 U7 V2.0 KV490 성능비교표

Item No.	Volts (V)	Prop	Throttle	Amps (A)	Watts (W)	Thrust (G)	RPM	Efficiency (G/W)	Operating temperature(°C)
U7KV490 V2.0	22.2 (6S)	T-MOTOR 15*5CF	50%	9.3	206.46	1600	5300	7.75	46
			65%	18	399.60	2400	6600	6.01	
			75%	25.6	568.32	3060	7500	5.38	
			85%	33.3	739.26	3680	8100	4.98	
			100%	39.8	883.56	4100	8500	4.64	
		T-MOTOR 16*5.4CF	50%	10.3	228.66	1800	5100	7.87	48
			65%	19.5	432.90	2600	6200	6.01	
			75%	26.6	590.52	3220	6840	5.45	
			85%	35.2	781.44	3860	7420	4.94	
	14.8 (4S)	T-MOTOR 17*5.8CF	100%	48.1	1067.82	4620	8000	4.33	44
			50%	7.1	105.08	1100	3500	10.47	
			65%	12.9	190.92	1720	4300	9.01	
			75%	18.5	273.80	2190	4900	8.00	
		T-MOTOR 18*6.1CF	85%	24.7	365.56	2600	5300	7.11	45
			100%	30.3	448.44	3000	5640	6.69	
			50%	8.4	124.32	1280	3420	10.30	
			65%	15.6	230.88	2020	4200	8.75	
			75%	21.8	322.64	2500	4650	7.75	
			85%	29	429.20	2900	5100	6.76	
			100%	34.6	512.08	3240	5370	6.33	

Notes: The test condition of temperature is motor surface temperature in 100% throttle while the motor run 10 min.

표 14 KDE5215XF-220 성능비교표

VOLTAGE [V]	PROPELLER SIZE	THROTTLE RANGE	AMPERAGE [A] (LOWER IS BETTER)	POWER INPUT		THRUST OUTPUT			RPM [rev/min] (HIGHER IS BETTER)	EFFICIENCY	
				[W]	[hp]	[g]	[N]	[lb]		[g/W]	[lb/hp]
22.2V (6S) 25.2V MAX	18.5" x 6.3 KDE-CF185-DP DUAL-BLADE	25.0%	0.7	15	0.02	230	2.26	0.51	1440	15.33	25.21
		37.5%	1.3	28	0.04	450	4.41	0.99	2040	16.07	26.42
		50.0%	2.2	48	0.06	710	6.96	1.57	2560	14.79	24.32
		62.5%	3.6	79	0.11	1050	10.30	2.31	3120	13.29	21.85
		75.0%	5.4	119	0.16	1430	14.02	3.15	3600	12.02	19.76
		87.5%	8.0	177	0.24	1920	18.83	4.23	4260	10.85	17.83
		100.0%	10.4	230	0.31	2420	23.73	5.34	4620	10.52	17.30
	18.5" x 6.3 KDE-CF185-TP TRIPLE-BLADE	25.0%	0.7	15	0.02	280	2.75	0.62	1440	18.67	30.69
		37.5%	1.6	35	0.05	560	5.49	1.23	1960	16.00	26.30
		50.0%	2.8	62	0.08	880	8.63	1.94	2520	14.19	23.33
		62.5%	4.6	102	0.14	1300	12.75	2.87	3040	12.75	20.95
		75.0%	6.9	153	0.21	1760	17.26	3.88	3560	11.50	18.91
		87.5%	10.0	222	0.30	2330	22.85	5.14	4020	10.50	17.25
		100.0%	13.7	304	0.41	2930	28.73	6.46	4420	9.64	15.85
	21.5" x 7.3 KDE-CF215-DP DUAL-BLADE	25.0%	0.9	19	0.03	420	4.12	0.93	1380	22.11	36.34
		37.5%	2.0	44	0.06	770	7.55	1.70	1920	17.50	28.77
		50.0%	3.8	84	0.11	1250	12.26	2.76	2460	14.88	24.46
		62.5%	6.5	144	0.19	1840	18.04	4.06	2940	12.78	21.01
		75.0%	9.7	215	0.29	2430	23.83	5.36	3360	11.30	18.58
		87.5%	13.9	308	0.41	3100	30.40	6.83	3780	10.06	16.55
		100.0%	18.7	415	0.56	4000	39.23	8.82	4260	9.64	15.85
	21.5" x 7.3 KDE-CF215-TP TRIPLE-BLADE	25.0%	1.1	24	0.03	490	4.81	1.08	1360	20.42	33.56
		37.5%	2.6	57	0.08	930	9.12	2.05	1840	16.32	26.82
		50.0%	4.9	108	0.14	1520	14.91	3.35	2320	14.07	23.14
		62.5%	8.3	184	0.25	2200	21.57	4.85	2800	11.96	19.66
		75.0%	12.6	279	0.37	2910	28.54	6.42	3200	10.43	17.15
		87.5%	18.0	399	0.54	3680	36.09	8.11	3640	9.22	15.16
		100.0%	23.8	528	0.71	4650	45.60	10.25	4840	8.81	14.48

표 15 KDE5215XF-330 성능비교표

VOLTAGE [V]	PROPELLER SIZE	THROTTLE RANGE	AMPERAGE	POWER INPUT		THRUST OUTPUT			RPM [rev/min]	EFFICIENCY	
			[A] (LOWER IS BETTER)	[W] (LOWER IS BETTER)	[hp] (LOWER IS BETTER)	[g] (HIGHER IS BETTER)	[N] (HIGHER IS BETTER)	[lb] (HIGHER IS BETTER)		[g/W] (HIGHER IS BETTER)	[lb/hp] (HIGHER IS BETTER)
14.8V (4S) 16.8V MAX	18.5" x 6.3 KDE-CF185-DP DUAL-BLADE	25.0%	1.1	16	0.02	250	2.45	0.55	1560	15.63	25.69
		37.5%	2.3	34	0.05	530	5.20	1.17	2160	15.59	25.63
		50.0%	4.1	60	0.08	840	8.24	1.85	2760	14.00	23.02
		62.5%	6.7	99	0.13	1220	11.96	2.69	3360	12.32	20.26
		75.0%	10.3	152	0.20	1670	16.38	3.68	3960	10.99	18.06
		87.5%	14.7	217	0.29	2190	21.48	4.83	4560	10.09	16.59
		100.0%	20.3	300	0.40	2850	27.95	6.28	5840	9.50	15.62
	18.5" x 6.3 KDE-CF185-TP TRIPLE-BLADE	25.0%	1.3	19	0.03	340	3.33	0.75	1560	17.89	29.42
		37.5%	2.8	41	0.05	640	6.28	1.41	2160	15.61	25.66
		50.0%	5.2	76	0.10	1020	10.00	2.25	2760	13.42	22.06
		62.5%	8.4	124	0.17	1470	14.42	3.24	3260	11.85	19.49
		75.0%	13.0	192	0.26	2010	19.71	4.43	3800	10.47	17.21
		87.5%	19.1	282	0.38	2610	25.60	5.75	4320	9.26	15.22
		100.0%	26.4	390	0.52	3370	33.05	7.43	4880	8.64	14.21
	21.5" x 7.3 KDE-CF215-DP DUAL-BLADE	25.0%	1.6	23	0.03	460	4.51	1.01	1580	20.00	32.88
		37.5%	3.5	51	0.07	860	8.43	1.90	1840	16.86	27.72
		50.0%	6.9	102	0.14	1400	13.73	3.09	2560	13.73	22.56
		62.5%	11.8	174	0.23	2040	20.01	4.50	3120	11.72	19.27
		75.0%	18.2	269	0.36	2730	26.77	6.02	3540	10.15	16.68
		87.5%	27.7	409	0.55	3600	35.30	7.94	4140	8.80	14.47
		100.0%	36.4	538	0.72	4490	44.03	9.90	4560	8.35	13.72
	21.5" x 7.3 KDE-CF215-TP TRIPLE-BLADE	25.0%	2.0	29	0.04	570	5.59	1.26	1440	19.66	32.31
		37.5%	4.5	66	0.09	1050	10.30	2.31	1820	15.91	26.15
		50.0%	9.0	133	0.18	1680	16.48	3.70	2480	12.63	20.77
		62.5%	15.0	222	0.30	2400	23.54	5.29	2920	10.81	17.77
		75.0%	23.2	343	0.46	3160	30.99	6.97	3400	9.21	15.15
		87.5%	33.7	498	0.67	4020	39.42	8.86	3880	8.07	13.27
		100.0%	45.4	671	0.90	5040	49.43	11.11	4260	7.51	12.35

- ③ 각각의 제품들에 대한 성능비교표에서 초기에 모터의 목표 성능으로 결정한 50% 출력에서의 1.5kg 추력 발생에 해당되는 사용전압 및 프로펠러 조합을 정리하였음.

표 16 모터, 프로펠러 조합 정리

No.	Model	Voltage	Propeller	Throttle (%)	Current (A)	Thrust (g)
1	U7 V2.0 KV280	Lipo 6S	T-motor 22x6.6CF	50	6.2	1,565
				100	35.1	4,640
2	U7 V2.0 KV490	Lipo 6S	T-motor 15x5CF	50	9.3	1,600
				100	39.8	4,100
3	KDE5215 XF-220	Lipo 6S	21.5x7.3 KDE-CF215-TP	50	4.9	1,520
				100	23.8	4,650
4	KDE5215 XF-330	Lipo 4S	21.5x7.3 KDE-CF215-TP	50	9.0	1,680
				100	45.4	5,040

- ④ U7 V2.0과 KDE5215XF는 KV(RPM/V) 성능에 따라 여러 모델로 나뉘는데 각각의 모델에서도 가장 적합한 사용전압과 프로펠러 조합을 선정하였음. 각각의 결과 데이터는 순수 제조사 측에서 제시하는 것이므로 100% 신뢰할 수 있는 수치는 아니지만 대략적인 수치를 파악할 수 있는 수준이라고 가정하고 조합 선정을 진행함.

⑤ 위 표의 4개 조합 중 2번 조합은 50%, 100% 출력에서의 전류 소모가 가장 크면서도 발생시키는 추력은 가장 작기 때문에 전기추진시스템 조합 후보군에서 1차 제외하였음.

⑥ 3번, 4번 조합은 같은 제조사의 같은 모터 모델군 제품으로 1번 조합과 비교하기 전 우선 비교하였음. 3번, 4번 조합 모두 50% 출력에서 1.5kg의 추력 발생이 가능하지만 두 조합 중에서도 더 높은 효율이 발생하는 조합을 선정하려면 두 조합의 소모 전력을 비교해야함. 결과 데이터 상 사용전압과 소모전류를 통해 소모 전력을 계산하였으며, 내용은 아래와 같음.

표 17 소모 전력 계산

구분	사용 전압	50% 출력		100% 출력	
		소모 전류(A)	소모 전력(W)	소모 전류(A)	소모 전력(W)
3번 조합	Lipo 6S	4.9	108.8	23.8	528.4
4번 조합	Lipo 4S	9.0	199.8	45.4	1,007.9

⑦ 같은 추력이 발생한다는 가정 하에 소모 전력이 적을수록 배터리 소모가 적어 더 많은 체공시간을 확보할 수 있음. 3번, 4번 조합을 서로 비교하면 발생하는 추력의 차이는 4번 조합이 약 10% 더 발생하는데 소모하는 전력의 차이는 80~90%에 다다르기 때문에 상대적으로 매우 비효율적인 현상이 발생함. 이를 통해 4번 조합은 전기추진시스템 조합 후보군에서 제외하였음.

⑧ 1번 조합과 3번 조합은 서로 다른 제조사에서 제시한 실험 결과 데이터이기 때문에 수치를 직접 비교하는 것은 타당하지 않은 것으로 판단하였음. 또한, 수치적으로 비교하여도 매우 큰 차이가 발생하지는 않음. 따라서 실험 결과 데이터 외에 아래 내용 비교를 통해 최종 모터, 프로펠러 조합을 선정함.

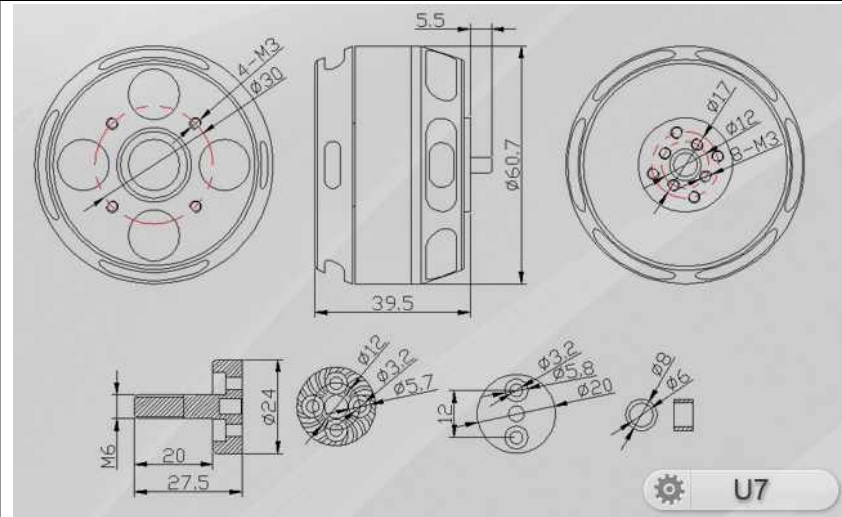
㉓ 멀티콥터 형상 기체에 장착되는 모터의 무게가 증가하면 증가한만큼의 추력을 추가로 발생시켜야 고도 유지 및 비행이 가능함.(KDE5215XF는 U7 V2.0에 비해 모터 자체 중량이 50g 가량 더 무거운데 이럴 경우 50% 출력에서의 호버링 비행에서 각 모터 당 50g 추력을 추가 발생시켜야 함.)

㉔ 일반적으로 모터와 프로펠러의 조합에서 입력 전압이 같다면 프로펠러의 길이가 길고 피치가 작을 경우 더 적은 전류를 소모함.(U7 V2.0에 장착되는 T-motor 22x6.6CF는 KDE5215XF에 장착되는 21.5x7.3 KDE-CF215-TP보다 프로펠러의 길이가 0.5inch 길고 피치가 0.7inch 작음. 또한, KDE5215XF의 프로펠러는 3엽 프로펠러인데 일반적으로 같은 모터를 사용할 때 2엽 프로펠러에서 3엽 프로펠러로 교체하게 되면 1inch 이상 길이가 작은 제품을 사용해야 함.)

㉕ 위의 비교를 통해 1번 조합(U7 V2.0 KV280 모터 / T-motor 22x6.6CF 프로펠러)을 전기추진시스템 조합으로 선정하였음.

- ⑨ 지금까지의 비교 분석은 모두 제조사에서 추천한 프로펠러를 활용한 경우를 가정한 것으로 프로펠러를 다른 제품으로 변경하는 사항에 대해 연구하였으며 해당 내용은 다음과 같음.
- ㉔ 일반적으로 길이가 길고 회전속도가 느린 프로펠러가 효율성이 더 증가함. 하지만 프로펠러의 길이를 무한정 증가시켜 회전속도를 과도하게 감소시키면 모터의 용량을 초과하여 과열 등의 문제가 발생할 수 있으며, 회전 시 진동 발생이 증가하는 단점이 있음. 이에 따라 각각의 모터에는 대부분 적정 프로펠러 크기가 결정되어 있음. U7 V2.0 KV280의 경우 적정 프로펠러 크기는 18~22inch로 제시되어 있음.
- ㉕ 프로펠러 설계의 경우, 프로펠러의 길이가 길어지고 회전 속도가 느릴수록 프로펠러 중심부는 넓고 가장자리는 얇은 형태가 적합함. 일반적으로 14inch 이하의 프로펠러는 플라스틱이나 탄소섬유 등 재질에 크게 상관없는 일반적인 설계로 무방하나 그 이상 크기의 프로펠러는 탄소섬유를 활용한 Cupped Blade형 설계가 요구됨.
- ㉖ 선정된 프로펠러 모델인 T-motor 22x6.6CF는 U7 V2.0 KV280의 적정 프로펠러 크기 범위에서 이미 가장 큰 크기이며, 크기에 맞게 탄소섬유를 활용한 Cupped Blade형태로 제작됨. 타 제조사의 제품들을 활용할 수는 있으나 큰 이점을 확보할 수 있을 것으로 기대되지 않아 추천 프로펠러를 활용하는 것으로 확정하였음.
- ⑩ 최종적으로 확정된 모터, 프로펠러 제품의 상세 제원은 다음과 같음.

표 18 U7 V2.0 KV280 상세 제원



KV (RPM/V)	280
Shaft Diameter (mm)	6
Motor Dimension (Dia.xLen) (mm)	Φ60.7 x 39.5
Weight (g)	255
Idle current @10V (A)	0.5
No. of Cells (Lipo)	3~8S
Max Continuous current (A)	35
Max Continuous Power (W)	800
Internal resistance (mΩ)	71

표 19 T-motor 22x6.6CF 상세 제원

	
Diameter/Pitch(mm)	558.8 x 167.6
Weight(g)	56
Material	CF+Epoxy
Surface Treatment	Polished
Propeller type	2blades-integrated
Working Temperature(°C)	-40 ~ 65
Storage Temperature(°C)	-10 ~ 50
Storage Humidity(%)	< 85
Optimum RPM	2,800 ~ 4,800
Thrust Limitation(kg)	11.5

(나) 변속기 선정

- ① 모터를 작동시키기 위해서는 모터에 전원을 공급하고 작동 신호를 전송해주는 변속기(Electronic Speed Controller)가 필요함. 변속기는 Opto type과 BEC type의 두 가지로 분류할 수 있는데 이러한 분류 기준은 변속기 내 전압조절장치의 보유 유무임. Opto type은 전압조절장치가 따로 포함되지 않아 변속기의 신호선으로 전원이 공급되지 않으며, BEC type은 신호선으로 전원이 공급되는 차이가 발생함. 변속기 관련 연결 개념도는 다음과 같음.

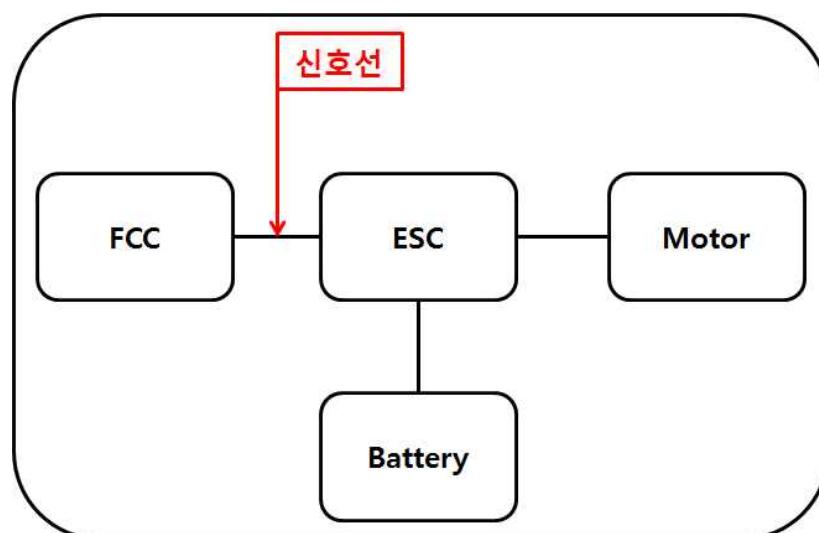


그림 12 변속기 연결 개념도

② Opto type과 BEC type은 각각 장단점을 가지며 내용은 다음과 같음.

표 20 Opto type, BEC type 변속기의 장단점

	Opto type	BEC type
장점	- 변속기 내 전압조절장치가 없어 제품 가격이 저렴함.(약 20%) - 과열 등의 문제로 변속기가 파손되어도 FCC에 영향을 주지 않아 추가 피해를 입지 않음.	- 신호선을 통해 FCC에 전원을 공급할 때 별도의 부품이 필요하지 않음.
단점	- 신호선을 통해 FCC에 전원을 공급해야할 경우 별도의 BEC가 필요함.	- 변속기 내 전압조절장치에서 전압을 떨어뜨리는 과정에서 열이 발생함.(과열 우려) - 전압조절장치를 포함하기 때문에 제품 가격이 상승함.

- ③ 개발하는 드론시스템은 변속기를 통해 FCC에 전원을 공급하지 않고 별도의 PCB를 제작하여 Regulator를 포함하도록 할 것이며, 불필요한 전류 소모를 최소화하고 과열을 방지하여 안정성 확보 및 최적화를 할 수 있도록 하고 향후 제품 생산 시 구입 단가 절감 등을 고려하여 Opto type 변속기를 활용하는 것으로 선정하였음.
- ④ 변속기 선정 시 주요 고려 사항은 사용 전압과 허용 전류, 중량 등이 있음. 사용 전압과 허용 전류가 적절하지 않으면 변속기 과열로 인한 고장으로 비행체 추락 사고로 직결될 수 있으며, 이러한 문제를 방지하기 위해 너무 고성능의 변속기를 활용하면 과한 중량으로 제품 제공시간에 악영향을 끼칠 수 있음. 따라서 위에서 확정한 모터, 프로펠러 조합을 활용하기에 적당한 수준의 사용 전압과 허용 전류를 가지면서 최대한 가벼운 제품이 요구되며, 이를 위해 후보 제품을 선정하고 비교연구를 수행함.

표 21 변속기 제품 후보 선정

	
T-motor AIR 40A	PHOENIX EDGE HV 40

표 22 변속기 제품별 제원

Model	Max Con. Current	BEC	LiPo	Weight	Size (LxWxH)
T-motor AIR 40A	40A	No	2~6S	26g	68x25x8.7mm
PHOENIX EDGE HV 40	40A	No	3~12S	67.2g	46.3x43.4x21.4mm

- ⑤ 확정된 모터의 제조사인 T-motor사와 고성능 변속기 제조사로 유명한 Castle Creation사의 제품 중 후보를 선정하였음. 선정 기준은 Opto type 변속기 중 모터의 사용전압인 Lipo 6S를 지원하면서 모터 최대 소모전류인 35A를 허용 가능한지 여부임. 위 두 개 모터는 모두 조건을 만족하여 실제 지상추력시험을 통해 제품 확정을 진행하였음.
- ⑥ 각각의 변속기는 제원에 표기되어 있는 내용으로 모두 35A 이상의 허용전류를 가지고 있어 활용에 문제가 없을 것으로 예상되었으나 실제 시험 결과 T-motor AIR 40A는 제품이 과열되는 현상이 발생함. 지상추력시험인 점을 감안하여 공랭식 냉각이 잘 이루어지지 않는 않았으나 제품 과열은 중요한 문제점으로 후보에서 제외하였음. 최종적으로 변속기는 PHOENIX EDGE HV 40으로 확정함.

(7) 조종시스템 선정

(가) Tail Motor Arm 조종시스템

- ① 초기 기체 개념 설계에 따라 기체 자세 제어를 위한 Tail Motor Arm 조종시스템 HW 구성 연구를 진행하였음.

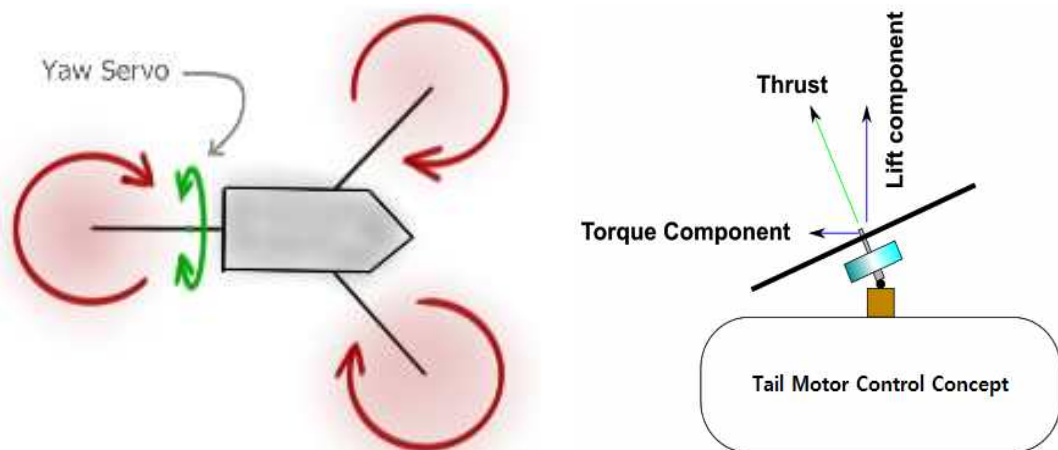


그림 13 Tail Motor Arm 조종 개념도

- ② Tri copter 형상 기체는 홀수로 이루어진 모터로 인해 모터의 프로펠러에서 발생하는 토크(Torque)를 상쇄시키기 위한 추가적인 조종시스템이 요구됨. 위 그림의 좌측 개념도와 같이 Tail Motor Arm에 추가적인 조종 장치가 장착되어 Yaw축 조종을 지원함.

- ③ 위 그림의 우측 개념도와 같이 기체에 발생하는 토크(Torque)의 증감에 따라 Tail Motor의 추력(Thrust) 발생각도를 변화시켜 Torque Component를 통해 이를 상쇄시키고 Tail Motor의 추력(Thrust) 증감으로 Lift Component를 유지하여 Pitch 축 안정성을 확보하는 방식임. 제어에 사용된 액추에이터는 아래와 같음.



Model	Airtronics 94809 Micro Digital servo
Torque(kg · cm)	2.5 @4.8V 2.8 @6.0V
Speed/60 degrees(sec)	0.12 @4.8V 0.10 @6.0V
Dimension(mm)	23.5 x 11.5 x 21
Weight(g)	10.8

그림 14 Tail Motor Arm 액추에이터



그림 15 Tail Motor Arm 조종 액추에이터(예시)

- ④ Tail Motor Arm 제어 액추에이터는 서보모터(Servo motor)를 활용하기로 하였음. 서보모터의 구동방식은 서보모터에 들어오는 PWM 신호의 변화에 따라 서보 암(Servo Arm)이 작동하고 이에 연결된 대상을 움직이게 하는 방식임. 서보모터는 PWM 신호를 받아 작동하는 방식에 따라 Analog Servo type, Digital Servo type의 두 가지로 나뉘는데 Digital Servo type이 Analog Servo type에 비해 외부 하중에 더 빠르게 대응할 수 있고 서보 암의 토크가 강한 편으로 모터가 작동하고 있는 Tail Motor Arm의 축을 제어하는데 더 효과적이라고 판단되어 Digital Servo type 중 제품을 선정하였음.

- ⑤ 서보모터는 일반적으로 크기가 커질수록 더 큰 토크(Torque)를 가지므로 보다 안정적인 조종이 가능하지만 과도한 토크의 서보모터는 불필요한 중량 추가를 가져올 수 있음. 기체 형상 개념 설계를 토대로 Micro Servo급의 제품이면 충분히 Tail Motor Arm 축을 안정적으로 조종할 수 있을 것으로 판단되어 위 제품을 최종 선정하였음.

(나) Retractable Landing Gear 조종시스템

- ① 랜딩기어(Landing Gear)는 기체가 지상에서 서 있을 수 있도록 지탱하는 역할을 하는 장치임. 랜딩기어는 지상 정비 시 또는 이착륙 시에만 필요한 장치로 임무 수행 중에는 촬영장비의 시야를 가리는 장애물 역할을 하게 됨. 이러한 문제를 해결하기 위해 비행 시 랜딩기어가 접혀서 촬영장비의 시야 내에 들어오지 않도록 시스템을 구축하였음. 접이식 랜딩기어를 위해 아래 그림의 제품을 활용하였음.

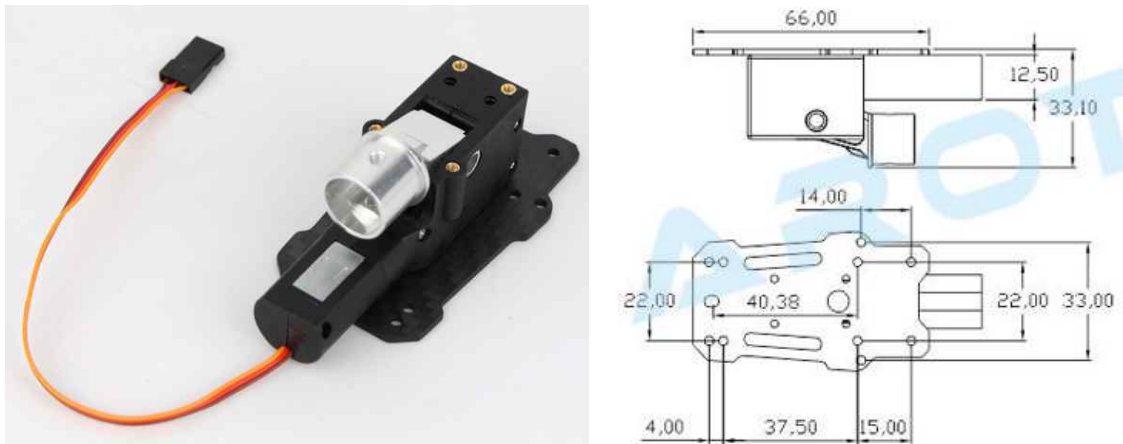


그림 16 Retractable Landing Gear

- ② 사용하는 제품의 상세한 제원은 다음과 같음.

표 23 Retractable Landing Gear Specification

Model No.	TL65B43
Φ16mm Carbon Metal Fittings	40 x 17 x 27mm, 10.8g
Small Electric Retractable Landing Device	66 x 22 x 24mm, 22g
Carbon Positioning Pieces	66 x 39 x 1.7mm, 6.3g
Round Head Allen Screws	M3 x 6mm
6mm Flat Head Hex Screws	M2 x 6mm
Input Voltage	5V
Input Current	0.2A

- ③ 위 제품은 소형무인항공기에 사용하기 위한 목적으로 제작된 장치로 개발하는 기체에 활용하기 적합함. 또한 일반적인 RC수신기에 직접 연결하여 사용할 수

있도록 PWM 신호를 통해 조종이 이루어져 개발 기체의 제어 방식에 적용하는데 어려움이 없어 해당 제품을 활용하기로 결정하였음.

- ④ Retractable Landing Gear 제품은 기체 외부에 장착하는 방식으로 되어 있으며, 지름 16mm 이하의 원형 파이프를 랜딩기어로 활용할 수 있음. 제품 장착 부분은 동체 설계 시 도면을 반영하였으며 랜딩기어로 활용하는 파이프는 원형 카본 파이프를 결정하였음. 카본 파이프는 파손 시 교체 가능하도록 탈부착 개념을 적용함. 아래 그림은 카본 파이프의 제작 도면을 나타내고 있음.

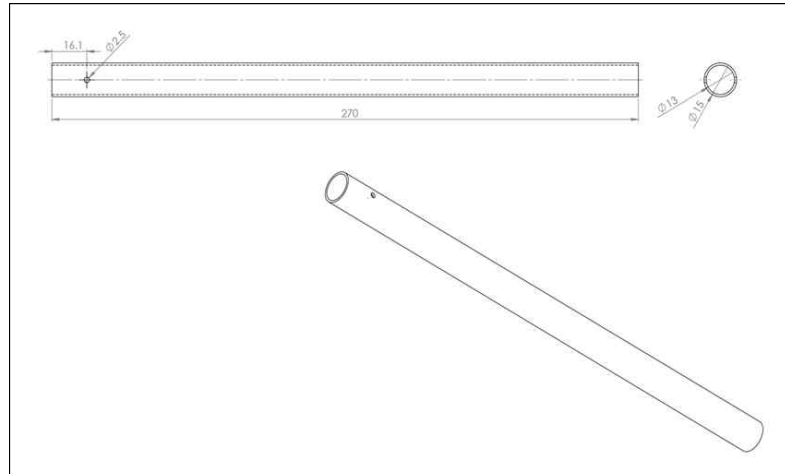


그림 17 랜딩기어 파이프 제작 도면

(8) 자동비행장치(FCC) 개발(1)

(가) 자동비행장치(FCC) 보드 개발

- ① FCC는 무인항공기 시스템이 자동비행을 수행할 수 있도록 하는 탑재 기자재임. FCC 하드웨어와 소프트웨어를 오픈소스로 소비자에게 제공하는 FCC 개발용 보드를 구입하여 개조 개발하는 방식으로 FCC 보드 개발을 진행하였음. 개발에 활용한 FCC 개발용 보드는 이미 널리 활용되고 있는 제품으로 활용도가 입증된 상태이며, 사용자들이 제품에서 발생하는 버그에 대한 수정방법 등의 정보를 다수 공유하고 있어 개발 진행에 큰 도움이 됨.



그림 18 FCC 개발용 보드

표 24 FCC 개발용 보드 제원

MPU	32-bit STM32F427 Cortex M4 core with FPU
Interfaces	5 x UART (serial ports), one high-power capable, 2x with HW flow control
	2x CAN
	Spektrum DSM / DSM2 / DSM-X Satellite compatible input
	Futaba S.BUS® compatible input and output
	PPM sum signal
	RSSI (PWM or voltage) input
	I2C
	SPI
	3.3 and 6.6V ADC inputs
Sensors	External micro USB port
	ST Micro L3GD20 3-axis 16-bit gyroscope
	ST Micro LSM303D 3-axis 14-bit accelerometer / magnetometer
	Invensense MPU 6000 3-axis accelerometer / gyroscope
Weight	MEAS MS5611 barometer
Dimension (L x W x H)	38g
	81.5 x 50 x 15.5mm

- ② 개발용 FCC 보드인 만큼 무인항공기 시스템 개발에 필요한 자동 이착륙 기능, 자동경로비행 기능, 짐벌시스템 제어 기능 등이 포함되어 있어 개발하고자 하는 기체에 적용하기 적합하였음. 각각의 기능들은 다양한 기체에 활용할 수 있도록 범용 목적으로 제공하고 있어 개발 기체에 맞는 최적화 개조 개발을 진행하였음. 개발용 FCC 보드를 탑재한 Tri copter 형상 기체의 제어 성능을 확인하기 위해 상용으로 판매 중인 소형 Tri copter 제품에 보드를 탑재하여 시험을 진행하였음.



그림 19 FCC 보드 개발을 위한 시험용 기체(Puppy1)

- ③ Puppy1은 실제 개발하려는 기체보다 크기가 작은 소형 제품으로 개발용 FCC 보드의 Tri copter 제어 및 조종 성능을 확인하기 위해 활용하였음. 실내, 실외에서의 수차례 지상시험 및 비행시험을 통해 개발용 FCC 보드에 대한 예비 연구를 진행함.

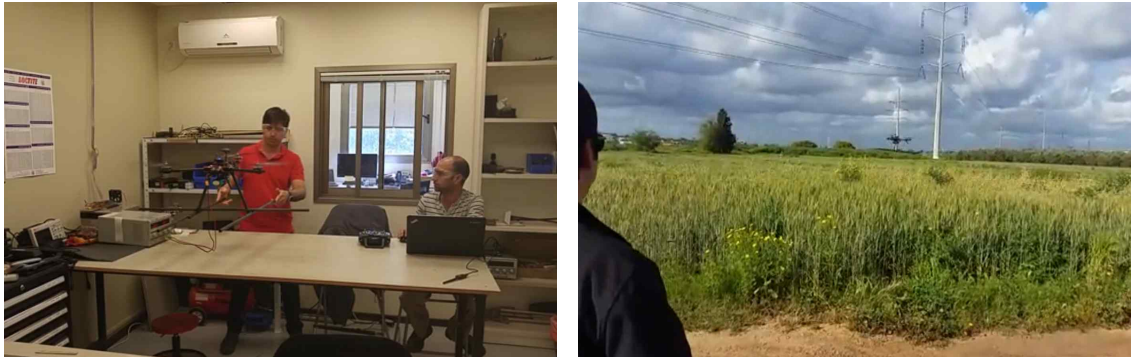


그림 20 Puppy1 실내, 실외 시험

- ④ Puppy1을 활용한 예비 연구 이후, 실제 개발하려는 기체와 유사한 크기(무게)의 상용 Tri copter 제품을 활용하여 내부 탑재 기자재의 활용 가능성을 시험하였음. 두 번째 시험용 기체는 Puppy2로 명명하였으며 Puppy1과의 기체 비교 내용은 아래와 같음.



그림 21 Puppy1(좌), Puppy2(우) 크기 비교

표 25 Puppy1, Puppy2 기체 비교

기체	모터	변속기	프로펠러	배터리	중량	크기
Puppy1	RC Timer 5010-260kv	Castle 40HV	14x4.7	6S 10,400mAh	2.4kg	지름 60cm
Puppy2	T-motor U7 V2 280kv	Castle Phoenix Edge Lite HV40	15x5.5	6S 10,400mAh	4.4kg	지름 84cm

⑤ Puppy2의 비행시험 목적은 다음과 같음.

- ㉠ 전기추진시스템 설계(1)에서 확정한 모터, 변속기, 프로펠러 조합이 개발하려는 기체(크기)에 적합한지 확인.
- ㉡ 비행 시 전류 소모량을 통해 개발하려는 기체가 목표 체공시간을 만족하기 위한 배터리의 상세 요구 제원 확인.
- ㉢ 개발용 FCC 보드를 탑재하여 비행할 때 FCC의 제어에 대한 기체의 비행 반응성 검증.



그림 22 Puppy2 비행시험

⑥ Puppy2의 비행시험을 통해 확정한 모터, 변속기, 프로펠러 조합이 개발 기체에 활용하기 적합하다는 점을 검증하였으며, 개발용 FCC 보드의 개조를 통해 각종 자동비행모드(자동이륙모드, 상승비행모드, 이륙지점귀환비행모드, 자동착륙모드 등)가 구현되는 것을 확인하였음. 하지만 Puppy2는 상용 제품으로 확정한 전기추진시스템을 활용한 비행 시 약간의 흔들림 현상이 발견되어 배터리 개발을 위한 데이터는 Puppy2를 활용하지 않고 다음 시험용 기체(Puppy3)에서 데이터를 확보하기로 하였음.

(9) 기체 상세 설계(1)

(가) 시험용 기체 Puppy3 제작

① Puppy3는 Puppy1, Puppy2와 달리 상용 판매되고 있는 제품이 아닌 자체적인 기체 형상 설계를 통해 제작을 진행하였음. Puppy3는 Puppy2에서 확인한 전기추진시스템(모터, 변속기, 프로펠러)을 장착하기 위한 각종 기체의 부품 및 랜딩기어, Tail steering 매커니즘, 접이식 모터 암(Motor Arm) 매커니즘 설계 확정을 목적으로 제작하였음.

표 26 Puppy2, Puppy3 기체 차이점

기체	프로펠러	중량	크기	비고
Puppy2	15 x 5.5	4.4kg	지름 84cm	상용 제품
Puppy3	22 x 6.6	4.8kg	지름 108cm	자체 제작

② Puppy3 설계 결과는 다음과 같음.



그림 23 Puppy3 기체 설계

- ㉓ Puppy1, Puppy2와는 다르게 최대한의 중량 감소를 위해 내부 기자재 탑재 부분을 격자로 구성된 판으로 설계하였으며, 동체 중앙부분은 배터리와 같은 전자파가 발생하는 기자재가 위치하므로 GPS 안테나와 Compass 모듈 등 전자파 방해를 최소화하여야 하는 부품은 동체 외부에 위치하도록 설계함.
- ㉔ Tail Motor Arm 서보모터 장착 부분(모터 마운트 포함)에 대한 상세 설계를 진행함.
- ㉕ 프로펠러 크기 변경이 가능하도록 충분한 공간 확보를 위해 Puppy2 보다 Motor Arm 길이를 증가시켰으며, 모터 마운트는 추후 모터 변경 가능성을 염두에 두어 분해조립 방식으로 카본 파이프와 결합하도록 설계함.
- ㉖ 각각의 Motor Arm은 접이식으로 접었을 때(보관 시)와 폼을 때(비행 시) 고정될 수 있도록 Locking 매커니즘을 설계함. 접이식 Motor Arm 매커니즘은 기어(Gear)를 활용하는 방식으로 기어를 자체 설계하는 것은 신뢰성에 문제가 발생할 수 있어 상용으로 판매 중인 제품에서 선정하여 개발 기체에 적용하기로 하였음.
- ㉗ 동체 내부에서 가장 큰 부피를 차지할 것으로 예상되는 배터리의 상세 제원이 확정되지 않은 상태에서의 기체 설계로 캐노피는 설계하지 않았으며, 추후 배터리 확정과 함께 최종 기체에서 설계를 진행하기로 함.

③ Puppy3 기체의 각 부분별 설계도(일부)는 아래와 같음.

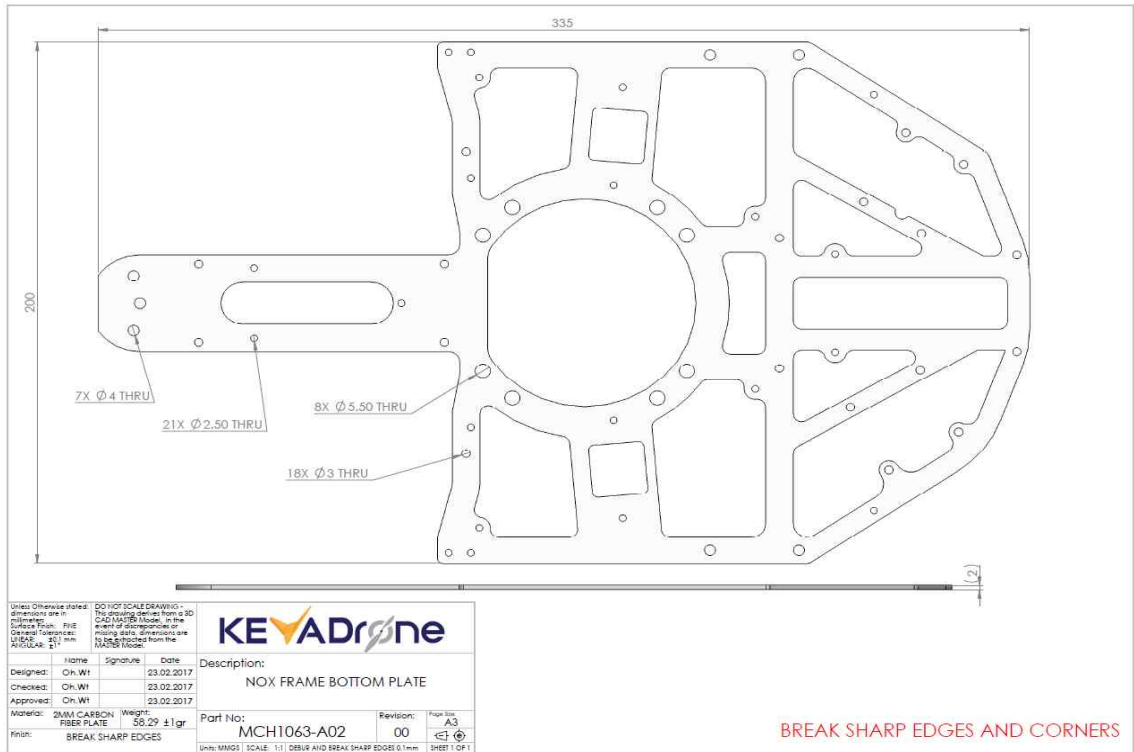


그림 24 Puppy3 동체 밑판 설계

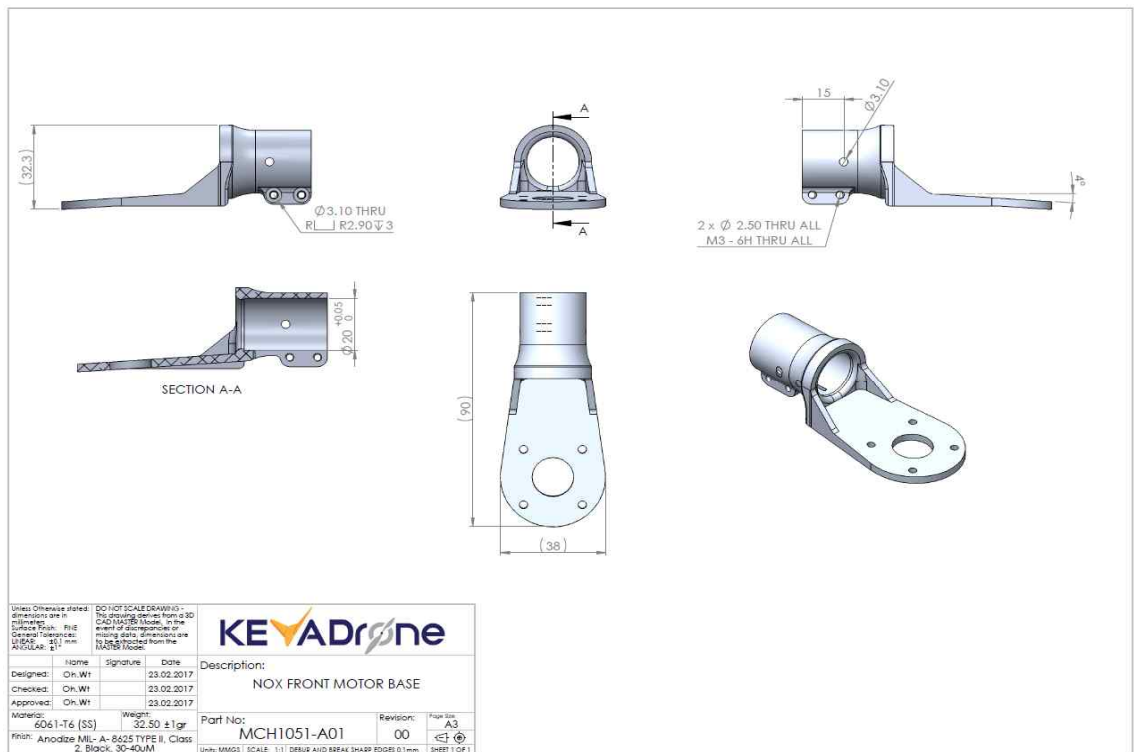
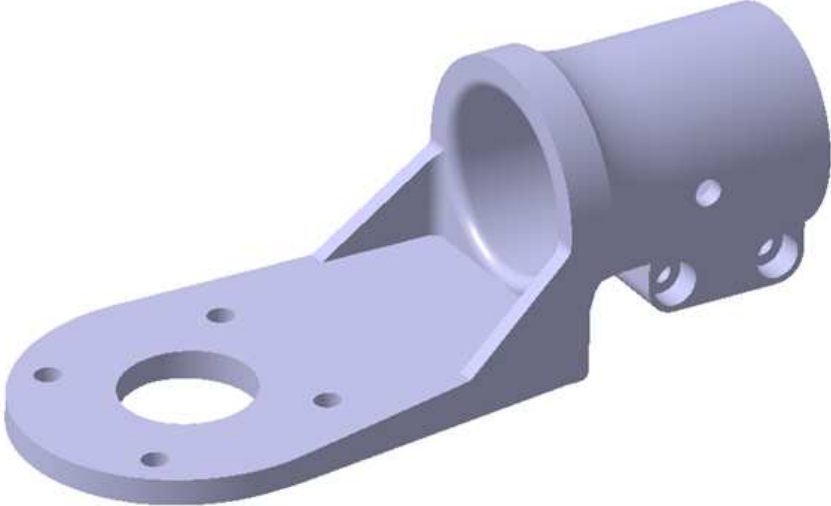


그림 25 Puppy3 모터 마운트 설계

- ④ Puppy3 기체 부분 중 모터 마운트(Motor Mount)는 모터의 동작으로 인한 하중을 가장 크게 받는 부분으로 이에 대한 구조 해석(강도 분석)을 진행하였음.

표 27 모터 마운트 재질 특성

	
Material	Aluminium 6061-T6
Young Modulus(GPa)	68.9
Poisson Ratio	0.33
Density(kg/m ³)	2,700
Thermal Expansion(K ⁻¹)	2.32e-005
Yield Strength(MPa)	276

- ⑤ 모터 마운트는 초기 재질 선정에서 결정한 알루미늄 재질의 특성을 적용하여 해석을 진행하였음. 모터가 장착되는 부분에 모터의 최대 추력이 발생하는 것으로 가정하였으며, 응력(Stress) 해석 결과는 다음과 같음.

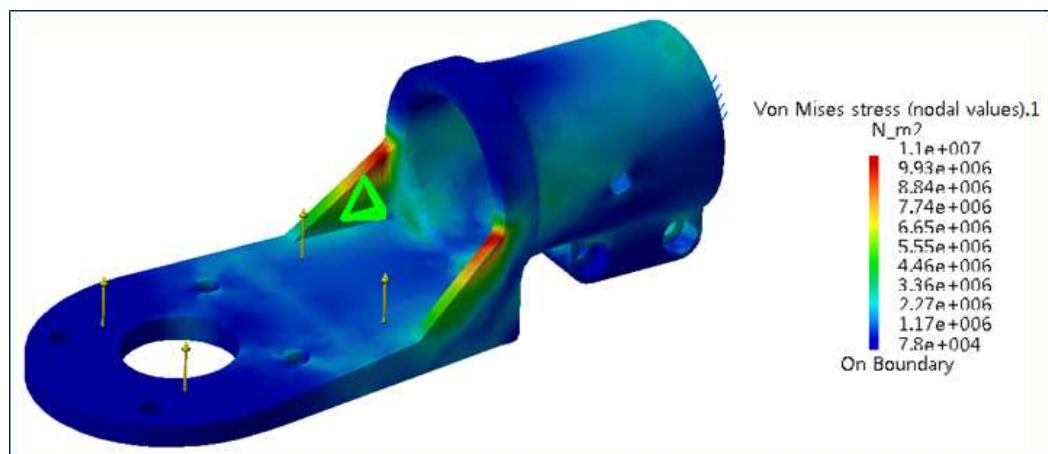


그림 26 모터 마운트 응력 해석 결과

- ⑥ 해석 결과 응력 분포를 확인할 수 있었으며, 모터 동작에 의해 가장 큰 부담을 받는 부위를 인지하였음. 하지만 그 수치(11MPa)가 모터 마운트 재료의 항복 강도(276MPa)에 비해 매우 낮은 정도로 실제 활용 시 파손 등의 문제가 발생하지 않을 것으로 판단하여 추가적인 수정 설계를 진행하지 않음. 다음은 모터 동작으로 인한 모터 마운트의 변형 해석 결과임.

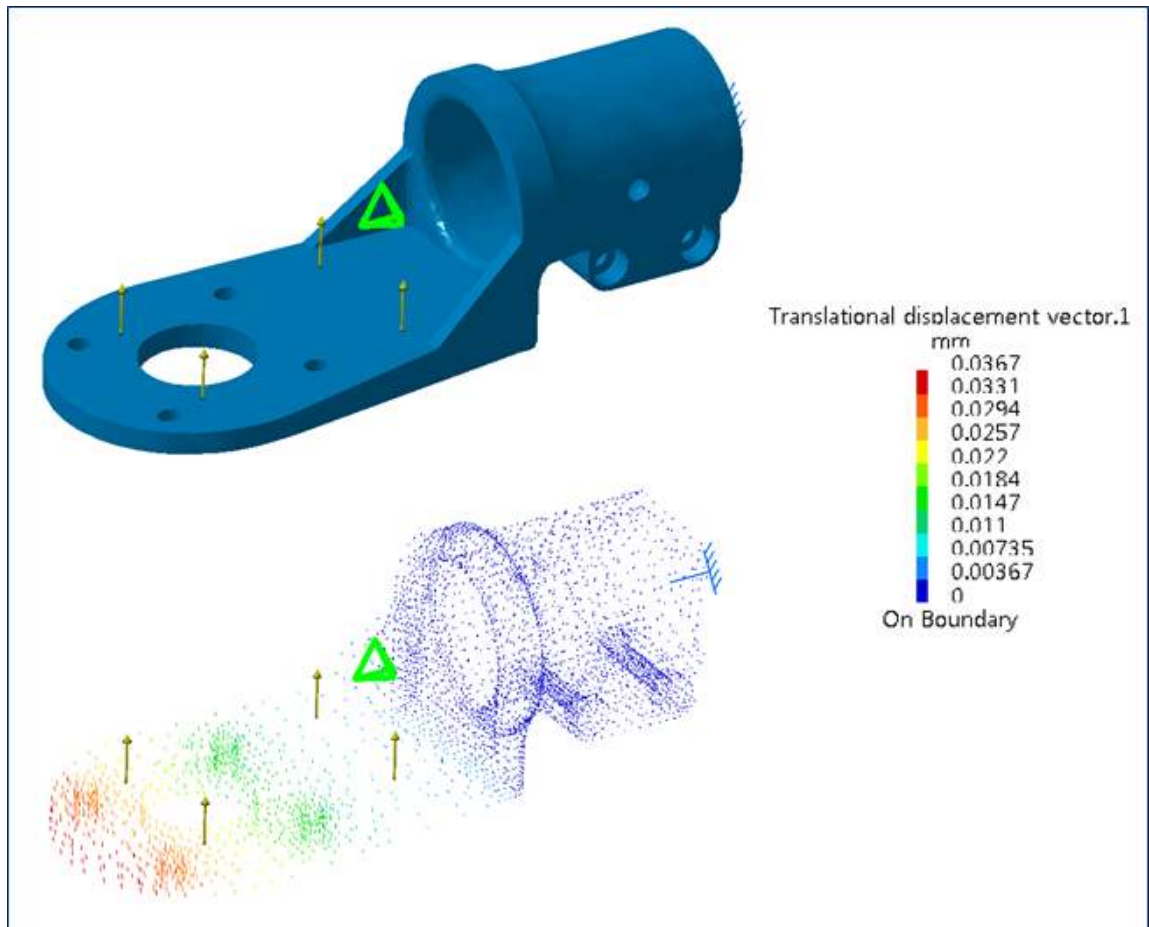


그림 27 모터 마운트 변형 해석 결과

- ⑦ 변형 해석 결과 모터 동작에 따른 모터 마운트의 외형 변화의 경향을 확인할 수 있었음. 가장 큰 외형 변화가 일어나는 부분은 모터 마운트의 말단 부분인데 변화하는 양(0.04mm)이 매우 작아 모터 동작으로 인한 모터 마운트의 휨 현상으로 프로펠러가 기체에 손상을 끼치는 등의 구조적인 문제가 발생하지는 않을 것으로 판단하였음.
- ⑧ 설계안에 따라 Puppy3를 제작하였음. Puppy3 기체 제작을 통해 Retractable 랜딩기어 시스템, 접이식 모터 암(Folding Arm System) 등 초기 개념 설계에서 구상한 메커니즘이 정상 동작하는지 확인하였음.



그림 28 Puppy3 제작 사진

- ⑨ 제작한 Puppy3 기체에 개발용 FCC 보드 및 주변 구성 부품, 전기추진시스템을 탑재하여 비행시험을 진행하였음.



그림 29 Puppy3 제작 완료(FCC 보드 및 주변 구성품 탑재)

- ⑩ 비행시험 결과 각종 자동비행 모드가 정상적으로 구현되는 것을 확인하였음. 또한, 시험용 배터리를 활용하여 최대 59분이 비행 가능한 것을 확인하였는데 임무장비 등 추가적인 기자재를 탑재하면 배터리를 맞춤형으로 개발해야할 것으로 판단함.



그림 30 Puppy3 이착륙 비행(상좌), 순항비행(상우), 연구기관 공동 비행시험(하)

(10) 자동비행장치(FCC) 개발(2)

(가) 통신시스템 구성

- ① 개발하는 기체는 국내에서 산업용으로 활용 가능한 멀티콥터 제품으로 국내 주파수 대역 활용에 대한 규정에 저촉되면 상품화가 불가능하여 국내에서 드론이 활용할 수 있는 주파수인 2.4GHz 대역의 제품을 선정하였음. 제품은 기체의 비행 데이터와 임무장비의 촬영영상을 실시간으로 전송하는데 무리가 없으며, 기체에 탑재하기에 무겁지 않은 중량인가를 선정 기준으로 하였음. 선정한 제품(통신 모듈)에 대한 상세 설명은 아래와 같음.

표 28 통신모뎀 상세 내용

 Microhard사 Pico DDL 2450	Low Power Consumption
	Up to 25Mbps Iperf Throughput @ 8MHz channel (-78dBm)
	Diversity Antenna port for enhanced sensitivity
	Extremely small foot print and very lightweight
	Dual Serial Communication Ports
	Dual 10/100 Ethernet Ports(LAN/WAN)
	Supports Point-to-Point and Point-to-Multipoint Networks
	Master & Remote Operating Modes
	Adjustable transmit power(up to 1W)
	Interface through local console, telnet, and web browser
	Local and remote wireless firmware upgrading through FTP

표 29 통신모뎀 상세 제원

Frequency	2.402 ~ 2.478 GHz
Encryption	128bit AES (Optional 256-bit)
Ports	
Serial Data/Console	RS232 TTL level (300bps to 921kbps)
Ethernet	Dual 10/100BaseT IEEE802.3 (LAN/WAN)
USB	2.0
Operating Modes	Point-to-Point, Point-to-Multipoint
Input Voltage	
OEM	Digital Voltage = 3.3V / RF Voltage = 5V
Motherboard/ENC	7 - 30 VDC
Connectors	
OEM	Antenna: UFL x2 (Main, Diversity)
Motherboard/ENC	Data: 80 Pin SMT
	Antenna (Enclosed): RP-SMA Female x 3
	Data: RJ-45 x2 (Ethernet)
	Female DB9 (Serial)
	USB Type A
	Micro-AB USB (Console)
	4 PIN Interlock (Vin, I/O)
Environmental	
Temperature	-40oF to 185oF (-40oC to +85oC)
Humidity	5-95%, non-condensing
Weight	
OEM	Approx. 5 grams
Motherboard	Approx. 50 grams
Enclosed	Approx, 165 grams
Dimensions	
OEM	27mm x 33mm x 4mm
Motherboard	64mm x 76mm x 18mm
Enclosed	77mm x 55mm x 28mm

- ② 선정된 제품은 최대 25Mbps의 전송속도로 비행 데이터와 촬영영상을 실시간으로 전송하는데 문제가 없을 것으로 판단되었으며, 모뎀 케이스를 제외한 상태에서 50g으로 기체에 탑재하기에 적합한 중량임. 모뎀 출력은 최대 1W까지 변경 가능하여 5km 운용범위를 통신 두절 없이 비행 가능할 것으로 예상되었음.
- ③ 통신모뎀은 지상제어장비와 기체 탑재용의 2개가 1쌍으로 이루어져 쌍방향 통신을 하는데 임무장비의 촬영영상을 전송하기 위해서는 영상을 데이터화하는 작업이 필요함. 이를 위해 영상 인코더(Encoder)를 추가적으로 활용하였음.

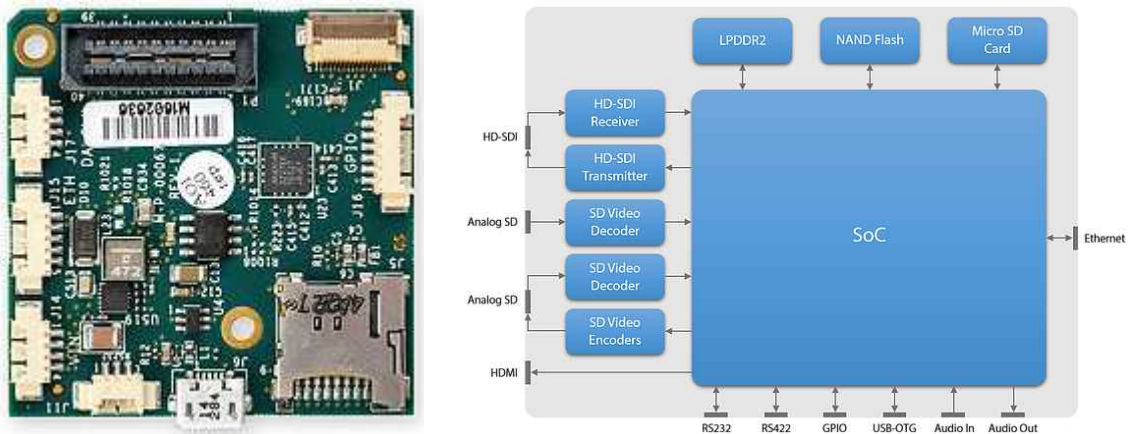


그림 31 영상 인코더 (Maris사 Neptune-Micro)

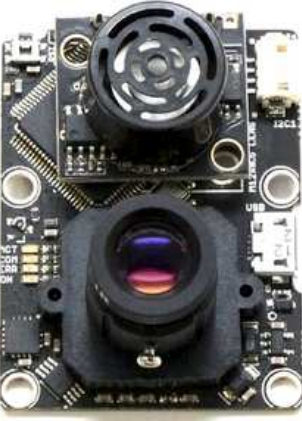
표 30 영상 인코더 상세 제원

Processor	NXP I.MX6Quad SOC
Memory	LPDDR2 NAND Flash
Video In	2 x CVBS HD-SDI
Video Out	CVBS HD-SDI HDMI
Audio In	Line-in
Audio Out	Line-out
H.264 Codec	Encoding - 2 x D1 - D1 + 1080p30/i60 Bitrate - Up to 24Mbps Decoding - D1 + 1080p30
Network	Ethernet 10/100
Storage Interfaces	RS232 RS422 (Data/Clock)
USB	USB OTG
GPIO	8 x GPIO
Dimension	50 x 50 mm
Temperature	Operation -40° to +85° C
Power	5 ~ 28VDC 3.5W @ (D1 + 1080p30)

(나) Smart Camera 적용

- ① GPS 모듈이 작동하기 힘든 실내 환경 등에서 기체의 위치를 확인할 수 있도록 하는 Smart Camera 제품을 추가적으로 적용하였음.

표 31 Smart Camera(PX4 autopilot사 PX4FLOW) 상세 내용

	168MHz Cortex M4F CPU (128 + 64KB RAM)
	752 x 480 MT9V034 image sensor, L3GD20 3D Gyro
	16mm M12 lens (IR block filter)
	Size: 45.5 x 35mm
	Power consumption: 115mA / 5V
	MT9V034 machine vision CMOS sensor with global shutter
	Optical flow processing at 4×4 binned image at 400Hz
	Superior light sensitivity with 24×24 μm super-pixels
	Onboard 16bit gyroscope up to 2000° /s and 780Hz update rate, default high precision-mode at 500° /s
	Onboard sonar input and mount for Maxbotix sonar sensors
	USB bootloader
	USB serial up to 921600 baud
	USB power option

- ② 위 제품은 절대적인 위치값(위도, 경도 등)을 측정하는 센서가 아닌 상대적인 위치의 변화값을 측정하는 센서임. 제품에는 광학 카메라(Optical Camera), 소나(Sonar), 자이로(Gyro) 센서가 포함되어 있으며, 소나, 자이로 센서의 측정값을 통해 현재 기체의 고도와 자세 정보를 확인하고 이를 바탕으로 광학 카메라의 촬영영상이 흐르는 정도를 분석하여 위치 변화량을 계산할 수 있음. 계산된 값은 제품의 I2C port를 통해 출력되어 FCC 보드로 입력됨. 소나 센서의 특성 상 고고도에서 활용 시 오차가 크게 발생하기 때문에 저고도에서만 활용 가능한 센서임.

(다) FCC 제어값 Tuning

- ① Puppy3는 최종 개발 기체의 Prototype으로 기체 형상에서 크게 변경될 사항이 없으며 위의 연구를 통해 최종적으로 탑재할 기체재가 대부분 확정되었기 때문에 이를 활용한 FCC 제어값 Tuning을 진행하였음. FCC 제어값 Tuning은 기체의 비행특성에 맞게 Roll, Pitch, Yaw 각각의 축에 대한 PID 제어값을 최적화하는 작업임. 수차례 Tuning 비행을 통해 최종 기체에 적용할 PID 제어값을 확보하였음.
- ② 기체의 비행 성능은 기체 중량에 의해 조종성, 안정성이 변화할 수 있기 때문에 초기 중량 추정에서 예상한 총 기체 무게를 맞추어 Tuning 비행을 수행하였음. 초기 중량 추정은 4.5kg이었으나 이보다 약 10%의 여유를 가지는 5kg의 무게로 기체를 구성하였는데 이는 임무장비 변경에 의한 무게 증가를 고려한 것임.

(라) PCB(Power Control Board) 제작

- ① Puppy3는 개발용 FCC 보드를 활용해 비행시험을 진행하였으나 최종 개발 기체는 자체적으로 설계/제작한 보드를 활용하였음. 자체 개발한 FCC 보드는 PCB(Power Control Board)라고 명명하였으며, PCB의 Block Diagram을 작성하였음. Block Diagram은 PCB와 주변 장치들의 연결도를 나타내는 것이며, 이를 바탕으로 PCB 설계를 진행함.

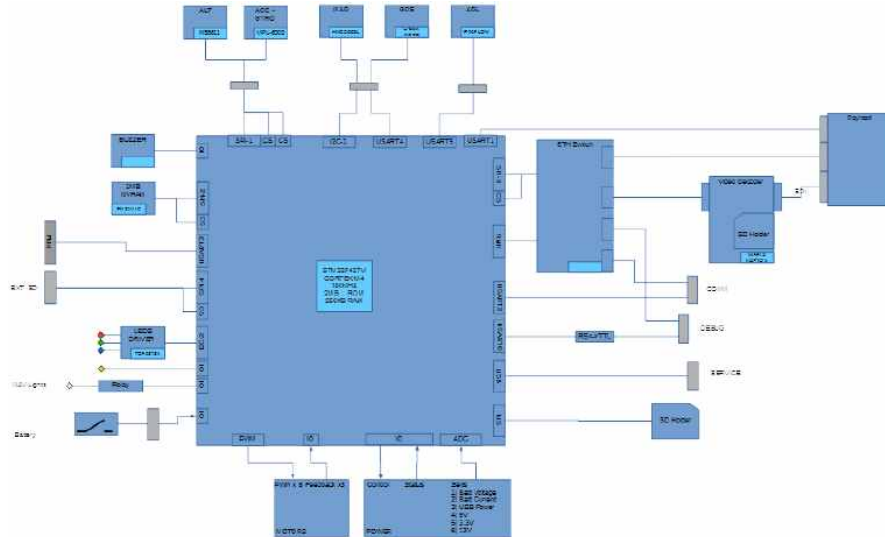


그림 32 자동비행시스템 Block Diagram

- ② 자동비행시스템의 메인인 PCB를 제작하기 위한 보드 내부 구성을 정리하였으며, 내용은 다음과 같음.

표 32 PCB 구성

Processor	32bit STM32F427 Cortex M4 core with FPU
	168 MHz
	256 KB RAM
	2 MB Flash
	32 bit STM32F103 failsafe co-processor
Sensors	InvenSense MPU-6000 3-axis accelerometer/gyroscope
	MEAS MS5611 barometer
	MEAS HMC5883L Magnetometer
	U-Blox NEO8 GPS
	PX4Flow Camera and AGL
Interfaces	7 x UART (serial ports), one high-power capable, 2x with HW flow control
	PPM sum signal input
	I2C x 3
	SPI x 4
	PWM (motor control) x 6
	ADC x 6 Voltage sense
	3.3 and 6.6V ADC inputs
	Internal micro USB port and external micro USB port extension
	Ethernet communication
	SD card for data logging
	SD card for High res video logging

③ PCB의 구성 부품 중 중심이라고 할 수 있는 CPU의 상세 내용은 아래와 같음.

표 33 CPU – STM32F4

Core	ARM® 32-bit Cortex®-M4 CPU with FPU, Adaptive real-time accelerator (ART Accelerator™) allowing 0-wait state execution from Flash memory, frequency up to 180 MHz, MPU, 225 DMIPS/1.25 DMIPS/MHz (Dhrystone 2.1), and DSP instructions
Memories	Up to 2 MB of Flash memory organized into two banks allowing read-while-write Up to 256+4 KB of SRAM including 64-KB of CCM (core coupled memory) data RAM
3×12-bit, 2.4 MSPS ADC	Up to 24 channels and 7.2 MSPS in triple interleaved mode
2×12-bit D/A converters	
General-purpose DMA	16-stream DMA controller with FIFOs and burst support
Up to 17 timers	Up to twelve 16-bit and two 32-bit timers up to 180 MHz, each with up to 4 IC/OC/PWM or pulse counter and quadrature (incremental) encoder input
Debug mode	
SWD & JTAG interfaces	
Cortex-M4 Trace Macrocell™	
Up to 168 I/O ports with interrupt capability	
Up to 164 fast I/Os up to 90 MHz	
Up to 166 5 V-tolerant I/Os	
Up to 21 communication interfaces	
Up to 3 × I2C interfaces (SMBus/PMBus)	
Up to 4 USARTs/4 UARTs (11.25 Mbit/s, ISO7816 interface, LIN, IrDA, modem control)	
Up to 6 SPIs (45 Mbits/s), 2 with muxed full-duplex I2S for audio class accuracy via internal audio PLL or external clock	
1 x SAI (serial audio interface)	
2 × CAN (2.0B Active) and SDIO interface	
Advanced connectivity	
USB 2.0 full-speed device/host/OTG controller with on-chip PHY	
USB 2.0 high-speed/full-speed device/host/OTG controller with dedicated DMA, on-chip full-speed PHY and ULPI	
10/100 Ethernet MAC with dedicated DMA: supports IEEE 1588v2 hardware, MII/RMII	
8- to 14-bit parallel camera interface up to 54 Mbytes/s	
True random number generator	
CRC calculation unit	
RTC	Sub second accuracy, hardware calendar
96-bit unique ID	

- ④ HMC5883L Magnetometer는 Compass 모듈로 자북(Magnetic North)의 방향을 실시간으로 확인할 수 있게 하는 부품임. 기체는 자동비행을 통한 경로 비행 시 Compass 모듈로부터 얻는 방향정보를 바탕으로 경로 추적을 수행함. 부품에 대한 상세 내용은 다음과 같음.

표 34 HMC5883L 상세 내용

	I2C interface
	1-2 degree heading accuracy
	Integrated 12-bit ADC
	160Hz max data rate
	Range of -8 to +8 Gauss

- ⑤ MPU-6000은 3축 Gyroscope와 Accelerometer 센서로 3차원(3축)에서 각 축에 대한 각도(자세 데이터), 각도 변화량(각속도)를 측정하는 부품임. 기체는 각 축의 각도에 대한 데이터를 바탕으로 Roll, Pitch, Yaw 축에 대한 제어를 수행함. 부품에 대한 상세 내용은 다음과 같음.

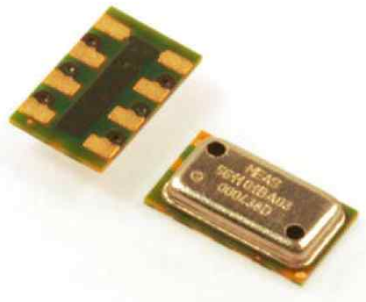
표 35 MPU-6000 상세 내용

Gyroscope
Digital-output X-, Y-, and Z-Axis angular rate sensors (gyroscopes) with a user-programmable full-scale range of ± 250 , ± 500 , $\pm 1,000$, and $\pm 2,000^\circ / \text{sec}$
External sync signal connected to the FSYNC pin supports image, video and GPS synchronization
Integrated 16-bit ADCs enable simultaneous sampling of gyros
Enhanced bias and sensitivity temperature stability reduces the need for user calibration
Improved low-frequency noise performance
Digitally-programmable low-pass filter
Gyroscope operating current: 3.6mA
Standby current: $5 \mu\text{A}$
Factory calibrated sensitivity scale factor

Accelerometer
Digital-output triple-axis accelerometer with a programmable full scale range of $\pm 2\text{g}$, $\pm 4\text{g}$, $\pm 8\text{g}$ and $\pm 16\text{g}$
Integrated 16-bit ADCs enable simultaneous sampling of accelerometers while requiring no external multiplexer
Accelerometer normal operating current: $500 \mu\text{A}$
Low power accelerometer mode current: $10 \mu\text{A}$ at 1.25Hz, $20 \mu\text{A}$ at 5Hz, $60 \mu\text{A}$ at 20Hz, $110 \mu\text{A}$ at 40Hz
Orientation detection and signaling
Tap detection
User-programmable interrupts
High-G interrupt

- ⑥ MS5611 barometer는 압력 측정 센서로 외부 기압 측정을 통해 기체의 현재 비행고도를 계산할 수 있도록 하는 부품임. 부품에 대한 상세 내용은 다음과 같음.

표 36 MS5611 상세 내용

	High resolution module, 10 cm
	Fast conversion down to 1 ms
	Integrated digital pressure sensor (24 bit $\Delta\Sigma$ ADC)
	Operating range: 10 to 1,200 mbar, -40 to $+85^{\circ}\text{C}$
	I2C and SPI interface up to 20 MHz
	No external components (Internal oscillator)
	Excellent long term stability

- ⑦ 위의 주요 구성품들을 포함한 PCB를 자체 설계/제작하였으며, PCB의 연결 구성도는 아래 그림과 같음.

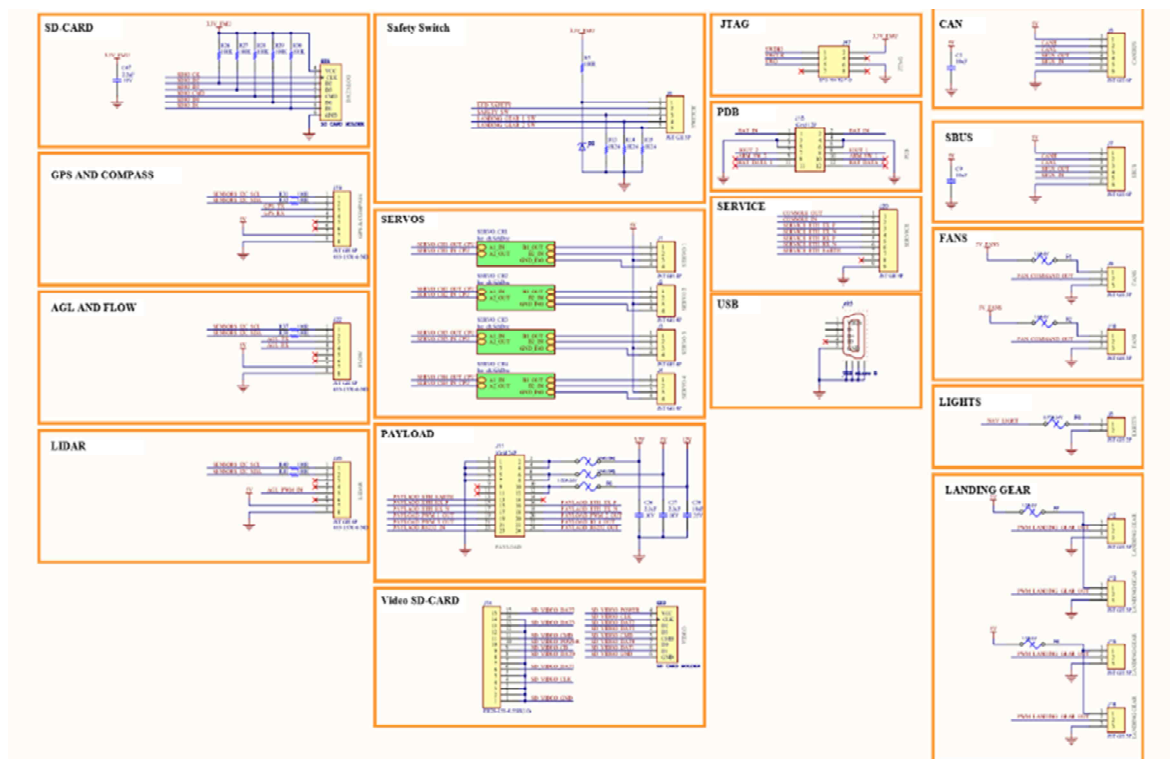


그림 33 PCB 연결 구성도

- ⑧ 기 확정된 통신시스템(통신모뎀, 영상 인코더)을 포함하는 하나의 보드를 제작하여 PCB와 통합 설계/제작하였음. 이를 통해 PCB와 통신시스템 간 배선을 최소화하고 불필요한 중량 발생을 감소시키는 효과를 얻음.

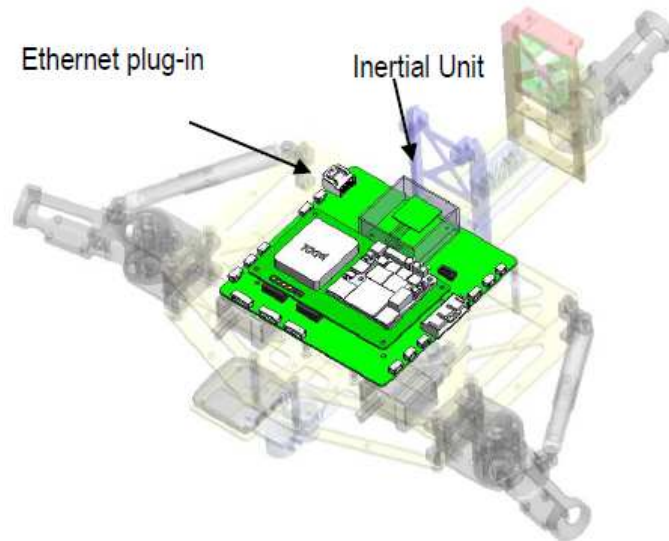


그림 34 PCB 개념도

(11) 전기추진시스템 설계 (2)

(가) 배터리 개발

① 배터리는 체공시간을 결정하는데 가장 큰 영향을 끼치는 탑재 기자재로 상용 제품이 아닌 자체적인 설계를 통한 제작품을 사용함. 배터리 설계를 위해서는 다음과 같은 비행정보가 요구됨.

- ㉠ 사용 전압(V)
- ㉡ 이륙 시 소모 전류(A)
- ㉢ 이륙 시 소요 시간(h)
- ㉣ 순항비행 시 소모 전류(A)
- ㉤ 목표 순항비행 시간(h)
- ㉥ 장착 가능한 최대 크기(W x D x H)
- ㉦ 장착 가능한 최대 중량(g)

② 개발 배터리의 전압은 기 확정된 모터의 제원에 맞는 Li-ion 6S(22.2V)로 결정하였으며, 상용 Li-ion 6S 배터리를 활용한 Puppy3의 비행결과 데이터를 바탕으로 체공시간 60분을 만족하기 위한 배터리 용량을 계산하였음.

$$\bullet \text{ Required Capacity}(Ah)$$

$$= \text{Continuous current consumption}(A) \times \text{Required flight time}(h)$$

$$\bullet \text{ Continuous current consumption} = 18A$$

$$\bullet \text{ Required flight time} = 1 \text{ hour}$$

$$\therefore \text{ Required Capacity} = 18Ah$$

수식 1 배터리 필요 용량 계산

- ③ 위 계산에 사용된 소모 전류(Continuous current consumption)는 순항 비행 시의 전류만을 고려한 것으로 이착륙 시 소모되는 전류와 비행 환경에 의한 소모 전류 증가 등을 고려하여 약 10%의 추가 용량을 포함한 20Ah를 최종 필요 용량으로 확정하였음.
- ④ 배터리는 각각의 셀(Cell)의 연결 방식을 통해 전압, 용량이 결정되며, 직렬연결은 배터리의 전압을 증가시키고 병렬연결은 용량을 증가시킴. 다음은 배터리 설계에 사용한 배터리 셀의 상세 제원임.

표 37 배터리 셀 상세 제원

제조사	Panasonic
배터리 종류	Lithium-ion
전압	3.7V
용량	3.45Ah

- ⑤ 배터리 사용 전압(Li-ion 6S)을 만족하기 위해 6개의 셀을 직렬연결한 set를 구성하였고 요구 용량 20Ah를 만족하기 위해 6set를 병렬연결하여 최종 배터리를 구성하였음. 사용한 배터리 셀은 총 36개이며, 배터리 구성외형은 아래 그림과 같음. 배터리 장착 위치에 Tail Motor Arm이 위치하여 ‘ㄷ’자 형태로 구성하였으며, 최대한 높이를 낮추는 방향으로 설계하였음.

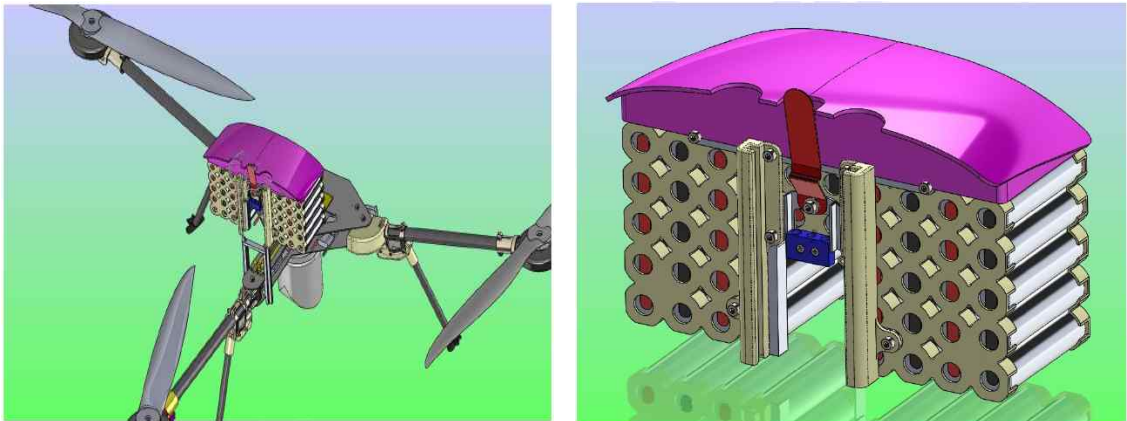


그림 35 배터리 셀(Cell) 배치 설계

- ⑥ 최종적으로 개발한 배터리의 제원은 아래와 같음. 배터리는 기체의 덮개와 함께 탈부착 방식으로 구성하여 크기, 중량 등에 대한 제원은 표기하지 않음.

표 38 개발 배터리 상세 제원

배터리 종류	Lithium-ion
전압	22.2V
용량	20.7Ah



그림 36 배터리 셀 패키지(Cell Package) 제작

⑦ 제작한 배터리의 충/방전 시험을 수행하였으며, 결과는 아래와 같음.

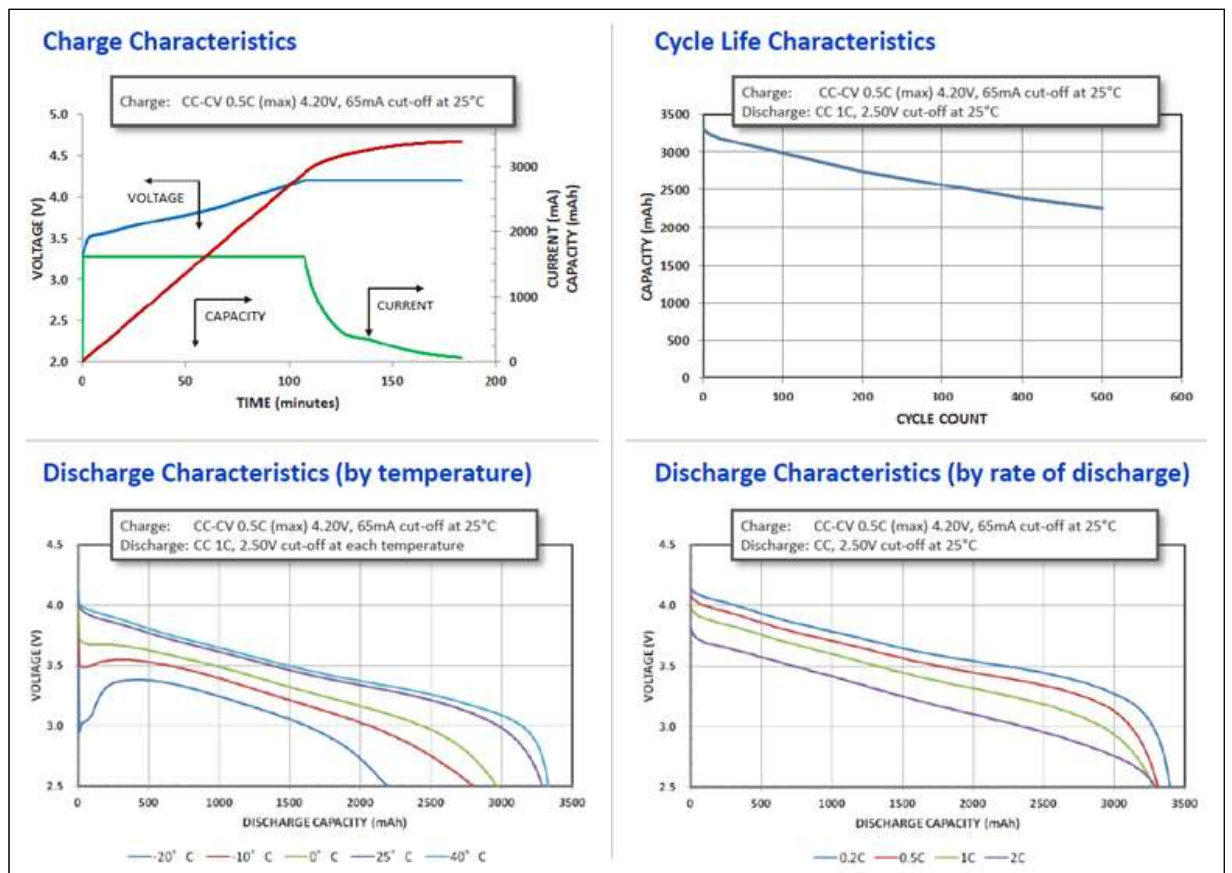


그림 37 배터리 충/방전 시험 결과 그래프

- ㉔ 배터리 충전 시험을 통해 각 셀(Cell) 단위로 정상적인 충전 경향을 보이는지 확인하였음. 일반적인 Lithium-ion 배터리의 충전 경향과 마찬가지로 약 4.2V의 전압에서 완전 충전됨을 확인할 수 있었으며, 충전 전류 및 용량의 변화 경향을 통해 배터리가 정상 동작할 수 있음을 확인하였음.
- ㉕ 제작한 배터리의 수명을 확인하기 위해 충/방전 시험을 진행하였으며, 100~500회까지의 충/방전 시험 결과 배터리의 용량 감소율(점차적인 용량 감소)에 대한 정보를 확보하였음.
- ㉖ 배터리는 사용 환경(온도)에 따라 방전 성능이 변화하는데 이에 대한 데이터 확보를 위해 온도 변화에 따른 방전을 시험을 진행함. $-20\sim 40^{\circ}\text{C}$ 의 온도 범위에 대한 방전 시험을 진행하였으며, 각각의 온도에서 방전 성능 데이터를 확보하였음.
- ㉗ 배터리의 방전 성능 확인을 위해 온도 시험 외에 방전을 변화에 따른 배터리 소모 경향을 확인하였으며, 결과 데이터를 확보함.

(나) PDB(Power Distribution Board) 제작

- ① PCB(Power Control Board)와 마찬가지로 배터리의 전류 분배/관리 및 배선 최적화를 위해 PDB를 설계/제작하였음. 아래 그림은 제작한 PDB의 개념도를 나타냄.

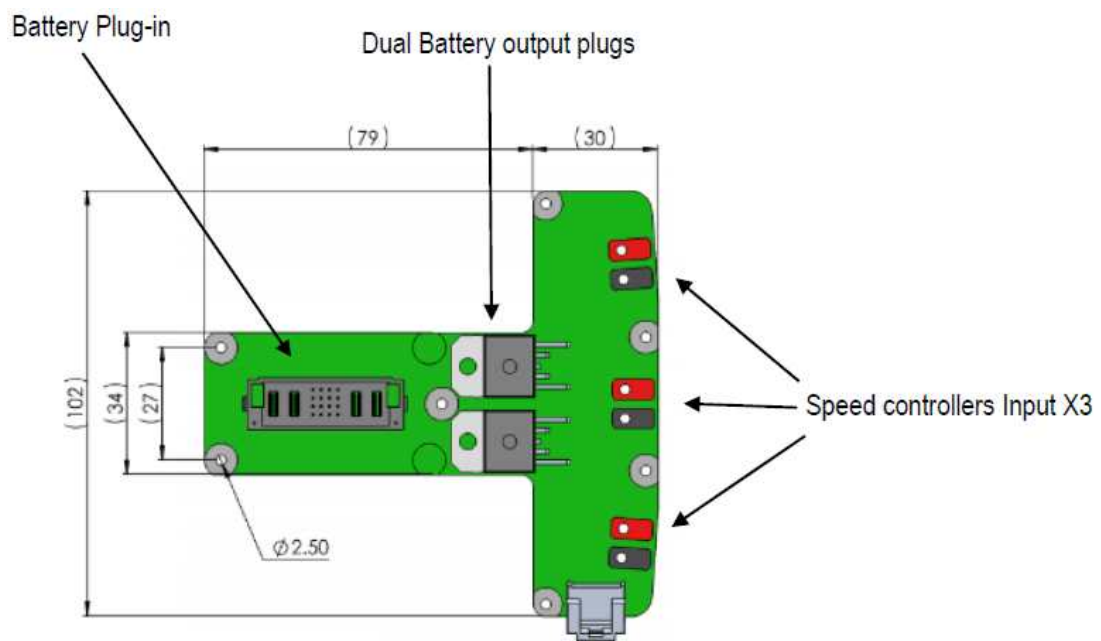


그림 38 PDB 개념도

- ② 배터리는 탈부착 방식으로 장착 시 PDB의 Battery Plug-in 위치에 연결되고 배터리로부터 나오는 전류는 Dual Battery output plugs를 통해 각각의 변속기로 전달됨. 마찬가지로 PCB에 필요한 전류는 Dual Battery output plugs를 통해 PCB의 전압조절장치(Regulator)로 전달되고 적합한 전압으로 조절되어 각종 조종 장치에 공급됨.

(12) 임무장비

(가) 임무장비 선정

- ① 개발하는 제품은 항공촬영용 드론시스템으로 활용 목적에 맞는 임무장비 선정이 요구됨. 임무장비는 자체적으로 개발하는 것이 아닌 상용 판매 중인 제품에서 선정하였으며, 기체 내부 자동비행시스템과 연결하여 동작할 수 있도록 중합하는 작업을 진행함. 선정한 임무장비는 다음과 같음.

표 39 임무장비 상세 제원 (NextVision사 NightHawk)

	Zoom	x17 Optical
	Thermal Resoution	640 x 480
	Pitch FOR	-45° ~ 135°
	Roll FOR	-180° ~ 180°
	Weight	220g
	Dimensions (∅xL)	66 x 94mm

- ② 초기 개발 목표는 3축 짐벌카메라 시스템이었으나 이러한 제품들은 소형 드론시스템에 적용하기에는 무게가 무거워(임무장비의 초기 중량 추정을 만족하지 못함) 2축 짐벌시스템의 임무장비를 선정하였음. 선정한 장비는 EO 카메라를 활용한 주간 촬영 외에도 IR 카메라가 함께 포함되어 야간 촬영이 가능한 장비임. 선정한 임무장비를 기체에 장착하기 위한 기체 외부 마운트 설계를 진행하였음.

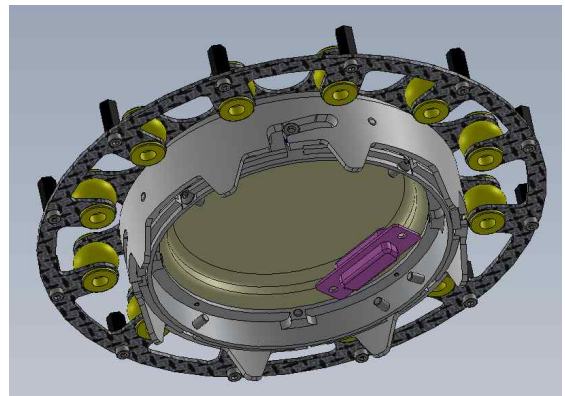
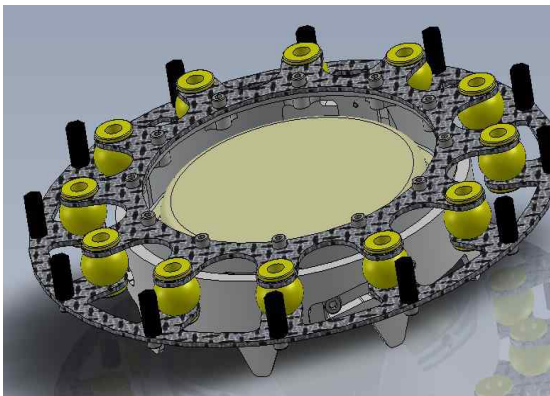


그림 39 임무장비 장착 마운트 설계

- ③ 임무장비는 기체 하단에 장착되어 지상을 촬영할 수 있도록 하였으며, 기체의 비행에 의해 발생하는 진동의 영향을 최소화하기 위해 임무장비 마운트 설계 시 충격 흡수용 부품(Shock absorber)들을 포함하도록 하였음. 임무장비는 마운트에 장착만으로 영상 촬영, 촬영한 영상 전송, 짐벌시스템 조종이 가능하도록 탈부착 방식으로 제작함.

(13) 기체 상세 설계(2)

(가) 기체 내부 설계

- ① 최종 기체 내부 설계는 Puppy3의 기체 내부 설계를 바탕으로 탑재 기자재 배치 등의 문제를 고려하여 수정하는 방식으로 진행하였음. 기자재 배치를 위한 밀판은 상판과 하판 2개가 1쌍으로 구성되며, 상판에는 PCB, 통신시스템 통합 보드, GPS 모듈이 탑재되고 하판에는 PDB, 변속기, Smart Camera, 임무장비가 탑재됨. 상판과 하판 사이에 각각의 모터를 지탱하는 모터 암(Motor Arm)이 통과하는 방식으로 상하판이 이를 지지하는 형상으로 설계하였음.

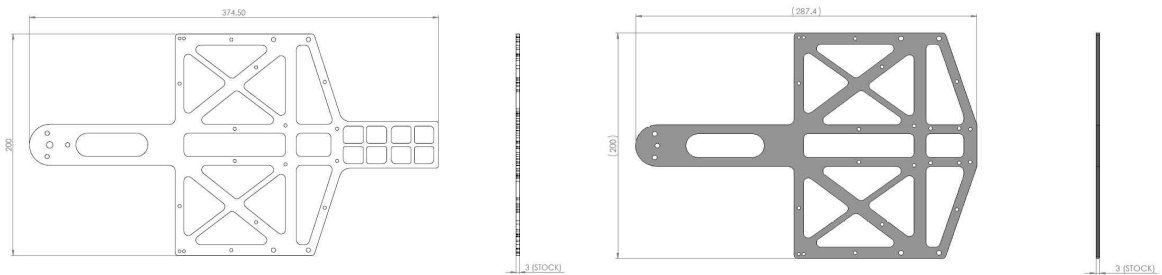


그림 40 기체 내부 상판(좌), 하판(우) 설계

(나) 배터리 장착부분 설계

- ① 배터리는 추가적인 배선 없이 커넥터와 일체형으로 제작되어 기체의 덮개와 함께 탈부착으로 사용하는 방식임. 이를 위해 기체에 배터리가 장착되는 부분에 대한 설계와 배터리 패키지 구조물에 대한 설계를 각각 진행하였음.

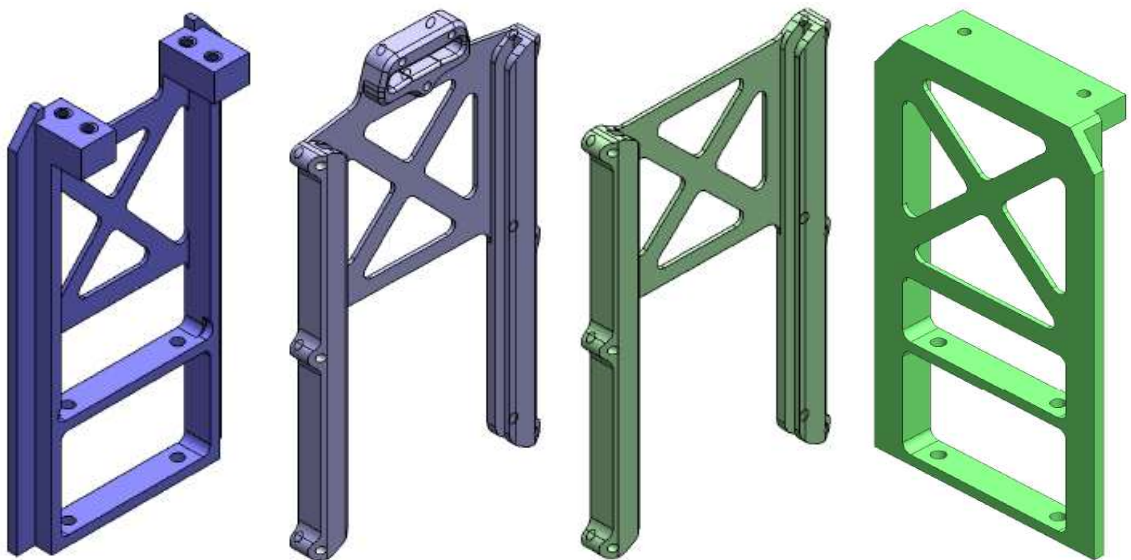


그림 41 기체 내 배터리 장착부분 설계 (Battery Bracket)

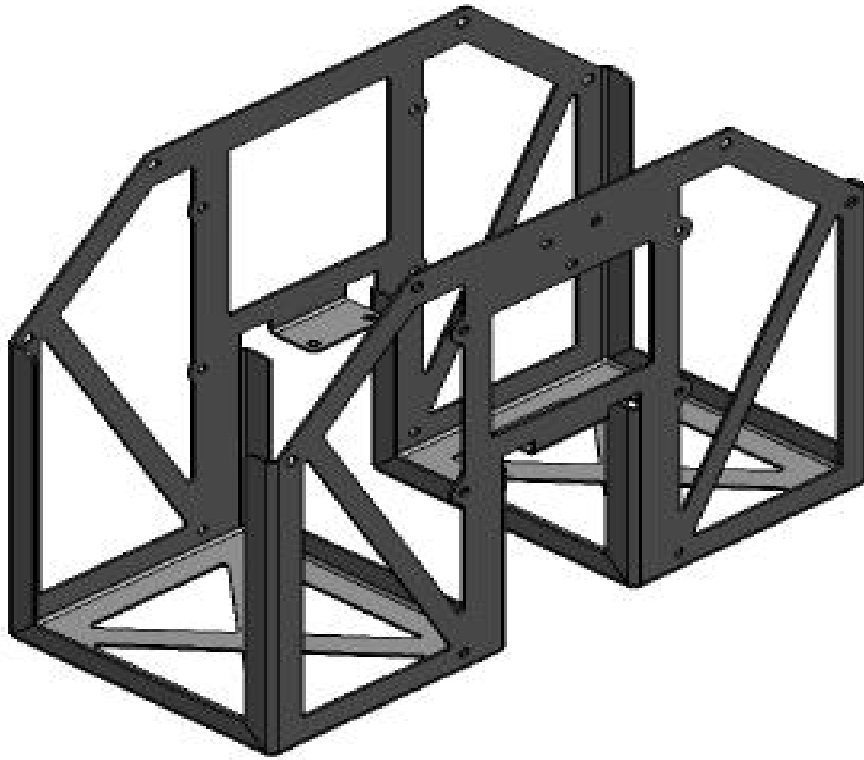


그림 42 배터리 패키지 구조물 설계(Battery Shell)

- ② 배터리 패키지 구조물은 기체 내부의 하판(PDB)에 부착하는 방식이며, 배터리 패키지 구조물은 기체 덮개와 통합형인데 덮개 부분에 대한 설계는 이후 캐노피(Canopy) 설계에서 추가 진행하였음.

(다) 접이식 랜딩기어(Retractable Landing Gear) 설계

- ① 초기 조종시스템 선정에서 활용하기로 확정하였던 Retractable Landing Gear 제품을 장착할 수 있도록 상세 설계를 진행하였음.

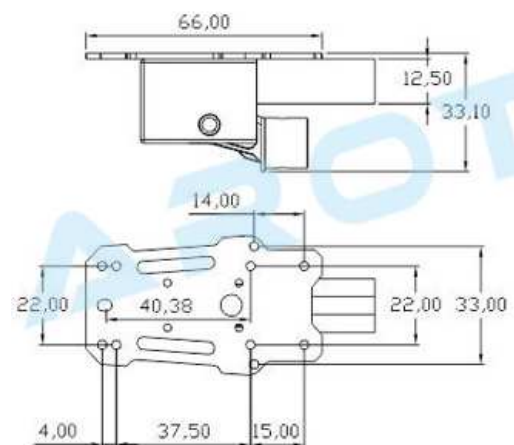


그림 43 Retractable Landing Gear

- ② 랜딩기어는 이착륙 시 기체 하단의 임무장비가 지면에 닿지 않도록 최대한 높게 제작하는 것이 좋으나 과도하게 높은 랜딩기어는 기체의 무게중심을 높이게 되어 지면에서 지지하는 안정성을 저하시킬 수 있음. 수차례 비행시험을 통해 적합한 랜딩기어 장착 각도와 랜딩기어 바(Bar) 길이를 확정하였음.

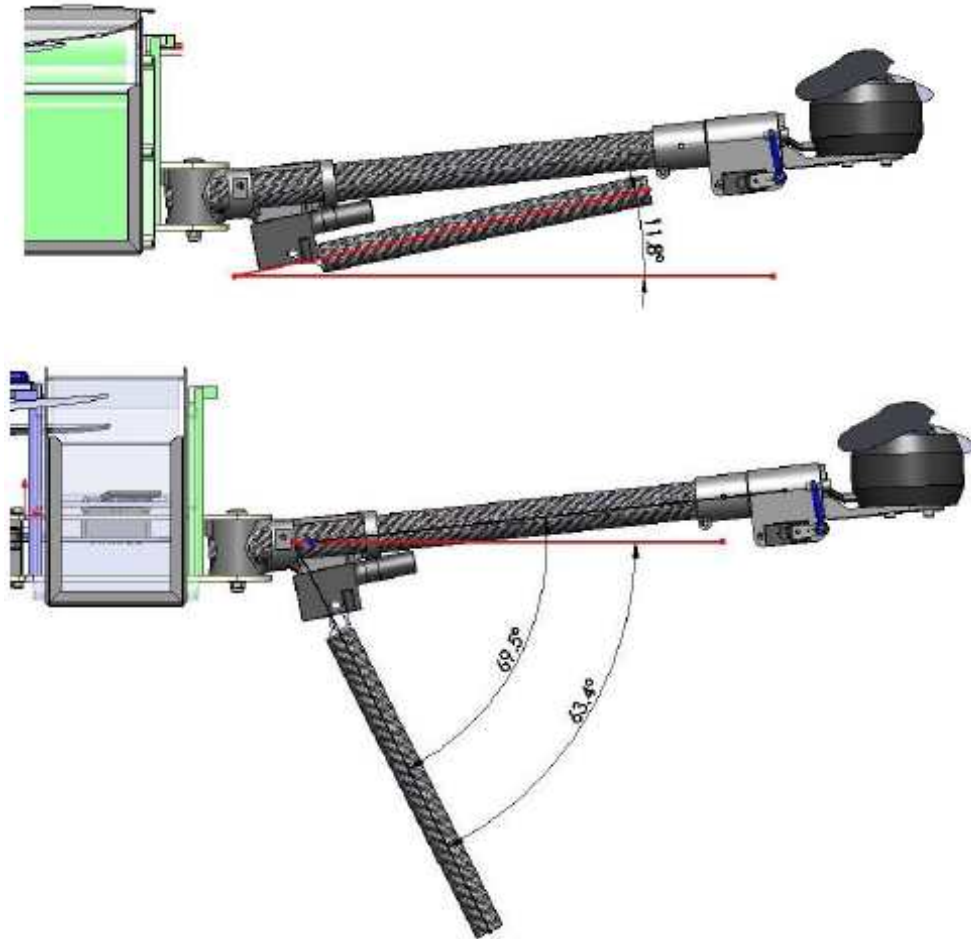


그림 44 Retractable Landing Gear 장착 각도 설계

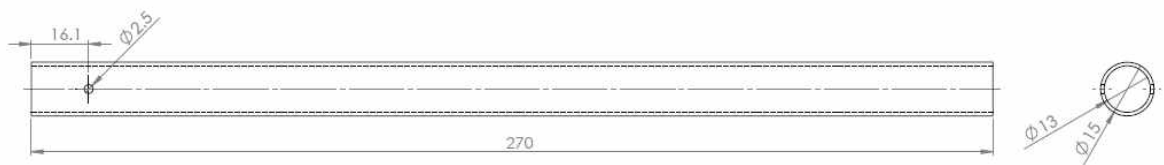


그림 45 랜딩기어 바(Bar) 설계

(라) 접이식 모터 암(Folding Arm) 설계

- ① 접이식 모터 암 매커니즘은 Puppy3에서 설계/제작하였던 방식을 최종 기체 형상에 적용하였음. Inner pipe, Outer pipe 2개 1쌍의 구조로 Inner pipe가 Outer pipe 내에 포함되는 방식으로 구성되어 전체 길이를 변화하는 방식으로 모터 암 각도를 변화시킴.

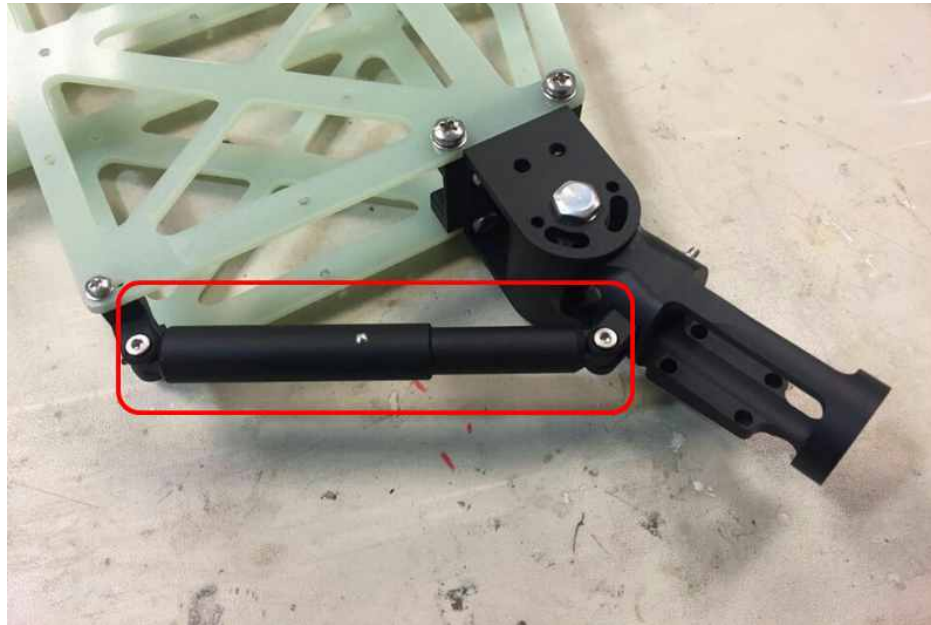


그림 46 접이식 모터 암(Folding Arm) 매커니즘

- ② Inner pipe와 Outer pipe의 설계 결과는 아래와 같으며, 두 개의 파이프를 고정시킬 수 있는 Pipe pin을 추가 설계하였음.

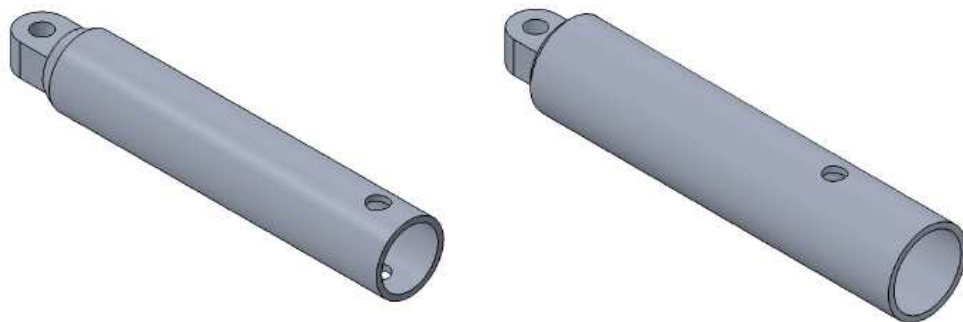


그림 47 Inner pipe(좌), Outer pipe(우) 설계

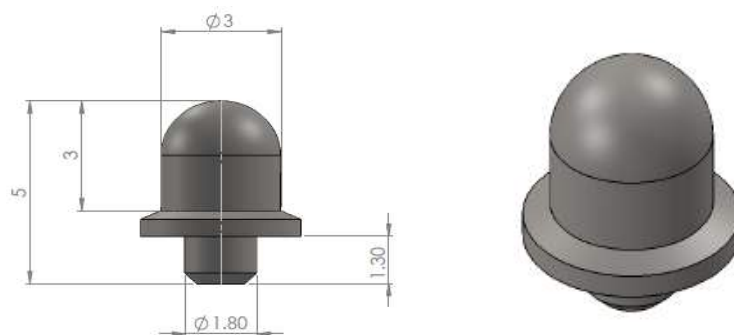


그림 48 Pipe pin 설계

(마) 각종 부품 설계

- ① 기체 내부의 상하판 사이에 모터 암(Motor Arm)을 고정시키기 위한 장착 마운트를 설계하였음. 마운트는 상하판에 볼트를 활용해 고정하며, 이를 위한 볼트 Hole을 포함함. 모터 암(Motor Arm)은 원형 카본 파이프를 활용하기로 결정하였으며, 결정한 카본 파이프의 두께를 고려하여 고정부분 설계를 진행하였음.

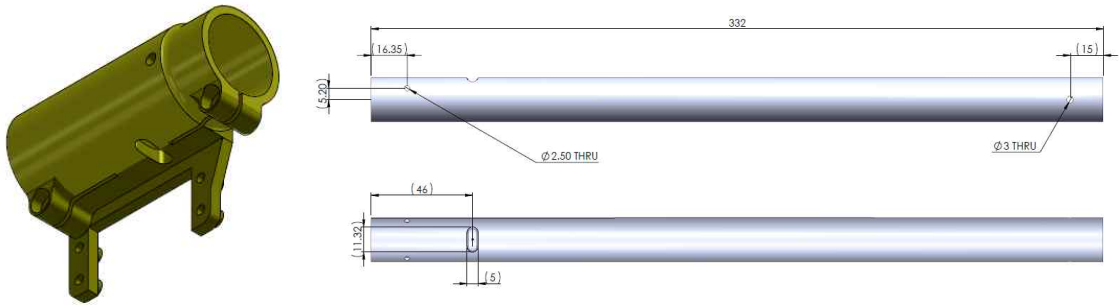


그림 49 후방 모터 암 장착부분(좌), 모터 암(우) 설계

- ② 모터 암(Motor Arm)에 동력모터를 장착하기 위한 모터 마운트를 설계하였음. 기체 후방의 1개 마운트는 모터 축 제어를 위한 추가적인 장치(서보모터)로 인해 상이한 형상을 가짐.

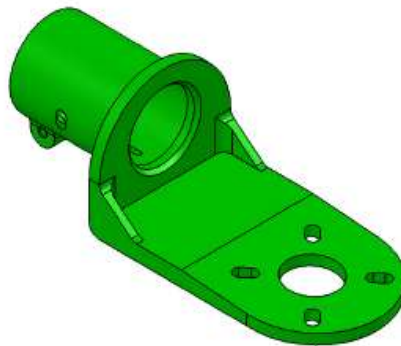


그림 50 전방 모터 마운트 설계

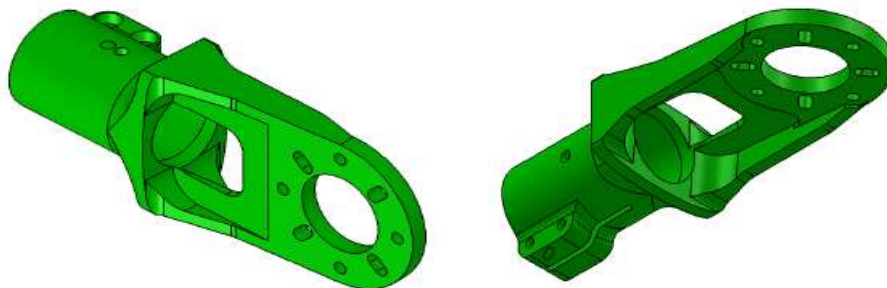


그림 51 후방 모터 마운트 설계

- ③ 이외에도 각종 소부품들을 설계/제작하여 최종 기체 개발에 활용하였음.

(바) 캐노피(Canopy) 설계

- ① 마지막으로 구성한 기체의 외형을 담당하는 캐노피 설계를 진행하였음. 초기 기체 형상 개념 설계를 바탕으로 순항비행 시 항력을 최소화할 수 있는 유선형 형상으로 설계함. 캐노피 상부는 배터리의 탈부착이 가능하도록 배터리 장착부분은 뚫려 있으며, 캐노피 하부는 임무장비를 장착하기 위한 Hole이 포함됨.

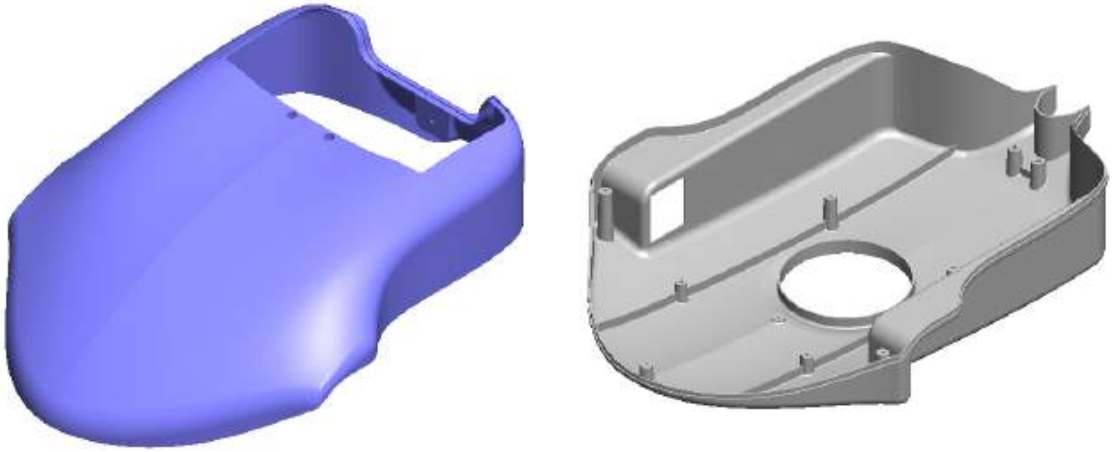


그림 52 캐노피 상부(좌), 하부(우) 설계

- ② 기 설계한 배터리 패키지 구조물(Battery Shell)과 일체형으로 구성되는 덮개를 설계하였음. 덮개는 배터리 탈부착을 용이하게 하기 위한 손잡이를 포함하며, 손잡이는 기체의 뒷면에 위치하도록 설계함.



그림 53 배터리 패키지 구조물 덮개 설계

(사) 기체 외형 및 내부 기자재 배치

- ① 위에서 설계, 제작한 부품들과 상용 판매 중인 제품들을 종합하여 최종 기체를 제작하였으며, ‘나르샤’로 명명하였음. 최종 제작한 기체 형상은 아래 그림과 같음.



그림 54 최종 기체(나르샤) 제작

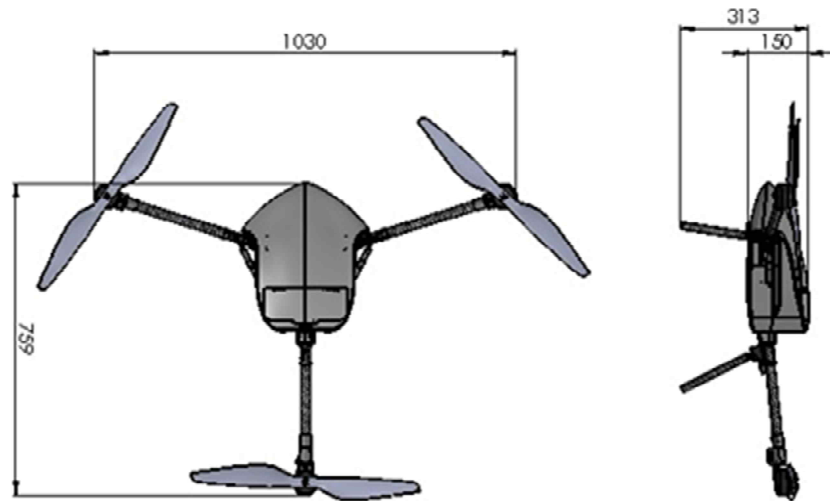


그림 55 최종 기체 평면도(좌), 측면도(우)

- ② 세부적인 제작 사진은 다음과 같음.



그림 56 상하단 캐노피 제작 사진

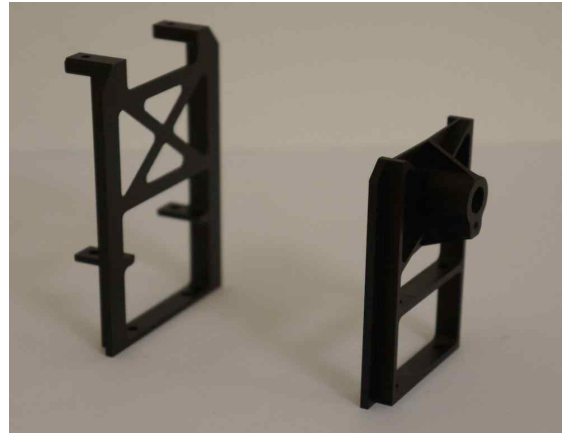


그림 57 Battery Shell(좌), Battery Bracket



그림 58 기체 전방 모터 마운트(좌), 후방 모터 마운트(우) 제작 사진



그림 59 Retractable Landing Gear(좌), Folding Arm System(우)

③ 설계한 기체 내부에 탑재 기자재를 추가하여 최종 배치도를 제작하였음.

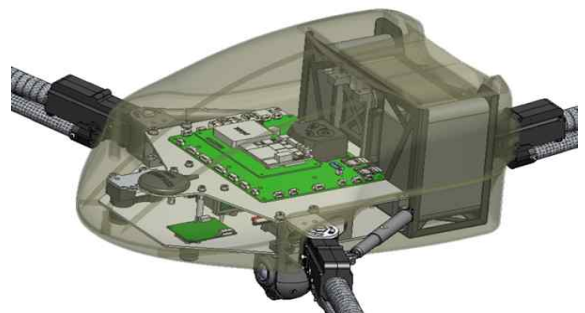
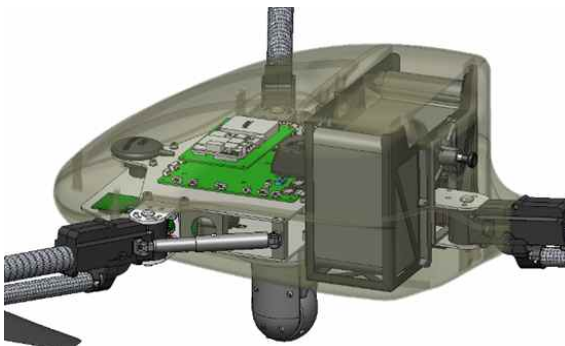


그림 60 기체 내부 기자재 배치도

(14) 지상제어장비(GCS) 개발

(가) 지상제어장비 HW 구성

- ① 지상제어장비는 드론시스템이 비행을 하면서 촬영한 영상과 비행상황에 대한 데이터를 운용자가 실시간으로 확인하고 비행명령 등의 데이터를 드론시스템으로 전송하는 역할을 수행함. 지상제어장비는 크게 위 목적으로 활용하는 소프트웨어를 탑재한 메인 PC와 드론시스템과의 통신을 위한 통신장비로 구성됨. 아래는 지상제어장비의 중심인 PC의 선정에 대한 내용임.

표 40 메인 PC(RUGGON사 Rextorm PM-521) 상세 내용

	Intel® Atom™ processor E3827 1.75 GHz
	IP65, MIL-STD-810G, 5 feet drop resistance
	1000 nits sunlight readable display
	Capacitive touch supports glove touch, water rejection, palm rejection, 2mm hard tip stylus; digitizer by request
	GNSS, Wi-Fi, Bluetooth and optional 4G LTE
	Optional Janus USB Ignition Key, Phoenix SecureWipe
	Hot swappable battery design
	Wide expansion design for data capture
	Dual pass-through connector for WLAN, GNSS, WWAN

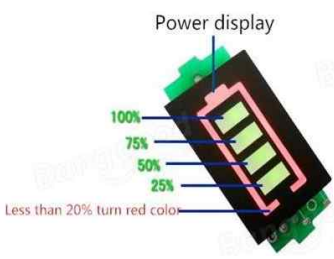
- ② 위 태블릿 PC를 선택한 이유는 다음과 같음.
- ㉠ 개발하는 드론시스템은 산업용으로 활용하지만 준군사적인 목적으로도 활용 분야를 확보할 계획에 있음. 이에 따라 군사용 목적으로 활용하기 위한 MIL-STD-810G 인증을 기 확보한 제품을 선정하였음.
 - ㉡ 메인 PC가 드론시스템과 통신을 하기 위해서는 통신시스템과 연결 가능해야 하는데 기 확정된 통신모뎀의 신호 출력(LAN)과 호환 가능한 제품을 선정하였음.
 - ㉢ 개발하는 지상제어장비의 소프트웨어는 Windows 기반으로 Windows OS를 지원하는 제품을 선정하였음.
- ③ 지상제어장비의 메인 PC는 드론시스템과 통신하기 위해 지상용 통신시스템과 함께 구성되어야 함. 지상용 통신시스템을 통합한 일체형 장비를 설계/제작하였으며, 이를 GDT(Ground Data Terminal)라고 명명하였음. GDT는 크게 통신모뎀, 영상 인코더, 전원으로 활용하는 배터리로 이루어지며, 통신모뎀, 영상 인코더는 기체 내부에 탑재되는 것과 동일한 제품을 사용하였음.

표 41 GDT 구성품

구 분	제 품
통신모뎀	Microhard사 Pico DDL 2450
영상 인코더	Maris사 Neptune-Micro
배터리	Panasonic사 Battery 4S2P 14.8V

- ④ GDT의 장비들이 동작하기 위해서는 배터리의 전원 공급이 이루어져야 하므로 운용자가 GDT의 배터리 잔량을 확인하여 편리하게 제품을 활용할 수 있도록 배터리 잔량 표시부품(Battery Indicator Display Board)을 함께 구성하였음.

표 42 배터리 잔량 표시부품 상세 제원

	Operating voltage	6/12/24/36/48V
	Power display	As the picture show
	Type	3.7V/7.4V /11.1V/14.8V(Optional)
	Applicable	6/12/24/36/48V NiMH /LiPo battery

- ⑤ GDT 내 각각의 장치들을 연결할 배선, 커넥터 및 지상제어장비 메인 PC와의 연결선 등을 포함하는 GDT HW 설계를 진행하였으며, GDT 내부 설계에 대한 내용은 다음과 같음.

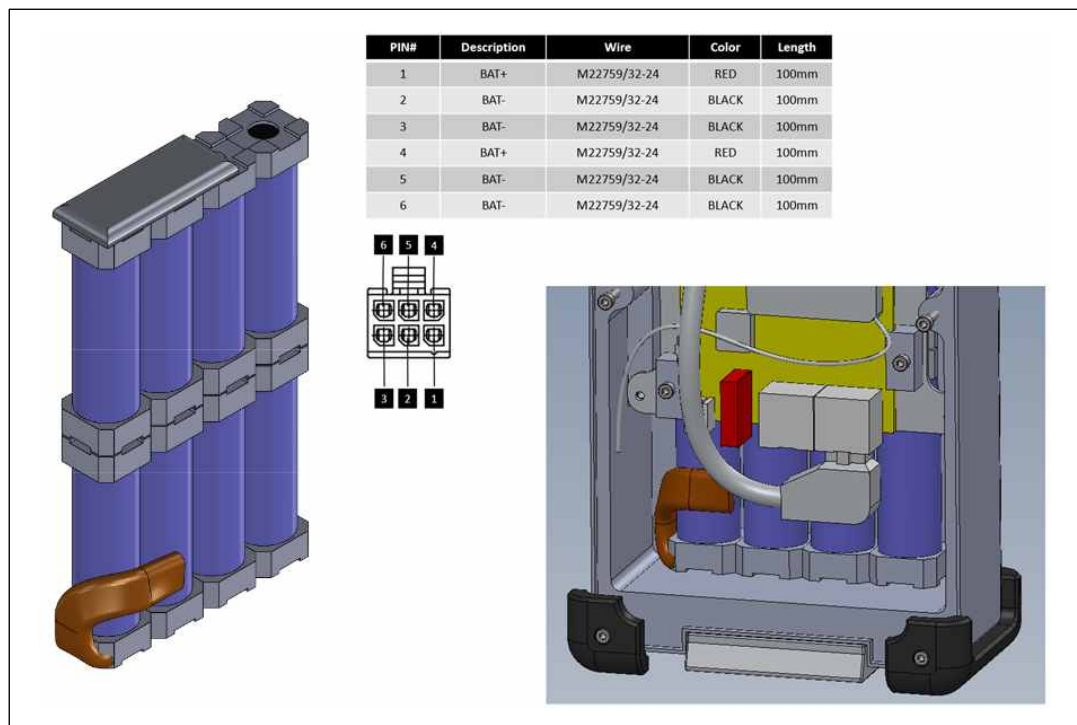


그림 61 GDT 배터리 연결 커넥터

- ⑥ 통신모뎀과 영상 인코더를 통합한 보드를 제작하였으며, 배터리와 연결하여 전원을 공급하였음. GDT 상단에는 GDT 내 배터리 충전을 위한 충전포트, LAN 포트 및 안테나가 위치하며, 측면에는 배터리 잔량 표시부품을 장착하였음.



그림 62 GDT 상단(외부 연결 커넥터 및 안테나 배치)

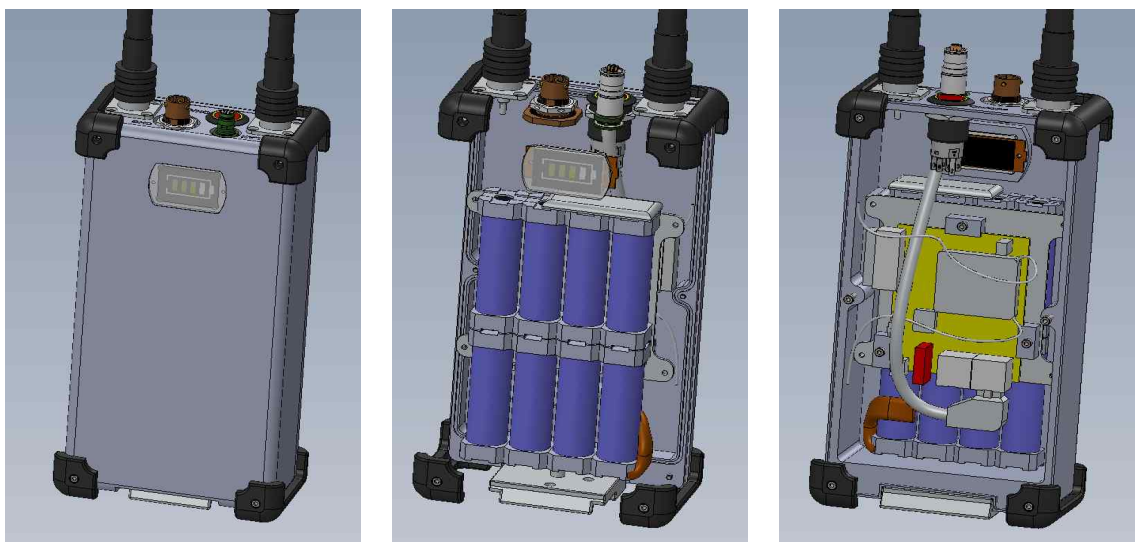


그림 63 GDT 외형(좌), GDT 내부(중,우)

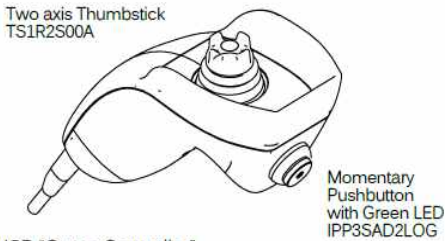
⑦ 설계 도면을 바탕으로 제작한 GDT는 아래와 같음.



그림 64 GDT 제작 사진

- ⑧ 개발하는 제품은 수동 조작을 통한 비행 기능 없이 지상제어 소프트웨어의 버튼을 통해 모든 비행이 자동으로 이루어지기 때문에 비행을 위한 조종기는 HW 구성에서 제외하였음. 하지만 임무장비의 짐벌시스템에 대한 조종은 추가적인 조종 스틱을 사용하여 운용자가 직관적으로 조종할 수 있도록 지원함. 다음은 조종 스틱으로 활용된 제품에 대한 내용임.

표 43 짐벌시스템 조종 스틱(APEM사 PC2430)

	Analog voltage or USB interface
	Readily available with TS series Thumbstick
	Optional sealing up to IP67
	Designed for optimal ergonomics
	Custom configurations available
	 Two axis Thumbstick TS1R2S00A Momentary Pushbutton with Green LED IPP3SAD2LOG OUTPUT - USB "Game Controller"

- ⑨ 짐벌시스템 조종 스틱은 한 손으로 잡고 조종할 수 있도록 만들어져 있으며, USB 커넥터를 통해 신호가 출력되기 때문에 태블릿 PC에 연결하여 사용하기 적합하였음. 2축 짐벌시스템에 대한 조종은 조종 스틱의 상하(Pitch), 좌우(Yaw) 조작을 통해 각각 조종할 수 있음.

(나) 지상제어 소프트웨어 개발

- ① 지상제어장비 메인 PC에 탑재되는 소프트웨어는 기체와의 실시간 통신을 통해 비행데이터를 표시하고 각종 명령을 전달할 수 있도록 구성되어야 함. 개발하는 지상제어 소프트웨어에 포함할 기능들의 분류를 정리하였음.
- ㉠ 지도(기체의 비행 위치 확인 가능)
- ㉡ 임무장비 촬영영상(실시간 시연)
- ㉢ 임무 설정(비행경로 생성, 비행모드 설정 등)
- ㉣ 기체의 비행 상태(비행속도, 고도, 거리, 비행시간, 통신감도 등)
- ㉤ 경고 문구 출력

- ② 각각의 기능들은 메인 PC 화면에서 출력될 수 있도록 GUI 구성이 필요하였으며, 운용자의 편의성을 고려하여 각각의 기능 버튼의 위치 배치, 색상 및 아이콘 선택을 진행하였음. GUI 구성은 실제 프로그래밍을 통한 개발 전 대략적인 이미지 구성을 우선적으로 진행하고 기능 버튼들의 위치 배치, 색상 및 아이콘 선택을 한 후 프로그래밍을 진행하였음. 초기 GUI 구성 개념은 아래와 같음.



그림 65 지상제어 소프트웨어 GUI 구성 개념

- ③ 임무 설정을 하는 기능 버튼들은 선택 시 세부 버튼이 나타나며 상세 설정이 가능하도록 프로그래밍을 계획하였음. 임무 설정의 세부 버튼은 대부분이 각종 카메라 조종모드 및 비행모드를 선택하는 버튼이 될 것으로 예상되었으며, 세부 버튼 구성을 위해 카메라 조종모드와 비행모드를 분류하였음.

표 44 카메라 조종모드 분류

조종모드	내 용
Manual	The operator can manually steer the payload.
Lock	The camera will stay on the object located in the center of the frame.
Point	The camera will point to desired location chosen by the operator on the map and keep it in the frame.
Position	The camera will keep its position relative to the drone axis.

표 45 비행모드 분류

비행모드	내 용
Take Off	When the take-off command begins, the throttle increases smoothly until the autopilot detects the 'Off Ground' state. This terminates the take-off command and activates the next command.
Return Home & Land	The drone will return with a direct flight route to the predetermined landing point or to the take-off location.
Land Here	The drone will land at current location.
Fly To	The drone will fly to a desirable coordinate chosen by the operator and will hover above that point.
Hover	The drone will keep his position and height.
Follow me	The drone will follow the GCS GPS location and will maintain the range between the drone and the GCS. The operator can control the distance and the orientation between the drone and the GCS.
Manual	The operator can control the drone via the control stick off the camera.
Circle	The drone will circle around desirable coordinate chosen by the operator.
Camera Guide	The drone will follow the heading of the camera and will maintain the range between the drone and the camera line of site (LOS). The operator can control the distance and the orientation between the drone and the LOS.
Waypoint Navigation	The drone will follow a prograded pattern and waypoint. Tasks, altitude and speed can be defined in each point by the operator.
Scan	The operator will select an area and the drone will flight according to particular pattern and will scan the area for mapping survey.

- ④ 소프트웨어 GUI 구성 개념과 각종 모드 분류를 바탕으로 프로그래밍을 통한 개발을 진행하였으며, 개발 내용은 다음과 같음.



그림 66 임무설정(자동비행을 위한 비행경로 계획)



그림 67 실시간 비행지도 및 비행데이터 출력



그림 68 경고문구 출력 및 비행모드 설정

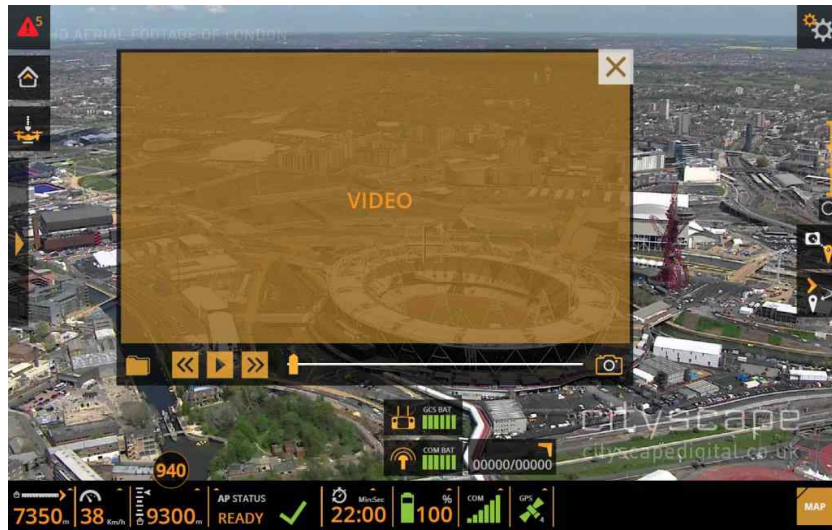


그림 69 임무장비 촬영영상 시연

- ⑤ 초기 소프트웨어 GUI 구성 개념을 크게 벗어나지 않는 범위에서 지상제어 소프트웨어 개발을 진행하였음. 지상제어장비 메인 PC에 탑재하여 기체의 자동비행장치와 통신이 가능한 점과 실시간 촬영영상 시연 및 기체의 위치, 비행 상태 표시 기능이 구현됨을 확인하였음. 비행지도의 지형고도 데이터는 NASA가 배포하는 지형고도 데이터를 사용하였는데 전세계적으로 $\pm 30m$ 이내의 오차를 가짐.
- ⑥ 개발한 소프트웨어의 GUI는 각종 임무 설정 버튼이 화면 좌우로 나뉘어 위치하게 되어 실제 활용 시 번잡한 느낌을 나타내었음. 이외에 아이콘 형태, 색상 등의 변화 및 소프트웨어 기능 개선을 통해 최종 지상제어 소프트웨어 개발을 완료하였음.



그림 70 최종 지상제어 소프트웨어 GUI

- ⑦ 지상제어 소프트웨어 개발은 기체의 자동비행장치 개발과 함께 진행하였음. 자동비행장치 개발 진행 과정에서 초기에 구상하였던 각종 조종 및 비행모드에 변경사항이 발생하였으며, 개발 결과 최종 확정된 기능들은 다음과 같음.

표 46 비행모드 분류

비행모드	내 용
Take Off	When the take-off command begins, the throttle increases smoothly until the autopilot detects the 'Off Ground' state. This terminates the take-off command and activates the next command.
Return Home & Land	The drone will return with a direct flight route to the predetermined landing point or to the take-off location.
Land Here	The drone will land at current location.
Fly To	The drone will fly to a desirable coordinate chosen by the operator and will hover above that point.
Hover (Hold)	The drone will keep his position and height.
Circle	The drone will circle around desirable coordinate chosen by the operator.
Camera Guide	The drone will follow the heading of the camera and will maintain the range between the drone and the camera line of site (LOS). The operator can control the distance and the orientation between the drone and the LOS.
Waypoint Navigation	The drone will follow a programed pattern and waypoint. Tasks, altitude and speed can be defined in each point by the operator.

- ⑧ 개발 완료한 지상제어 소프트웨어는 메인 PC에 탑재하고 최종적으로 지상제어장비 시스템을 구성하였음.

(15) 비행시험

(가) 제품 구성

- ① 최종적으로 개발 완료한 기체와 지상제어장비 시스템의 제원은 다음과 같음.

표 47 제품 제원

Arm Span(m)	1.03
Height(m)	0.31
Maximum Flight Speed(km/h)	45
Maximum Flight Altitude(m)	1,200
Flight Time(min)	60 (w/o Payload)
Maximum Payload Weight(g)	700
Airborne Weight(g)	5,020
GCS Weight(g)	1,780
Battery Voltage(V)	24 (Lithium-ion)
Communication Frequency(GHz)	2.402 ~ 2.478

- ② 기체를 구성하는 부품들을 바탕으로 WBS(Weight Breakdown Structure)를 작성하였고 이는 추후 제품 생산에도 참고로 활용할 예정임.

표 48 WBS(Weight Breakdown Structure)

Item #	Part Name	Unit Weight	QTY	Total Weight (g)
1	power_board	250	1	250.0
2	battery_kaveret	39.29	2	78.6
3	battery__single_cell	49.2	32	1574.4
4	battery_cheek	11.13	1	11.1
5	battery_cheek	20.57	1	20.6
6	battery_handle_base	35.41	1	35.4
7	battery_pin_1	1.46	1	1.5
8	battery_release_lever	7.16	2	14.3
9	battery_pushrod	0.57	2	1.1
10	battery_handle	7.43	1	7.4
11	ISO 4762 M3 x 8 ---- 8N	0.963	2	1.9
12	AC_handle	13.62	1	13.6
13	ISO 4762 M4 x 10 ---- 10N	2.082	2	4.2
14	220072 (screws)	1.064	23	24.5
15	tail_motor_base	49.38	1	49.4
16	motors	240	3	720.0
17	Bearing_SMD_6702-2RS_15x21x4	1.2	2	2.4
18	4p7xM3x10_ball_link_male	1.22	1	1.2
19	tail_arm_wrist	28.54	1	28.5
20	servo_airtronics_94809	19.33	1	19.3
21	servo_arm_mini	0.364	1	0.4
22	ISO 7045 - M2 x 3 - Z ---- 3N	0.15	1	0.2
23	payload_700_gr	700	1	700.0
24	payload interface	30	1	30.0
25	main_body (canopy)	251	1	251.0
26	video_card	20	1	20.0
27	ESC_castle_lit_HV40	46	3	138.0
28	pivot_pin	8.67	3	26.0
29	arm_bracket_root	15.06	3	45.2
30	arm_bracket_shoulder	10.8	3	32.4
31	UC_lock_link	9.88	3	29.6
32	leg_tube	13.17	3	39.5
33	UC_foot	5.34	3	16.0
34	side_tube	50.86	2	101.7

35	UC_ankle_pin	1.16	3	3.5
36	UC_servo_base	1.88	3	5.6
37	UC_servo_motor	3	3	9.0
38	Bearing_3x8x4	1	6	6.0
39	UC_servo_lead_screw	2.03	3	6.1
40	UC_servo_gear_64T	2.66	3	8.0
41	Hexagon Thin Nut ISO4035 - M3 - N	0.61	9	5.5
42	UC_lock_link	3.75	3	11.3
43	ISO 4762 M3 x 12 ---- 10N	1.177	15	17.7
44	220022 (screws)	0.35	15	5.3
45	ISO 4762 M3 x 6 ---- 6N	0.837	6	5.0
46	ISO 4762 M3 x 30 ---- 10N	2.195	9	19.8
47	UC_knuckle	0.67	3	2.0
48	right_motor_base_mod	28.31	2	56.6
49	side_tube	42.33	1	42.3
50	Autopilot	100	1	100.0
51	Antennae	12	2	24.0
52	GPS/Compass	28	1	28.0
53	AGL	19	1	19.0
54	Cables	12	4	48.0
55	Lights	4	5	20.0
56	FP_card (including communication)	50	1	50.0
57	DIN EN ISO 7040 - M4 -N	0.7	3	2.1
58	arm_rocker_V3	6.43	2	12.9
59	arm_lock_spring	0.89	1	0.9
60	arm_lock_spring	0.89	1	0.9
61	arm_lock_shoulder_screw	3.51	2	7.0
62	Washer DIN 9021 - 3.2	0.5	2	1.0
63	prop_26x#	60	3	180.0
64	battery_lock_parts	22.09	1	22.1
65	battery_lock_parts	2.21	1	2.2
66	battery_lock_parts	0.3	2	0.6
67	battery_lock_parts	15.96	1	16.0
Total Weight (g)				5027.7

(나) 비행시험

- ① 개발한 드론시스템의 개발 목표 성능 만족 여부를 검증하기 위한 비행시험을 수차례 진행하였으며, 비행시험 결과 각각의 목표 비행성능을 만족함을 확인하였음.



그림 71 자동이착륙 비행(좌), 직진비행(우)

- ② 지상제어 소프트웨어의 비행계획에 따라 기체가 자동으로 임무를 수행하며, 임무장비의 촬영영상이 실시간으로 시연되는 것을 확인하였음. 그 외, 기체의 비행 데이터 실시간 획득 및 경고 문구 출력 등 기능들이 정상 작동함을 확인하였음.
- ③ 개발 완료한 제품은 주관연구기관인 (주)케바드론의 소유로 개발 제품의 검수를 위한 추가적인 ATP(Acceptance Test Procedures) 진행을 계획함(2017.06.08.(목)). ATP에 대한 상세한 내용은 [첨부8]에 수록함.

(16) 종합군수지원요소 개발

- ① 주관연구기관의 위탁연구로 충남대 종합군수체계연구소는 본 과제 개발 제품인 장기체공이 가능한 드론시스템에 대한 종합군수지원요소를 개발하였음. 해당 내용은 무인항공기 시스템의 구성에서 운용, 정비까지의 내용 등을 포함하고 있으며, 자세한 사항은 별도의 보고서[드론의 종합군수지원요소 개발 최종보고서]로 제출함.

나. 연구 개발 추진 체계

(1) 드론시스템 개발을 위해 각 연구기관별 개발 업무를 분담하였으며, 분담 상세 내용은 아래와 같음.

표 49 연구기관별 개발 업무 분장

연구기관명	개발 업무	상세 내용
(주)케바드론	전기추진시스템 설계	- 모터, 변속기, 프로펠러 조합 선정(지상 추력 시험을 통한 데이터 확보) - 장기제공(60분)을 위한 배터리 개발
	시작품(Puppy1,2,3) 설계/제작	- 자동비행장치(FCC) 개발을 위한 Puppy1, Puppy2 기체 지원 - 시작품 기체(Puppy3) 설계 및 제작 - 각종 조종시스템 (Retractable Landing Gear, Folding Arm, Tail Motor Control System) 설계/제작
	시제품(Narsha) 설계/제작	- 시제품 기체(Narsha) 설계 및 제작 - 각종 조종시스템 구현
	비행시험 지원	- 시작품, 시제품 기체에 각종 장비 탑재 지원 - 시작품, 시제품 기체 성능 확인을 위한 비행시험 지원
	후속지원요소 개발	- 11대 종합군수지원요소 개발(위탁)
Flying Production LTD	자동비행장치(FCC) 개발	- 개발용 FCC 보드를 활용한 실내, 실외 시험(Tri-copter 기체에 적합한 비행제어 알고리즘 개발) - 각종 자동비행모드 구현 - FCC 보드 설계/제작(개발 제품에 최적화된 보드)
	지상제어장비(GCS) 개발	- 휴대용 GCS HW 개발(태블릿 PC, 조종스틱, 데이터 및 영상 송수신시스템 포함) - GCS SW 개발(사용자의 직관성을 고려한 화면 구성, 비행계획 및 비행금지구역 설정 등 포함)
	임무장비 탑재	- 3축 짐벌카메라 시스템 구성 - 자동비행장치(FCC)와 연동하여 제어 - 지상제어장비(GCS)를 통해 조종 가능하도록 구성
	비행시험 지원	- 시작품, 시제품 기체에 각종 장비 탑재 지원 - 시작품, 시제품 기체 자동비행시험 지원

Aerodrome LTD	시스템 요구도 작성	- 사용자 요구 분석 - 시스템 요구도 작성 지원
	과업명세서 작성	- WBS(Work Breakdown Structure) 작성([첨부9]) - 분담 업무에 대한 상세 작업내용 정의
	사업 관리	- 개발 과정에 관련된 각종 기술문서/행정문서 관리 - 한국과 이스라엘 협업을 위한 이스라엘 내 제반 개발 업무 관리 - PDR, CDR 및 주간별 업무 내용(Weekly Report) 관리([첨부10])
공동 수행	체계종합	- 시스템 내 각각의 부품 간 인터페이스 분석(EICD, MICD) - 기체 상세 설계도 조율 및 확정 - 체계 종합 및 전체 시스템 성능 관리(전체 시스템 중량, 비행 성능 등) - 협동 업무 진행을 위한 일정 관리
	비행시험	- 협동 비행시험 진행 - 비행시험 결과 분석 및 설계 보완 검토

다. 연구 개발 추진 일정

- (1) 초기 연구개발 계획 일정에 따라 시스템 개발을 진행하였으며, 연구기간 내에 목표로 한 연구개발을 모두 완료함.

표 50 연구 개발 추진 일정

1차년도													
순번	연구내용	추진 일정(2015. 6.26 ~ 2016. 4.25.)											
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10		
1	계획수립 및 자료조사												
2	비행체 설계												
3	물딩 제작 및 부품 구매												
4	시작품 제작												
5	FCC & GCS 설계												
6	FCC & GCS 개발												
7	Comm' & Payload 개발												
8	시험비행												
9	ILS 요소 개발												
2차년도													
순번	연구내용	추진일정(2016. 4.26 ~ 2017. 4.25.)											
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1	시제품 설계 (설계보완)												
2	전지 Pack 부품구매												
3	시제품 제작												
4	시스템 통합 (FCC & GCS)												
5	시스템 통합 (Comm' & Payload)												
6	시험비행												
7	교육훈련												
8	양산 준비 (보고서 작성)												

2. 연구 수행 성과

가. 지식재산권

- (1) 본 과제를 통해 개발한 기체 형상에 대한 1개 특허를 출원/등록 완료하였음. 특허의 내용은 기체의 보관 및 운반을 위한 접이식 모터 암(Motor Arm)의 매커니즘에 대한 것임. 해당 특허에 대한 상세 내용은 [첨부11]에 수록함.



위의 발명은 「특허법」에 따라 특허등록원부에 등록되었음을 증명합니다.
This is to certify that, in accordance with the Patent Act, a patent for the invention
has been registered at the Korean Intellectual Property Office.



2016년 08월 31일

특허청장
COMMISSIONER,
KOREAN INTELLECTUAL PROPERTY OFFICE

최 동 규

제4장. 목표 달성도 및 관련 분야 기여도

1. 목표 달성도

가. 정량적 목표 달성도

- (1) 초기 사업 기획 시 시스템 개발에 대한 정량적(기술적) 개발 목표를 설정하였으며, 각각의 목표에 대한 개발 결과 및 달성여부는 아래 표와 같음.

표 51 정량적 목표 달성도

연번	핵심성과	단위성과	성과지표	개발 결과	비고
1	이착륙 기능	이륙 기능	수동/자동 이륙 가능	이륙 가능	[첨부1]
		호버링 및 직진기능	비행 가능	비행 가능	
		착륙 기능	수동/자동 착륙 가능	착륙 가능	
2	비행 성능	최대 비행속도	45km/h	45km/h	[첨부2]
		순항 비행속도	0~35km/h	0~35km/h	[첨부3]
		최대 비행고도	500m	500m	
		순항 비행고도	10~70m	10~70m	
		비행거리	반경 5km	반경 3km	[첨부4]
		체공시간	60분	60분	[첨부5]
3	자동 비행성능	자동비행모드	모드별 시연	모드별 시연 가능	[첨부6]
		GCS 좌표 입력	좌표 입력 가능	좌표 입력 가능	
		GCS 영상 출력	영상 출력 가능	영상 출력 가능	
		비행금지구역 고도 제한 공항 인접제한	소프트웨어 입력 가능	소프트웨어 입력 가능	
4	짐벌카메라 성능	짐벌시스템	3축 짐벌시스템	3축 짐벌시스템	[첨부7]
		줌기능	x4 광학줌	x17 광학줌	

나. 정성적 목표 달성도

- (1) 초기 사업 기획 시 위의 정량적 개발 목표 외에 아래와 같은 정성적 개발 목표를 계획하였으며, 해당 개발 목표들은 모두 달성 완료하였음. 각각의 달성 여부에 대한 자세한 사항은 별도 첨부함.

표 52 정성적 목표 달성도

연번	핵심성과	성과지표	개발 결과	비고
1	특허	1건 출원	1건 출원 완료	[첨부11]
2	시제품 기체	1대 제작	1대 제작 완료	—
3	종합군수지원요소	11대 요소에 대한 보고서 작성	보고서 작성 완료	[보고서 별첨]

- (2) 정성적 연구목표 달성 내용 중 종합군수지원요소는 제품 생산, 운용, 유지보수 시 지침서로 활용할 예정임. 종합군수지원요소를 활용하여 양산 단가(Unit cost, Flyaway cost) 및 운용 유지 단가(Life cycle cost)를 절감시킬 수 있어 보다 효율적인 양산시스템 구축 및 제품 관리가 가능함.

2. 관련 분야 기여도

가. 장기체공이 가능한 소형 멀티콥터 형상 드론시스템 개발

- (1) 기존 국내에서 항공촬영 용도로 활용되는 산업용 멀티콥터 제품들은 40분 이상 비행이 불가능하여 활용에 어려움이 있었음. 본 과제를 통해 개발한 드론시스템은 이를 월등히 상회하는 성능을 보유하여 기존 제품들이 진출하지 못하는 보다 폭넓은 용도로 활용 가능할 것으로 예상됨.
- (2) 국내 항공분야 사업은 대기업이 주를 이루고 있는데 본 과제를 통해 중소기업을 주축으로 한 사업을 수행하여 항공 산업의 균형 발전을 실현할 수 있음. 또한, 무인항공기 시스템과 연관된 각종 산업(부품산업, 정비체계 등)의 통합 발전을 통해 미래 산업 육성을 추구함.
- (3) 본 과제를 통해 개발한 소형 드론시스템을 다양한 용도(정찰/감시, 생태계 모니터링, Mapping 목적 등)로 활용하여 소형 무인기 기술의 확산 및 대중화에 기여할 수 있음.

제5장. 연구개발성과의 활용계획

1. 연구개발성과

가. 장기체공이 가능한 드론시스템 개발

- (1) 과제 수행을 통해 장기체공(최대 60분 비행)이 가능한 소형 멀티콥터 형상 드론시스템을 확보함.
- (2) 개발 드론시스템에 최적화된 지상제어장비, 자동항법장치를 확보함.
- (3) 개발 대상 드론시스템에 대한 지식재산권을 확보함.

나. 소형 드론시스템에 대한 종합군수지원 지침서 확보

- (1) 과제 개발 대상 제품에 대한 운용, 정비 등의 내용이 수록된 종합군수지원 지침서를 확보함.
- (2) 종합군수지원 지침서에는 소형 드론시스템에 대한 종합군수지원 11대 요소가 수록되며, 이는 시스템의 효율적이고 경제적인 군수지원을 보장하기 위한 것임. 세부적으로는 시스템의 소요제기 시부터 설계, 개발, 획득, 운영, 폐기 시까지 제반 군수지원 요소를 종합적으로 관리하는 내용임. 종합군수지원요소는 시스템 수명주기 간 시스템을 효과적으로 운용, 유지할 수 있도록 군수지원을 보장해 주는 제반사항으로 시스템 개발 시 시스템과 병행하여 개발되어야 함.
- (3) 본 성과물은 향후 시스템 양산 및 운용 단계에서 안정성, 신뢰성 확보 및 운용비용 최소화를 위한 지침서로 활용할 계획임.

2. 활용계획

가. 제품 실용화 계획

- (1) 본 과제의 개발 제품은 장기체공이 가능한 드론시스템으로 경쟁 제품들(각종 소형 멀티콥터 형상 드론시스템)에 비해 월등한 체공시간을 바탕으로 보다 폭넓은 임무 수행이 가능할 것으로 판단됨. 임무장비의 교체를 통해 감시/정찰, 생태계 모니터링, Mapping 임무 수행 등 다양한 영역으로 진출할 수 있어 실제 제품의 성능 시연을 통해 홍보 활동을 진행할 계획임. 실제로 제품 개발을 진행하면서 제품 홍보 활동을 병행하고 있었으며, 국내 각종 드론 활용처에서 개발 완료 시기에 맞추어 제품 시연을 요청하고 있음.

나. 추가 연구 개발 계획

- (1) 제품 실용화를 위해 홍보 활동을 진행하면서 제품이 추가적으로 보유해야 할 기능들에 대해 정보를 확보함. 이에 따라 과제는 종료되었으나 기업 자체적인 개발을 추가 진행하여 제품의 성능을 향상시킬 계획임.
 - ① 비행체 위치 데이터 오차 보정 : 현재 제품에 활용 중인 GPS는 위치 오차가 발생하는데 이러한 오차를 감소시킬 수 있는 보정 장비(RTK GPS 등)를 추가 탑재하여 보다 정확한 성능을 보유하도록 개발할 계획임.
 - ② 자동비행장치에 포함되어 있는 비행체 자세 측정 센서 등의 정밀도 향상으로 비행 안정성을 증가시켜 보다 안정적인 임무장비 활용을 할 수 있도록 개발할 계획임.

제6장. 연구 과정에서 수집한 해외 과학기술 정보

1. 드론시스템 시장 분석 자료

가. 국내 시장 분석

- (1) 연구 개발 초기 단계에서 국내 드론시스템 시장 분석 및 수요 조사를 진행하였으며, 그에 대해 정리한 내용은 아래와 같음.

표 53 국내 드론시스템 시장 분석(2015.11.15.)

Agency	Operation Need	Market Potential
Police Agency	Traffic Control / Suspected Car Tracking / Missing person Investigation / Criminal Tracking	267X2 set
Ministry of Public Safety and Security	Monitor the Situation of Disaster Delivery Emergency Goods	267X2 set
Korea Electric	Service Wire/Steel Tower Inspection Wire Connection between Tower	14X4 set
Coast Guard	Surveillance Coast	10X4 set
Forest Service Agency	Surveillance Forest Fire Forest Monitoring	5X10 set
Government Administration and Home Affairs	Investigation of Land Usage	16X4 set
Oceans and Fisheries Administration	Manage the Mooring Ship Surveillance the Illegal Ship	17X4 set
Busan City	Monitor Beach Deliver Emergency Goods	8X2 set
Rural Development Agency	Land Inspection Monitor a agriculture / salt farm	159X4 set
Nuclear Power Plant	Monitor pollution area	4X4 set
Gas Corporation	Gas pipe line Inspection	20 set
Instruction Company	Construction Site Monitoring	50 set
Water Resources Corporation	Water pipe Leakage / aging Monitoring	100 set
Oil Company	Feed Piping Leakage / blockage Monitoring	20 set
Environmental Protection Agency	Surveillance Pollution area Wetland Ecosystems Monitoring	50 set

나. 해외 시장 분석

- (1) 본 사업이 해외 연구기관과 공동으로 진행하는 글로벌 기술협력 과제인 만큼 제품 개발 후 해외 시장에 진출하기 위한 해외 드론시스템 시장 분석을 진행함.

Forecasting the domestic market of UAVs

June 27, 2012

- These document is only for internal uses. Keep it from external uses and access by outsiders.

○ Unmanned air vehicles (UAVs) are now substituting for or supplementing manned aircrafts, and their global market size is expanding every year. In response to high potential demand for such vehicles in Korea, moreover, many domestic enterprises are also expected to participate in the market as a promising business and a growth engine of national economy along with the development of the future defense industry.

○ In particular, [the area of low-altitude UAVs](#) is not subject to the Missile Technology Control Regime (MTCR) and therefore it has high potential for the development of products competitive in the export market with less investment compared to that for manned aircrafts. For this reason, investment is increasing in joint development projects of industry-university-research institute.

○ However, for [medium/high-altitude UAVs, unmanned combat air vehicles, etc. which require high performance and technology](#), it is difficult to acquire key technologies and components due to the regulations of MTCR and, as a result, there are many obstacles to the development and export of products.

※ In order to promote UAV business and develop its market in Korea, it is essential to set directions for expanding the scope of market along with gaining a dominant position in specific areas related to the products and technologies of UAVs. What is necessary, however, is more the acquisition and analysis of exhaustive data than decision on technologies or products to pursue for gaining such a dominant position.

1. The environment of the global UAV market

○ Development and investment in the UAV market has been so far to meet military needs, but in addition to the steady growth of the military product market, the market for civilian products is expected to expand gradually in the future.

○ Over 90% of the global UAV market is occupied by the U.S. and Israel, but forecasting the continuous growth of the UAV market, European and Asian countries are preparing to join the global market while meeting their domestic demand. Thus, the future drone market is expected to be extremely competitive.

○ In the early stage, UAVs conducted simple missions such as reconnaissance and surveillance, but as their utilities were proved at battlefields, demand has increased and now UAVs are replacing manned aircrafts in many functions and missions including armed attack, telecommunication relay, and electronic warfare.

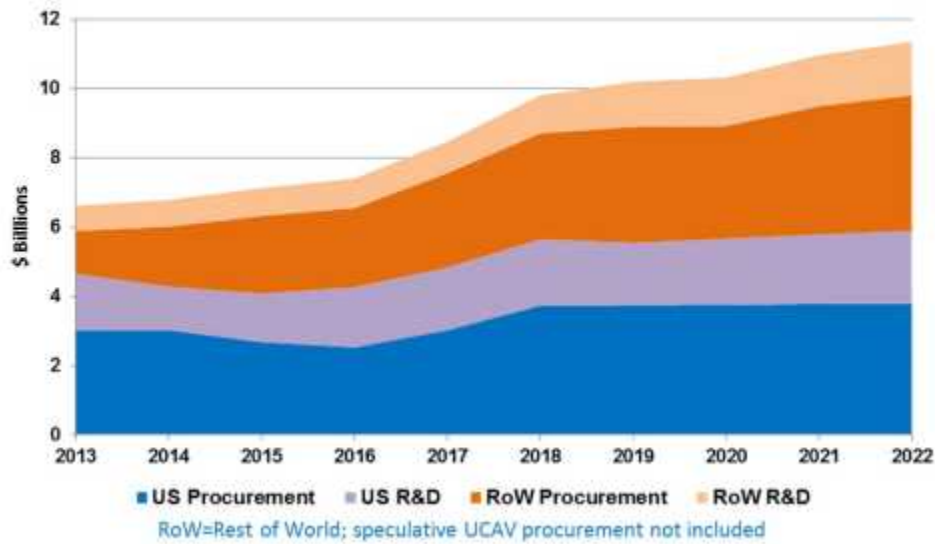
○ As the fast growth of the civilian UAV market has been forecasted, UAVs are being developed for various uses, but the expansion of the market is hindered by aviation policies and regulations related to airspace boundary, licenses and permits required in relation to radio waves, etc. Accordingly, the size of the civilian market will grow much bigger than now when these issues are resolved.

□ The size of the global UAV market has increased from [\\$2.4 billion in 2000](#) to [\\$5 billion in 2010](#), and is expected to be [\\$10.3 billion in 2020](#). This shows that the market size is doubled in every 10 years.

- The global drone market is expected to grow at an average rate of 6% each year until 2022.
 - The estimated total market size for the period from 2013 to 2022 is \$ 89 billion (military 95%, civilian 5%).
- The size of the global UAV market is expected to grow from \$6.62 billion in 2013 to \$11.4 billion in 2022.

World UAV Budget Forecast

R&D and Procurement



Source: "World UAV Systems Market Profile and Forecast 2012 (Teal Group, 2012.5)"

□ Changes in market size and market share by country

- Market size: U.S. (57%), Asia-Pacific region (20%), Europe (12%), Middle East (8%) ...
- Market share: U.S. (66%), Israel (23%), Europe (8%) ...

□ With the end of the Iraq War, the U.S. is now interested in civilian UAVs.

- As President Obama signed the FAA Bill (Feb. 17, 2012), the base for the operation of civilian UAVs is being laid (assigned \$11 billion for FAA).
- Preparations are being made for opening the national airspace to UAVs and establishing an operation system integrating manned/unmanned aircrafts until 2015.
- If restrictions on UAV operation (airspace, frequency, certification, safe operation technology, etc.) are resolved through constructing the operational base of civilian UAVs, the size and pattern of the global market will be changed radically.

2. Forecasting the domestic UAV market

□ It is necessary to develop domestic technologies and to make supportive policies for preoccupying **the global UAV market**.

- According to *World UAV Systems Market Profile and Forecast 2012* (May 2012) of Teal Group in the U.S., the total overseas UAV market size for the next 10 years is estimated to be \$89 billion, and 5% of the market is for civilian products.

※ If Korea occupies 1% of the overseas market, it is expected to raise revenue of 900 billion won (\$890 million) for the period (about 90 billion won a year).

- In the UAV area, it is possible to secure sufficiently high international competitiveness using domestic technologies (information/electronic technologies, precision imaging technologies, high-speed digital communication technologies, etc.) with relatively less investment compared to the area of manned aircrafts.

□ The domestic UAV market has sufficient potential demand for military and civilian uses, and it is highly likely to function as a stepping stone for the domestic aviation industry to leap onto the global level.

- **Currently as of 2013, about 20 kinds of UAVs are under development or operation in Korea.**

→ However, only two kinds for military use and another two for civilian use have been commercialized.

* Military use: Army corps drone (Songgolmae), Marine Corps drone (RemoEye 006)

- * Civilian use: Agricultural unmanned helicopters (RemoEye H-C100, X-copter)
- * Project for developing reconnaissance UAV for army divisions since 2010 (Korean Air)

→ **Military UAVs under development in Korea are as follows.**

- * Division reconnaissance UAV (Korean Air): mass production from 2015
- * Next-generation army corps drone (ADD/KAI): mass production from 2018
- * Medium/high-altitude drone (ADD/Korean Air): mass production from 2018
- * Drone (Ucon): mass production from 2015

□ **The size of the domestic drone market is expected to be about 5,400 billion won for the next 10 years.**

- **The market size for military UAVs for the same period is over 3,600 billion won.**

- **The market size for civilian UAVs for the same period is over 1,800 billion won.**

* As this estimated size comprehended all future plans and expected projects including current projects, although there may be some errors in terms of time, this forecast is sufficiently feasible in general.

• Expected total market size in Korea (unit: billion won)

Type	Subtotal	R&D	Market	Remarks
Military use	3,645	1,200 (33%)	2,445 (67%)	-
Civilian use	1,820	200 (11%)	1,620 (89%)	Mainly based on demand from the government and public sectors
Total	5,465	1,400 (26%)	4,650 (74%)	-

• **Military market: 3,645 billion won (R&D 1,200 billion won, acquisition 2,445 billion won)**

- * For the military drone market, the size and time were estimated roughly except those in progress currently.
- * Although the forecast of these markets is highly promising, it is difficult to estimate the market size accurately.

☆ Under development: reconnaissance drones for army divisions and corps, medium/high-altitude reconnaissance drones for the Air Force

☆ In progress of acquisition: high-altitude drones for the Air Force, drones for Navy intelligence ships, drones for army battalions

☆ Expected future projects:

- Army: drones for regiments, rear divisions, MAV, electronic warfare/telecommunication relay, etc.
- Navy: drones for destroyers
- Air Force: unmanned combat air vehicles, drones for base defense
- Marine Corps: Same as those for the army
- For both civilian and military uses: HALE (high-altitude long-endurance UAVs using alternative energy)
- Unmanned helicopters

☆ Expected projects of interest:

- Army: drones for corps electronic warfare, telecommunication relay, regiments, rear division, MAV
- Navy: drones for destroyers
- Air Force: unmanned combat air vehicles
- For both civilian and military uses: HALE

• **Civilian market: 1,820 billion won (R&D 2,000, acquisition 1,620 billion won)**

* The civilian drone market is expected to be a profitable market in around the 2020s in consideration of the preparation and time of opening the civilian market in the U.S.

Project	Estimated cost of acquisition (billion won)
Coastal surveillance	520
Wild fire monitoring	200
Environmental monitoring	100
Disaster monitoring	200
Traffic control/accident response	100

Airborne imaging	150
Agricultural use	200
Others	150
Total	1,620

* Currently, small-sized markets have been formed for agricultural uses and aerial imaging, but markets for public uses such as coast/wild fire/environmental monitoring will begin to open and the uses will be diversified further.

* Forecast estimating demand from public organizations and local self-governing bodies

- R&D (over 200 billion won): Ministry of Industry and Trade - 5, local techno parks - 3, Korea Aerospace Research Institute - 10, Ministry of Land - 180, Marine Police - 3.3, others ...

☞ The total size of projects identified so far

- Acquisition (**1,620 billion won**): agricultural unmanned helicopters, drones for disaster monitoring, coast/wild fire monitoring/environmental monitoring, etc.

☞ Some types of drones may form their markets if issues related to airspace and frequency are resolved.

☆ Possible projects of interest: civilian drones, which are derivatives of military ones, may form their markets based on demand from the government and public sectors (coastal surveillance, wild fire monitoring, sea/river environmental monitoring, disaster monitoring, etc.)

□ Forecasting the size of the domestic UAS market and business areas

Based on its basic plans for the development of the aviation industry, Korea now aims to raise the production of the domestic aviation industry to \$20 billion until 2019 and to export half (\$10 billion) of it. Of course, this is a very challenging goal. For example, if about 5% of the target production in 2019 is UAV-related, the UAV market in 2019 will be as large as 1,200 billion won.

(As shown in the analysis of the military and civilian markets)

Considering the current trends and situations around, it does not look infeasible for Korea to reach market share about 3~4% in the global UAS market until 2019. Current UAV-related programs and technology development in Korea suggest that such a goal is sufficiently achievable.

With these forecasts, the concerns of current and future participants in the domestic UAV market are promising business areas and the size and growth rate of the market.

It was mentioned above that the U.S. market, which is already in its maturity stage, has attractions and entry barriers by market segment. The Korean UAV market is also, though much smaller than the U.S. market, expected to develop in a similar way in terms of its attractiveness and form by market segment. That is, competition and cooperation will take place simultaneously among medium/large-size companies of UAV system integration (Korean Air, KAI), large companies that have already joined the subsystem and mission payload markets (LIG Nex1, Samsung Thales, Hanwha, STX Engine, Wia, Samsung Techwin, etc.), small and medium companies in the same area (Ucon System, Satrec I, etc.), and government-invested research institutes (ADD, KARI). With the growth of the market, the number of late starters including large and small/medium enterprises will also increase. In particular, the area of mini systems such as mini-UAV, MAV, and commercial rotor UAV is small in size, but will be easily penetrable to those with technology.

For large companies, competition for gaining an advantageous position among large-size system integration competitors will be tough due to high entry barriers. Notable areas are the markets of the sub-systems of UAV, mission equipment package, and mini UAV for military and civilian uses. That is, like the case of Ucon System, a Korean company, it is necessary to solidify its position in the domestic markets of UAV and GCS and to expand the markets at home and abroad by launching its own group of mini UAV products. In this way, we need to attain a dominant position over certain areas and enlarge the scope of market step by step. What is necessary, however, is more the acquisition and analysis of exhaustive data than decision on technologies or products to pursue for gaining such a dominant position.

The following are useful explanations about the areas of the domestic UAV market and their attractions. The UAV market is segmented largely into six areas as follows.

1. Military UAVs and system integration (Korean Air, KAI)
2. UAV subsystem and mission payloads (LIG Nex1, Samsung Thales, Ucon System)
3. UAV system RDT&E (ADD, KARI, Korean Air, KAI, Ucon System, etc.)
4. Military UAV system services & MRO (KAI, Ucon System, LIG Nex1, Samsung Thales)
5. Public UAV systems (KARI, ADD)
6. Commercial UAV systems (Ucon System, UAV Center, etc.)

The organizations listed in each area are, of course, active businesses and research institutes. New participants will be added to each area. The number of new participants may increase rapidly in all the segments except No. 1 and 5. In consideration of market size and entry barriers, the most attractive market is that of subsystems and mission payloads. They are small and medium companies but the business model of Ucon System, which is holding its position in several areas in its own way, provides us with a good example.

Keywords related to the development of UAV markets and technologies, and the future directions of UAV markets and technologies will be provided in details later.

- End -

2. 탑재 시스템 관련 자료

가. 개발하는 드론시스템에 적용 가능한 짐벌카메라 시스템 후보 선정 과정에서 각종 제품의 성능 자료를 확보함.

(1) Nighthawk

표 54 NextVision사 Nighthawk 제원

Zoom	x13.2 + x2 digital (total x6.6)
HFOV	31° WFOV -4.7° NFOV -2.3° DFOV
Thermal Resolution	640 x 480
Pitch FOR	-45° ~ +135°
Roll FOR	-180° ~ +180°
Weight	220g [7.8oz]
Dimensions	Diameter=66mm [2.6"] x Height=94mm [3.7"]

(2) USG-251

표 55 UKRSPEC_systems사 USG-251 제원

Camera	Full HD 1080p / Optical stabilization
Lens	F1.8 ~ F3.4
View angle	6.9° ~ 58.2°
Video out	3G-SDI
Rotation angles	Course angle 360° / Pitch angle 360° / Roll angle -45 ~ 45°
Electrical parameters	Power 12VDC / Control interface RS-232
Working temperature	-20° C ~ +45° C
Weight	350g
Dimensions	96 x 90 x 123mm

(3) SEEKER-10

표 56 FOXTECH사 SEEKER-10 세원

항목	최소	표준	최대
Input Voltage	10.2V	12.6V	18.5V
Static Current	90mA	110mA	250mA
Dynamic Current	0.18A	0.45A	2.2A
5V Output Voltage	4.5V	5V	5.2V
5V Output Current	100mA	500mA	1A
Pitching Angle	+45° ~ -90°		
Rolling Angle	+45° ~ -45°		
Heading Angle	+180° ~ -180°		
Operation Temperature	-30° C ~ +40° C		
Effective Pixel	2304(H) x 1536(V)		
Dynamic Range	110dB		
Optical Zoom	10x, f=4.9 to 49mm		
Minimum Focus Distance	1.5m		
Frame Rate	60fps		
Signal to Noise Ratio	48dB		
Weight	410g		

나. 기체와 GCS 간 실시간 통신을 위한 데이터 송수신 모듈에 대한 성능 자료를 확보함.

표 57 Microhard사 Pico DDL 2450

Low Power Consumption
Up to 25Mbps Iperf Throughput @ 8MHz channel (-78dBm)
Diversity Antenna port for enhanced sensitivity
Extremely small foot print and very lightweight
Dual Serial Communication Ports
Dual 10/100 Ethernet Ports(LAN/WAN)
Supports Point-to-Point and Point-to-Multipoint Networks
Master & Remote Operating Modes
Adjustable transmit power(up to 1W)
Interface through local console, telnet, and web browser
Local and remote wireless firmware upgrading through FTP

다. 기타 기체 내부 탑재 장비 및 GCS 주변 기기에 대한 성능 자료를 확보함.

(1) 영상 인코더

표 58 MARIS사 NEPTUNE-MICRO 제원

Processor	NXP I.MX6Quad SOC
Memory	LPDD2 NAND Flash
Video In	2 x CVBS HD-SDI
Video Out	CVBS HD-SDI HDMI
Audio In	Line-in
Audio Out	Line-out
H.264 Codec	Encoding - 2 x D1 - D1 + 1080p30/i60 Bitrate - Up to 24Mbps Decoding - D1 + 1080p30
Network	Ethernet 10/100
Storage Interfaces	RS232 RS422 (Data/Clock)
USB	USB OTG
GPIO	8 x GPIO
Dimension	50 x 50 mm
Temperature	Operation -40° to +85° C
Power	5 ~ 28VDC 3.5W @ (D1 + 1080p30)

(2) 짐벌시스템 조종 스틱

표 59 APEM사 PC2430 제원

TS Series Thumbstick (PN TS1R2S00A)	
Operating Force	3.1N±0.5N
Maximum Vertical Load	200N
Maximum Horizontal Load	150N
Travel Angle	±25°
Expected Life	1 million cycles
Lever Action	Spring centering
IP Series Pushbutton (PN IPP3SAD2LOG)	
Total Travel	1.7mm
Operating Force	6N±2N
Mechanical Life	1million cycles

제7장. 연구개발성과의 보안등급

1. 보안등급의 분류

표 60 연구개발성과 보안등급

보안과제	일반과제
	○

2. 결정 사유

- 가. 본 연구개발 사업의 결과물인 소형 수직이착륙 드론시스템은 국내외 개발 사례가 많으며, 관련 학계에서 충분한 문헌 및 자료가 있는 상태임.
- 나. 개발 시스템의 주요 특징과 관련된 정보는 이미 지식재산권으로 보호받고 있기 때문에 보안 사유에 해당하지 않음.

제8장. 국가과학기술종합정보시스템에 등록된 연구시설·장비 현황

1. 해당사항 없음

제9장. 연구개발과제 수행에 따른 연구실 등의 안전 조치 이행 실적

1. 안전 조치 이행 실적

가. 배터리 안전 관리

- (1) 개발 대상 배터리는 리튬 계열로 폭발의 위험이 있어 안전한 개발 진행을 위한 관리 매뉴얼을 작성하고 활용함.

배터리 안전 관리

▶ 배터리 안전 활용 가이드라인

1. 리튬 계열 배터리는 반드시 전용 충전기를 사용하여 배터리를 충전하십시오.
2. 배터리를 어떠한 액체와도 접촉이 되지 않게 하십시오. 화학적 분해현상으로 인해 배터리에 불이 붙거나 폭발할 위험이 있습니다.
3. 배터리는 적정 온도에서 사용해야 합니다. (-10°C ~ 30°C)의 적정온도에서 사용하시기 바랍니다.
4. 강한 전자기의 영향이 있는 공간에서는 사용하지 마십시오. 배터리 내부의 제어시스템이 강한 전자기에 의해 간섭이 되어 오작동을 할 수 있습니다.
5. 배터리는 방화 재질의 용기에 보관하시고 화재 발생이 쉬운 곳에선 충전하지 마십시오.
6. 배터리의 보관 또는 운반 시 금속 물체와 함께 두지 마십시오.
7. 젖은 손이나 젖은 물건 등으로 배터리를 만지지 마십시오. 배터리 전극 간 쇼트의 원인이 됩니다.
8. 비행이 끝나면 바로 비행체의 배터리를 분리하십시오.
9. 만일 배터리에 충격이 가해진 경우 즉시 비행체에서 배터리를 분리한 후 안전한 곳에 놓고 안전을 확인한 다음 다시 사용하십시오. 배터리가 충격을 받아 폭발할 위험이 있습니다. 안전 확인 후 사용하기에 부적합한 배터리는 '배터리 폐기 방법'에 따라 폐기하여야 합니다.
10. 배터리가 부풀어 오르는 현상이 발생하면, 배터리를 충전기와 분리한 뒤 배터리의 안전을 확인합니다.
11. 배터리를 사용하지 않을 때는 서늘하고 건조한 환경에서 보관하십시오.
12. 배터리를 임의 개조/분해하지 마십시오.
13. 배터리를 사용한 후 바로 충전하지 마시고, 배터리의 열을 충분히 식힌 뒤 배터리 주변의 이물질들을 깨끗이 닦아내고 충전을 시작 하십시오.

▶ 배터리 충전

1. 배터리를 일반 전기 콘센트 또는 차량용 충전기에 직접 연결하지 말고 충전기 전용 아답터를 사용하여 충전하시기 바랍니다.
2. 비행을 하고 난 뒤 바로 충전을 하지 마시고 충분히 열을 식히고 충전을 하시기 바랍니다. 열이 있는 상태에서 충전을 하게 되면 누설전류가 발생하여 배터리가 과열하여 손상되거나 폭발할 수 있습니다.
3. 배터리 충전을 하지 않을 때에는 어댑터의 콘센트를 뽑아주시고 적정 온도에 보관하여 주시기 바랍니다.

▶ 리튬 계열 배터리의 폐기

1. 플라스틱 봉투에 넣어 소금물에 담가 놓습니다.
2. 배터리가 완전히 방전된 것을 확인한 후 개방된 곳에서 안전한 쪽에 포장합니다.
3. 규격 쓰레기통에 버립니다.

그림 69 배터리 안전 관리 매뉴얼

나. 작업복 착용

- (1) 실내 시험 시 연구소 내 정해진 작업복을 착용하고 시험을 진행함. 모터 추력 시험 등 안전사고가 발생할 수 있는 작업은 정해진 작업 매뉴얼에 따라 안전하게 진행함.



그림 70 작업복 착용 사진

Series 1580 dynamometer and thrust stand datasheet

Typical use

- Inrunner and outrunner brushless motor characterization (0-40A)
- Propeller characterization
- Servo testing and control
- Battery endurance testing
- Factory test



Features list

- Direct measurements
 - Torque
 - Thrust
 - Voltage
 - Current
 - Rotations per minute
 - Motor winding resistance
 - Accelerometer on PCB
- Derived measurements
 - Motor efficiency (%)
 - Propeller efficiency (g/W)
- USB interface
- ESC manual control
- Three servo control ports
- Automatic control
- Powerful scripting
- Three I2C ports
- Three temperature probe ports
- Read motor winding resistance
- Output data to CSV files
- Real-time sensor plots
- Included calibration hardware

Technical specifications

Table 1: Design specifications of the RCbenchmark motor testing tool.

Specification	Min.	Max.	Tolerance	Unit
Thrust	-5	5	0.5%	kgf
Torque	-1.5	1.5	0.5%	Nm
Voltage	0	35	0.5%	V
Current	0	40	1%	A
Angular speed*	0	190k	-	eRPM
Coil resistance	0.003	240	0.5%	Ohm
Digital scale	0	3	0.5%	kgf

*Electrical RPM, divide by the number of motor poles to obtain true mechanical RPM.

Sampling rate depends on your computer (up to ~50Hz) and is lower for the load cells (~8Hz)

Software features list

- Real time graphs
- Manual motor control
- Manual servo control
- Calibration wizard
- Safety cutoffs based on any measured data
- CSV export
- Automated test
 - Ramps
 - Steps
 - Measure Kv
 - Measure number of poles
 - And more...
- User scripts with documentation

Hardware

The RCbenchmark dynamometer is designed to greatly reduce the time required for characterizing, testing, and designing brushless motors, while obtaining precise and accurate results. Figure 1 shows an overview of the important components of the tool.

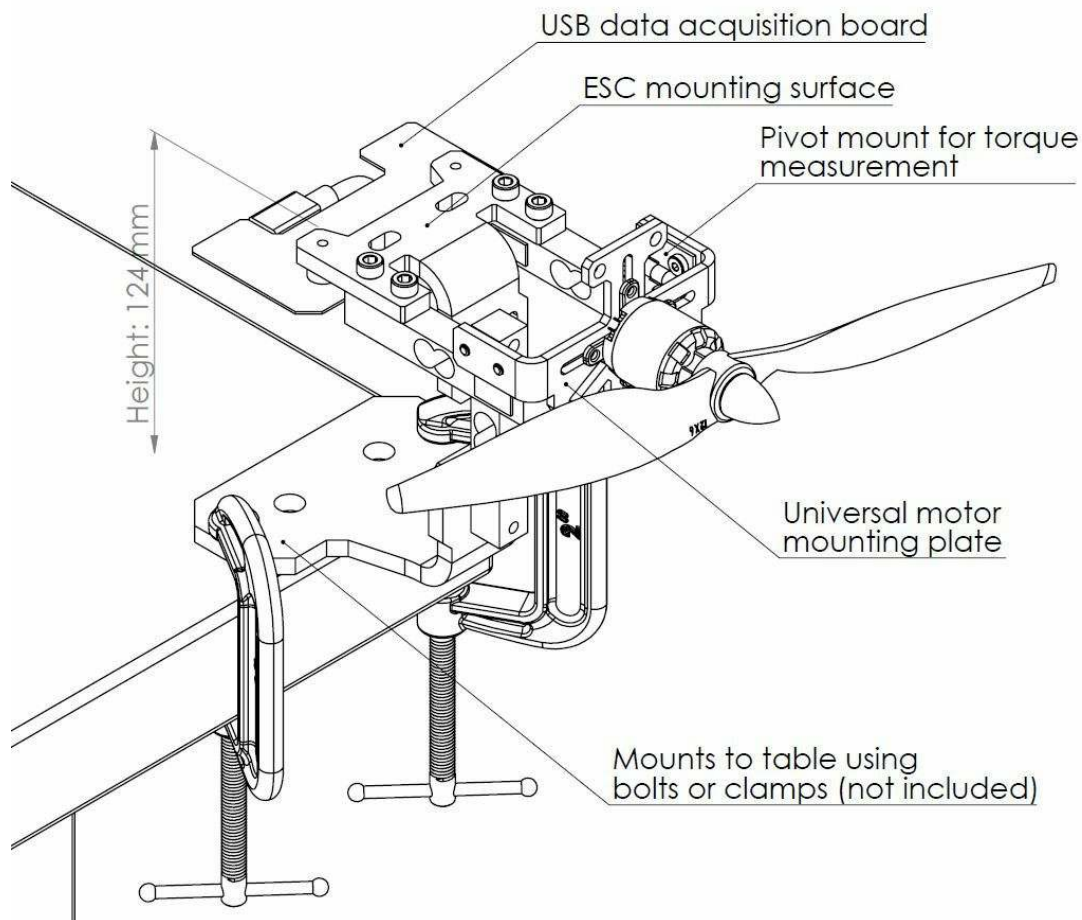


Fig. 1: Hardware overview

For a given **voltage**, brushless motor **speed** is a function of two variables: the **mechanical load** (in Nm), and the **input** (which can be measured in duty cycle or percentage of the maximum command sent to the ESC). The motors are characterized by changing the **input** from the software and by changing the **load** with multiple propellers. The load changes as the propellers have different size and pitch.

Calibration

The device is supplied with calibration hardware for both the torque and thrust measurements. Figure 2 shows the device with its included calibration hardware and precision weight. See the manual and the app for calibration instructions.

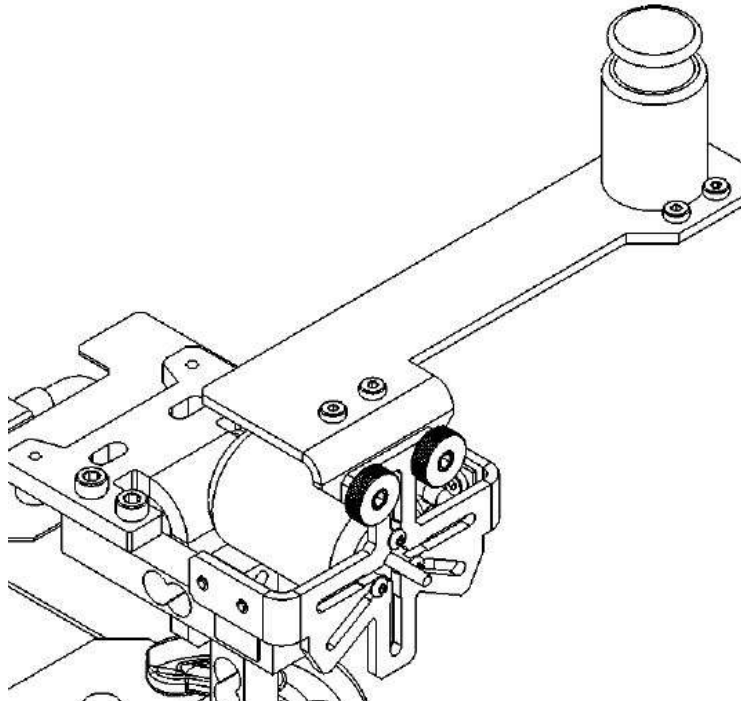


Fig. 2: Calibration Hardware (included)

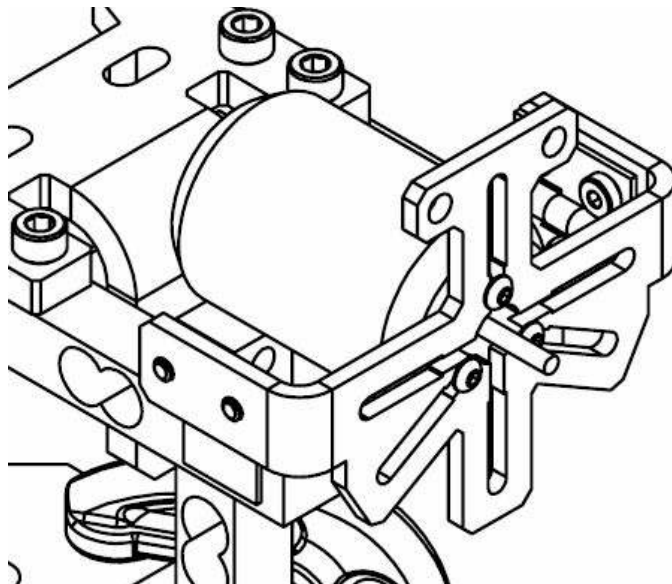


Fig. 3: Mounting shown with 36mm $\varnothing$ and 53mm length inrunner motor.

The test device can accept most inrunner and outrunner brushless motors with M2 to M4 screws and screw spacing of up to 56mm. Inrunner motors can have a maximum length of

55mm and a maximum diameter of 48mm. Figure 3 shows an example of an inrunner mounted on the device.

Use the drawing in Figure 4 to check if you can install your motor on the device. The pattern fits almost all standard motors. Otherwise, you can make a wood adapter, or design your own motor mounting part using the dimensions in the drawing.

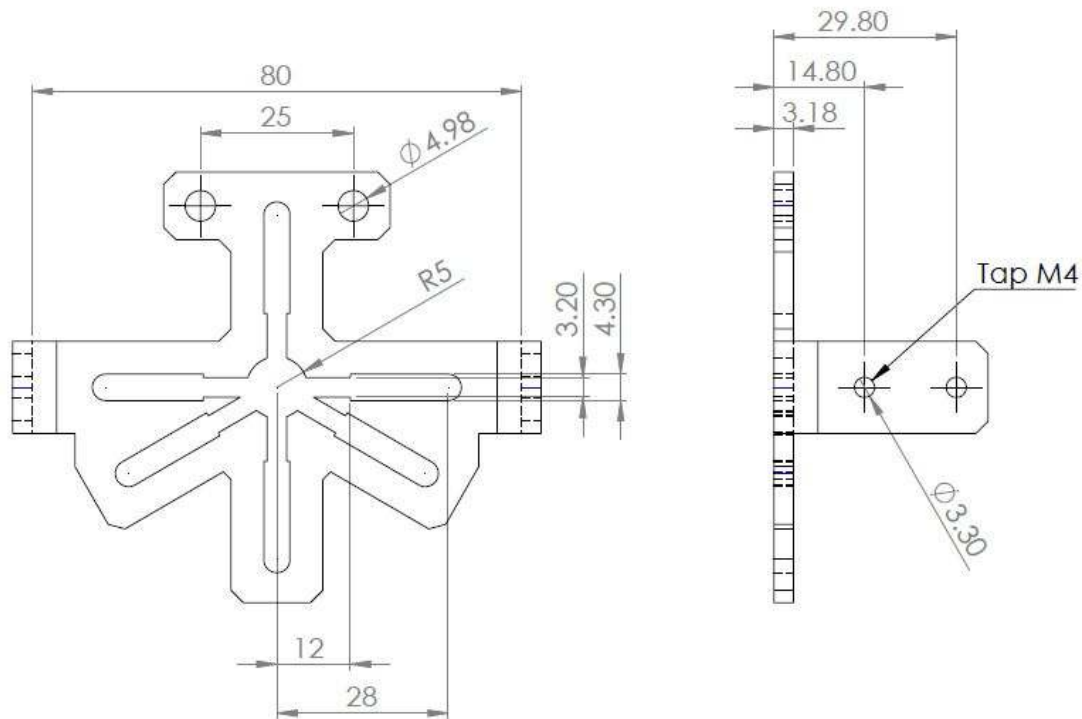


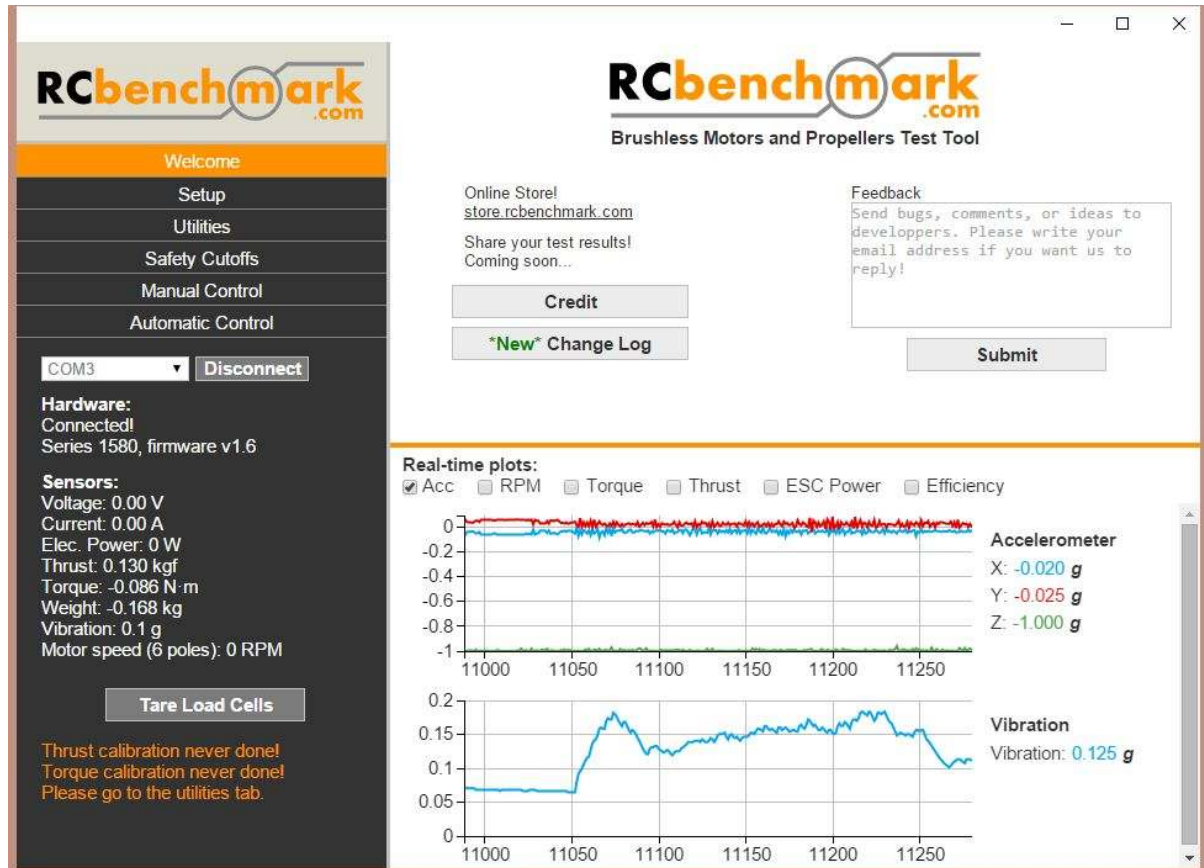
Fig. 4: Motor mounting part dimensions

Safety

Fast spinning propellers and motors can potentially cause harm to the user. Safety goggles must always be worn when testing. The software has automatic cutoffs based on the specifications of the device. These cutoffs can be further limited by the user to, for example, prevent a propeller from spinning too fast or a motor from using too much current.

Software

The software allows the user to control the motor and up to three servo-motors. It displays the sensor information in text and graphical form. The user can record all of the measured data with a single click, or record continuously. The output is a CSV file, which can be easily opened with spreadsheet software or many other software packages.



Deployment and custom use

The software is open source. It is a Chrome app that runs Windows, Linux, Mac and Chrome OS. An internet connection is required to download the software. The firmware is written in C and the GUI is written in Javascript, which should be very simple to learn for users with C/C++ experience. Updates are done automatically through the web.

제10장. 연구개발과제의 대표적 연구 실적

1. 연구개발 관련 지식재산권 확보

- 가. 연구개발 대상인 드론시스템의 기체에 대한 특허를 출원하여 지식재산권을 확보함. 관련 내용은 [첨부11]에 첨부하였음.

제11장. 기타 사항

1. 연구개발 관련 기술자료 확보

가. 드론시스템에 포함되어 있는 각각의 시스템(전장시스템, 임무장비 구성, GCS 구성 등)에 대한 기술자료를 확보하였으며, 아래 내용은 확보한 기술 목록에 대한 것임.

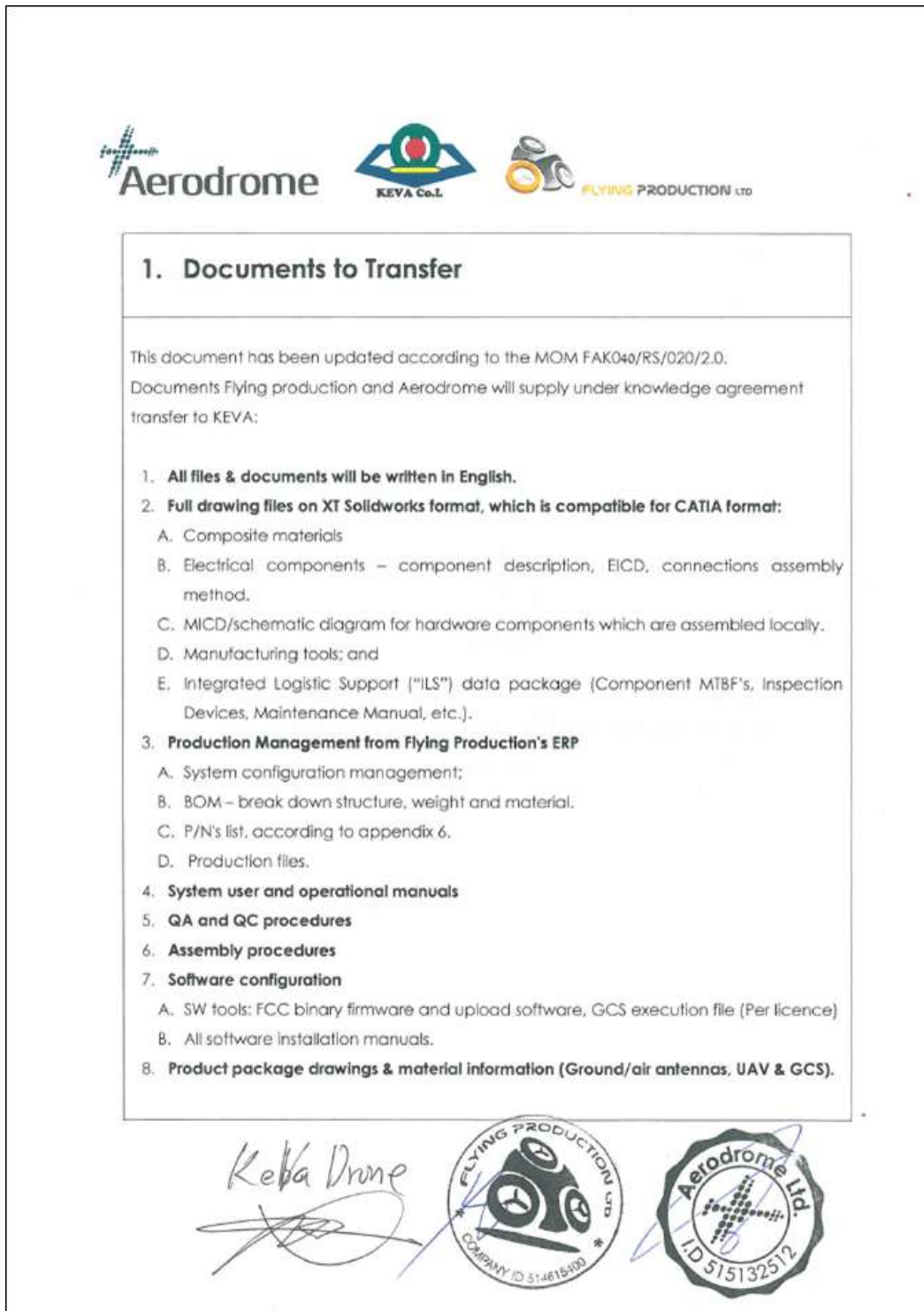


그림 71 기술자료 확보 목록

제12장. 참고 문헌

1. 소형드론시스템 개발 관련 문헌 참고

- 가. 항공우주산업기술동향 제13권 제2호, 무인 멀티콥터 개발 관련 최신 기술 동향
- 나. 한국멀티미디어학회지, 민간용 드론 산업 현황 및 기술 동향
- 다. 한국멀티미디어학회지, 항공 드론 제어용 소프트웨어 및 알고리즘 개발 동향
- 다. 한국환경정책평가연구원, 드론을 이용한 환경재난 사후대응 기술 및 연구동향 분석 연구
- 라. 한국해양과학기술원, 드론(UAV)의 해양과학조사 활용 국제동향
- 마. 한국농공학회지, 드론의 기초 및 기반기술
- 바. 한국정밀공학회 2016년도 추계학술대회논문집, 3D 프린팅기술 기반 멀티콥터 무인기의 설계 변경 연구
- 사. 한국멀티미디어학회지, 항공 드론 지상 제어 시스템 기술 동향

[첨부1] 이착륙 기능

(1) 이륙 및 착륙 방식은 수직이착륙으로 자동제어를 통해 이루어짐을 확인함.



그림 72 자동 이륙



그림 73 자동 착륙

(2) 이륙 후 착륙까지의 비행은 임무 수행을 위한 호버링 및 직진 비행으로 아래 그림에서 확인할 수 있듯이 자동제어를 통해 가능함을 확인함.



그림 74 비행성능시험 결과(비행경로)

[첨부2] 비행속도

- (1) 초기 사업 계획 시 설정한 비행속도 개발 목표는 최대 비행속도 45km/h, 순항 비행속도 0~35km/h로 비행속도 검증 시험을 통해 만족함을 확인함.

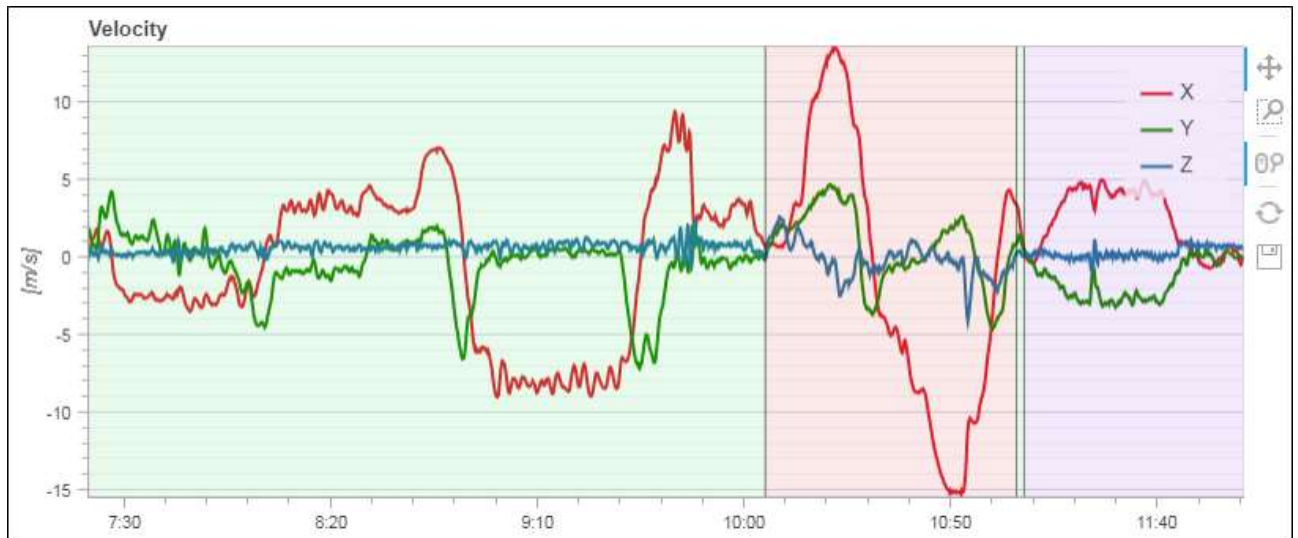


그림 75 비행속도 측정 시험 결과

- (2) 비행속도 검증 시험 결과 13m/s(46.8km/h) 이상의 속도에서 비행 가능함을 확인함. 개발 제품은 멀티콥터 기체로 호버링(비행속도 0m/s)이 가능한 형상이므로 0~46.8km/h의 비행속도 영역에서 비행 가능함을 알 수 있음. 이를 통해 개발 목표를 달성하였음을 확인함.

[첨부3] 비행고도

- (1) 초기 사업 계획 시 설정한 비행고도 개발 목표는 최대 비행고도 500m, 순항 비행고도 10~70m로 비행고도 검증 시험을 통해 만족함을 확인함.

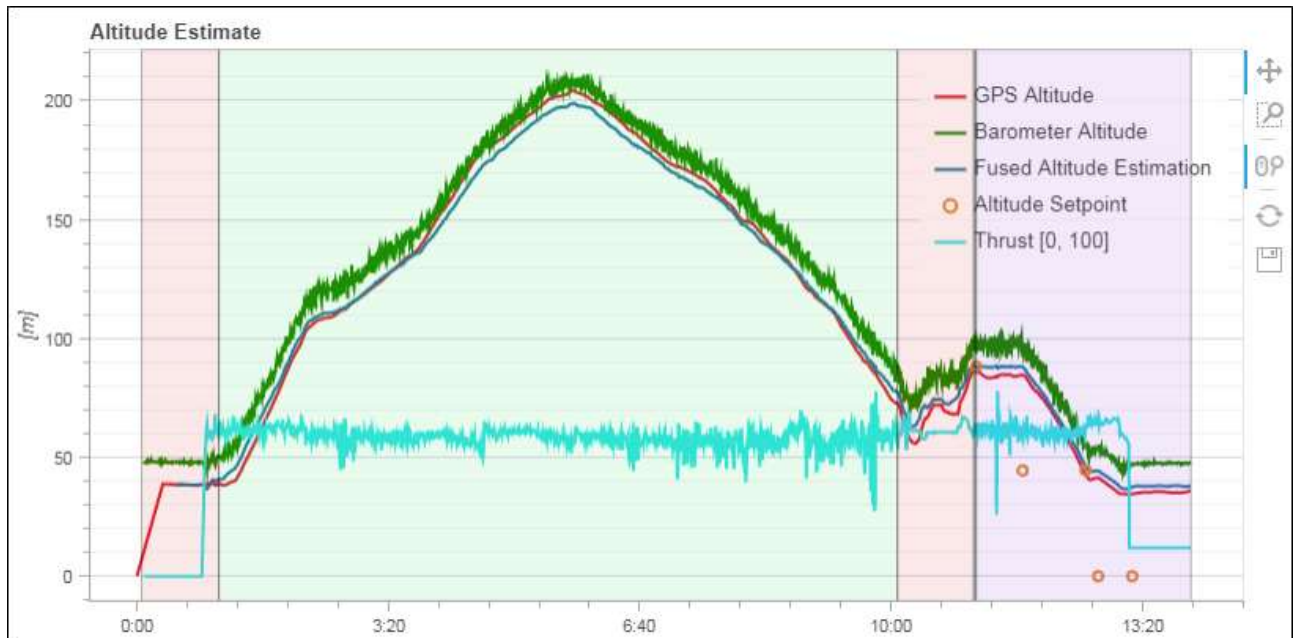


그림 76 비행고도 측정 시험 결과

- (2) 비행고도 검증 시험 결과 210m의 고도까지 비행 가능함을 확인함. 비행고도 상승은 모터의 추력 제어를 통해 얼마든지 가능하지만 무인항공기 비행 규정 상 300m 이상 비행이 제한되기 때문에 초기 개발 목표인 500m 고도의 비행 시험은 추가로 진행하지 않았음. 순항 비행고도 개발목표인 10~70m 범위에서의 비행은 가능함을 확인함.

[첨부4] 비행거리

- (1) 초기 사업 계획 시 설정한 비행거리 개발 목표는 반경 5km로 비행거리 검증 시험을 진행함.

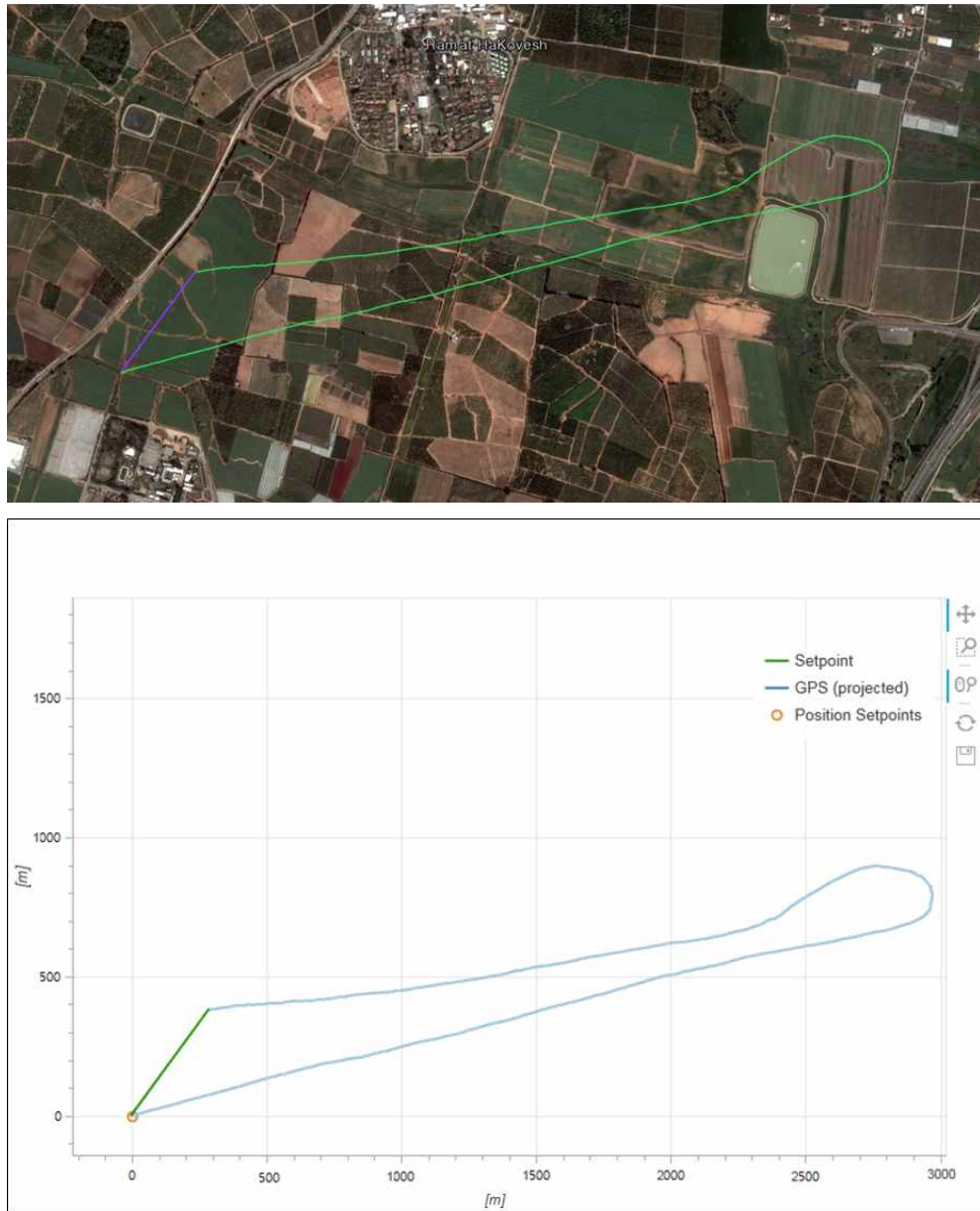


그림 77 비행거리시험 결과(비행경로)

- (2) 비행거리 검증 시험 결과 약 3km(3,125m)의 거리까지 GCS와 기체의 통신두절 발생 없이 비행 가능함을 확인함. 비행 가능한 범위(반경) 증가는 통신시스템의 출력 조정을 통해 얼마든지 가능하지만 무인항공기 비행 규정 상 무인항공기에 사용되는 모뎀의 출력이 제한되기 때문에 초기 개발 목표인 5km 거리의 비행 시험은 추가로 진행하지 않았음. 만약 GCS와 기체의 통신이 두절되어도 기체는 FCC에 저장된 경로에 따라 5km 범위를 충분히 자동비행 가능하지만 돌발사고의 우려가 있어 진행하지 않음.

[첨부5] 체공시간

- (1) 초기 사업 계획 시 설정한 체공시간 개발 목표는 60분으로 체공시간 검증 시험을 통해 만족함을 확인함.

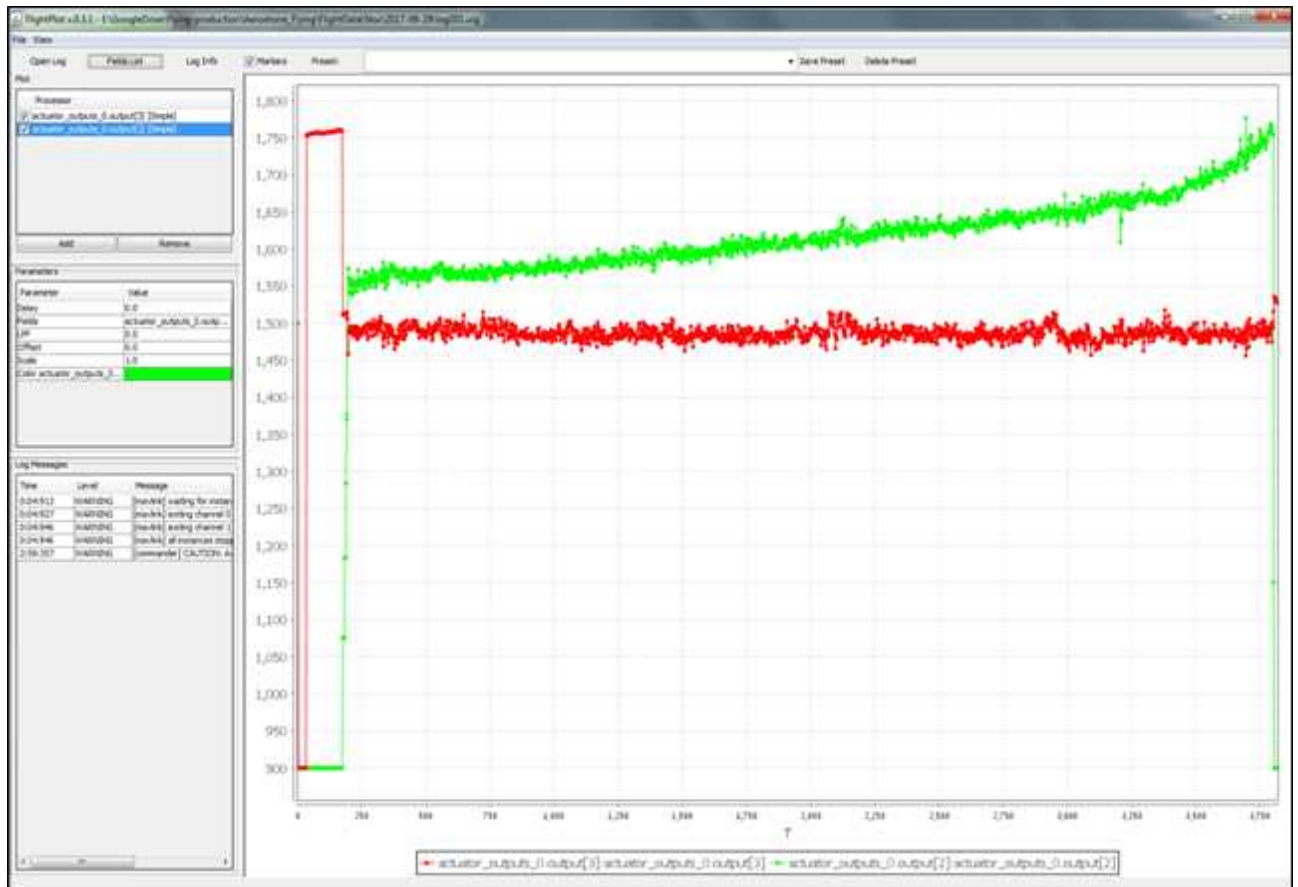


그림 78 체공시간 측정 시험 결과

- (2) 위 그래프는 시간 경과에 따른 각 모터 조종 신호 출력값을 나타낸 것으로 60분 이상 시간동안 비행 가능함을 확인함.

[첨부6] 지상제어장비(GCS) 성능

- (1) GCS는 기체의 비행계획을 설정하고 비행상태를 실시간으로 확인할 수 있는 장비임.
초기 개발 목표에 따라 자동비행모드 설정, Auto Mode에서의 경로점 지정, 촬영영상 출력 및 비행금지구역 설정이 가능함을 확인함.



그림 79 자동비행모드 설정 화면



그림 80 Auto Mode에서의 경로점 지정 화면

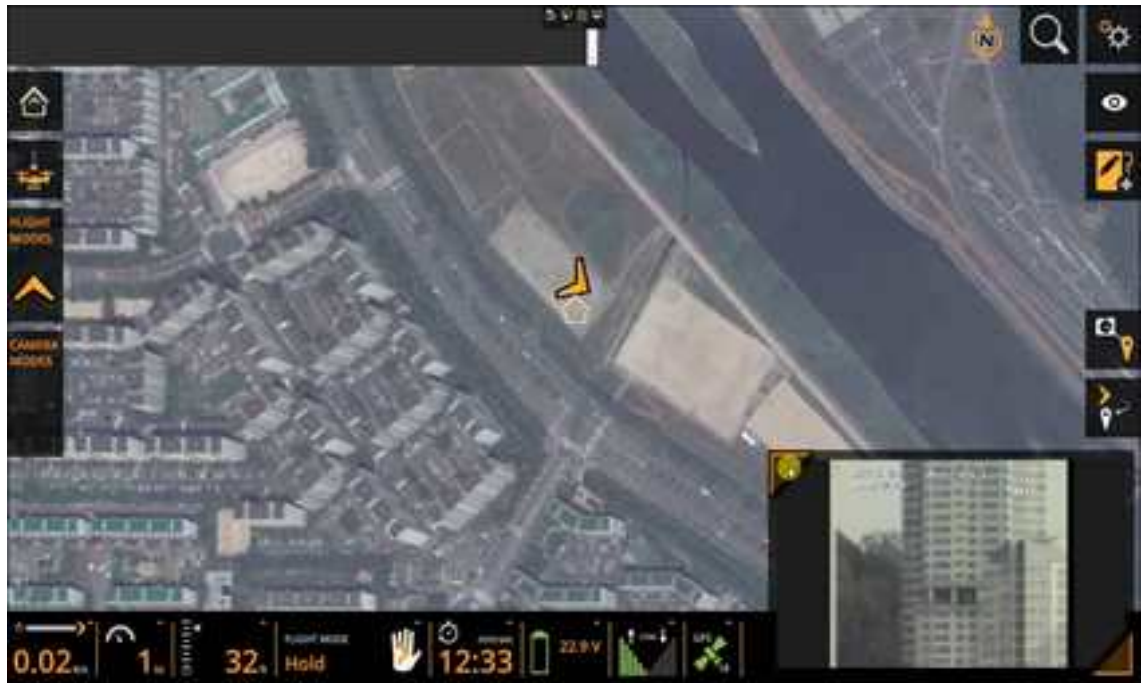


그림 81 촬영영상 출력 화면



그림 82 비행금지구역 설정에 따른 경고 알림 문구 출력 화면

[첨부7] 짐벌카메라 성능

- (1) 개발 제품의 활용 목적은 실시간 영상촬영으로 안정적인 영상 획득 및 목표 대상 촬영 정밀도 향상을 위해 짐벌시스템 및 카메라 개발 목표를 선정하였음. 개발 목표에 따라 짐벌카메라 시스템을 적용하였으며, 아래 그림은 짐벌시스템의 동작 결과 내용임.



그림 83 짐벌시스템 동작상태 출력 화면



그림 84 카메라 줌기능 동작상태 출력 화면

- (2) 안정적인 영상 획득을 위한 짐벌시스템과 목표 대상 정밀 촬영을 위한 줌기능이 정상 작동함을 확인함.

[첨부8] 나르샤 ATP Form

N35 ATP Form



This document and the information contained in it are proprietary and confidential to **Aerodrome Ltd.** No person is allowed to copy, reprint, reproduce or publish any part of it nor disclose its contents to others, nor make any use of it, nor allow or assist other to make any use of it, unless by the prior written expressed authorization of **Aerodrome Ltd.** and then only to the extent authorized.

Aerodrome Ltd. makes no warranty of any kind with regard to this material, including, but not limited to, the implied warranties of marketability and fitness for a particular purpose. **Aerodrome Ltd** shall not be liable for errors contained in this document, or for incidental consequential damages in connection with the furnishing, performance, or use of this material.

This document contains proprietary information that is protected by Copyright. All rights reserved.
The information in this document is subject to change without notice

Acceptance Test Procedures			
Title: Narsha N35			
P/N: 1500XX			
Changes Control			
Date	Changes Paragraph	Change Description	Edition
20/04/2017	All	All	A
22/05/2017	3, 4		A.1.1

	Name	Date	Signature
Edited By	Roy Degani	22/05/2017	
Certified by	Ofir Zikry	22/05/2017	

Table of Contents

1. Introduction	4
2. Pre Flight	오류! 책갈피가 정의되어 있지 않습니다.
3. Ground Checks	6
4. Flight Checks	8
5. Post Flight	13
6. Summary	13

1. Introduction

1.1. Objective

The following procedure conclude all definitions and performance required to successfully pass the ATP event.

1.2. Working Method

- 1.2.1. Complete Pre Flight checks (Daily Inspection).
- 1.2.2. Complete drone ground checks.
- 1.2.3. Complete drone ATP.
- 1.2.4. Complete Post Flight checks.

1.3. Definitions

- 1.3.1. **Maintain Altitude** – fluctuation of up to 1m (command to report)
- 1.3.2. **Shortest Path** – Visually shortest path to reach the check point. To be tested according to figure 1.1.
- 1.3.3. **Climb** – Gaining altitude in linear consistent rate and no less than 3 meters per sec.
- 1.3.4. **Descend** – losing altitude in linear consistent rate and not faster than 4 meters per sec.
- 1.3.5. **Maximum Bank** – up to 30 deg. During flight
- 1.3.6. **Move Smoothly** – rotate 360 degrees while changing nose direction, providing real time location. Icon freezing limitation: Once per 1 min. is allowed.
- 1.3.7. **Rotate Freely** – according to figure 1.2 below.
- 1.3.8. **Within limitation** – difference between commanded and report is up to 3Kts (on speed) or up to 2 meters (on altitude).
- 1.3.9. **Properly counting** – Deviation of up to 10% is allowed.
- 1.3.10. **Reduced Gradually** – up to rate of 3 meters per sec.
- 1.3.11. **Reduce speed rapidly** – reduce speed at rate of 6Kts per sec.
- 1.3.12. **Compass respond** – compass shows real time actual heading and rotate 360 degrees when drone is circling, freeze of compass is allowed for no longer than 1 sec in 1 min.

1.4. General Flight Instructions

- a. Flying above populated areas is prohibited.
- b. Wind limitation for takeoff, flight and landing should not exceed 10 knots.
- c. Flight should be performed with payload.
- d. Flight crew must consist 2 qualified operators one extra crew member (to fill up the form) who are familiar with ATP procedure as described here.
- e. If the drone failed to complete one of the actions (as described in *Ground Checks Table* and *Flight Checks Table*) stop the procedure and do not continue to the next step. If it happened during flight, retrieve the drone for safe landing.
- f. In *Ground Checks Table* and *Flight Checks Table* fill up the 'Result' column with actual results of the checks. Add written notes if necessary.

1.5. Safety

While performing Ground Checks be aware that the drone is powered on while one of the crewmembers is near the drone.

Do not command the drone to take off.

2. Test Parameters

Tail Number	
Test date	
Start time (daytime only)	
Operator name	
Technician name	
Wind speed	
ATP manager	
SW license No.	

Verify communication frequency according to costumer requirement

- Perform Pre Flight checks according to procedure

3. Ground Checks

	Section	Action	Acceptance Criteria	Results
1	System Power Up Procedure	Perform system power up procedure	- Proper communication link between drone and GCS - Drone voltage within limitations	- Drone voltage ____ V
2	Heading	When drone is placed on the ground, check the drone heading direction with compass	- Drone heading direction (checked with compass) is the same as heading direction in GCS - The difference should not exceed $\pm 10^\circ$	- GCS ____ [°] - Compass ____ [°]
		Turn drone 90° clockwise and check the respond in GCS	- Drone heading direction (checked with compass) is the same as heading direction in GCS - The difference should not exceed $\pm 10^\circ$	- GCS ____ [°] - Compass ____ [°]
3	Configuration Test	Physical Configuration Test	Drone weight is according to product specs. • Install battery and payload • Set the drone on the weight device • Expect for weight of 5 kg $\pm$ 200 gr.	Yes / No
			Drone size is according to product specs. • Use manual measuring tool • Check distance between right and left motor • Expect size no bigger than 1050 mm. excluding propellers • Check Drone height from the lowest point to the highest and expect size of up to 350 mm	Yes / No

4	GMS Features Test	Turn on GMS and test its features and interface	All functions and features are live • Verify drone and communication are off. • Check clockwise each and every feature on the screen • Tap any function and ensure that it is live and activate.	Yes / No
			Verify all flight modes are active and flight mode indicator functioning accordingly • Tap "hold" mode and expect flight mode indicator to change accordingly • Tap "auto" mode and expect flight mode indicator to change accordingly • Tap "fly to" mode and expect flight mode indicator to change accordingly • Tap "CG" mode and expect flight mode indicator to change accordingly • Tap "circle" mode and expect flight mode indicator to change accordingly • Tap "RH" mode and expect flight mode indicator to change accordingly	

4. Flight Checks

	Section	Action	Acceptance Criteria	Status (V/X)	Approved
1	Take Off	Perform Take Off	Take off is performed properly up to 5m alt. Take off logic followed by stable maintenance of altitude. • Verify AP ready status on flight mode indicator • Command take off and confirm • Do not command any further commands during this exercise. • After maintaining altitude for 30 sec. command alt to 30m and wait for the drone to stabilize.		Yes / No
2	Fly To	Command Fly To	Drone <u>maintain altitude</u> when logic engaged • Command "fly to mode" • Enable Tapfly • Tap new location on the map (distance from actual location shall be 1 km) • Verify "fly to" mode is engaged • Monitor altitude during the navigation • Monitor the altitude for 30 sec. when drone reaches the required location.		Yes / No
			Drone take the <u>shortest path</u> to the required check point according to "fly to" command. • Command "fly to" home position according to figure 1.3 • Monitor the direction of turn executed by the drone • Verify drone choosing the shortest path to the check-point. • Continue to the next exercise		
			Drone <u>climb</u> according to "ALT" command while navigating. • Re-command "fly to" to new location on the map (distance from actual location shall be 1 km) • Tap the Alt. indicator • Command altitude to 60 meters while flying on max speed • Monitor climb rate expecting linearity • Verify speed stable and not changing due to the climb (up to 1kts fluctuation).		
			Drone <u>descend</u> according to "ALT "command while navigating. • Command "fly to" home position • Tap the alt indicator • Command alt to 20 meters while flying on max. speed • Monitor descend rate expecting linearity • Verify speed stable and not changing due to the descend (up to 1kts fluctuation).		

			Drone maintain <u>maximum bank</u> of 30 degrees while navigating. • Command "fly to" (distance from actual location shall be 1 km) • When drone reaches max. speed, command 90 deg. from the original flight route. • Monitor bank and verify drone is not exceeding 30 degrees • Exercise does not have any influence on payload performance or image quality		
			Icon <u>moves smoothly</u> on the GMS screen • Command "fly to" (distance from actual location shall be 0.5 km) • Monitor the icon movement and verify that freezes are within limitations (defined in section 1.3) • Continue to the next exercise		
			Camera <u>rotate freely</u> while navigating • Command "fly to" new check point (distance from actual location shall be 2 km) • Verify drone reaches its final cursing speed • Rotate the camera horizontally 170 deg. each side. • When reaching the movement limit move the payload down to 80 deg. depression on both sides. • When drone reaching its final destination (check point), repeat the check while the drone is hovering in place. • Camera is switching between day and night channels • Command "fly to" back to home position • Continue to the next exercise		
			ETA timer is <u>up to date and properly counting</u> seconds to arrival • Open independent stopwatch when drone start flying towards home position. • When drone finishes its route back to home position, compare the first estimation of ETA with the actual results from the independent stopwatch. Difference should be not higher than 10%.		
			<u>Compass respond</u> to nose direction changes • Perform 360 deg. pattern using "fly to" mode • Monitor the compass reading and verify that the compass is calibrated and rotate smoothly at all 360 deg. (max. freezes allowed: 1 sec in 1 min)		
			Pitch remain <u>within limitations</u> (above 20 deg. alert will engage) • Verify pitch is within limitations at all times during all the above exercises		
			Drone <u>reduce its speed rapidly</u> till full stop • Set altitude to 30 meters • Command "fly to" (distance from actual location shall be 0.5 km) • When drone reaches max. speed. Command "hold" • Continue to the next exercise • Exercise does not have any influence on payload performance or image quality		Yes / No

3	HOLD	Command HOLD	Drone <u>maintain altitude</u> during all logic stages • Monitor altitude changes while speed dropping (fluctuation of up to 2 meters is allowed) • Verify flight mode indicator changing accordingly • Perform static hovering for 30 sec. • Expect fluctuation of up to ± 2 meters in GPS alt. • Command climb to 40 meters while on "hold" mode • Monitor altitude changes (expect linearity) • Verify drone maintain 40 meters for 30 sec. while on "hold" • Continue to the next exercise		
			Drone <u>maintain zero</u> GPS speed for 1 min while holding position (fluctuation of ± 2 Knots) • Monitor speed parameter • Verify speed is stable for 30 sec. (fluctuation of ± 2 Knots is allowed)		
4	Climbing	Command climb to 1210m alt.	Drone reach to maximum system altitude • Command "fly to" (distance from actual location shall be 0.5 km) • Wait for the GPS speed to stabilize on 0 Kts. when reaching the end of route. • Tap the altitude indicator • Command climb to 1210 meters (ASL) • Monitor altitude changing in normal rate • Expect stabilization on 1210 meters in up to 13 min of climb (Average of 1.6 meters per sec.) • Maintain altitude at 1210 meters for 1 min. • Command "fly to" (distance from actual location shall be 0.5 km)		Yes / No
			Drone reach 12 m/s at maximum altitude during horizontal flight • When stabilized on 300 meters command "fly to" • Monitor speed is reaching 12 m/s (or 24 Kts.)		Yes / No
			Camera <u>rotate freely</u> while climbing • Rotate the camera horizontally 180 deg. • When reaching the movement limit, move the payload down to 80 deg. depression on both sides. • When drone reaching its final altitude, repeat the check while the drone is hovering in place. • Verify <u>video is stable</u> at 300 meters (up to 6 video disruptions per min. each one is no longer than 2 sec) • Camera is switching between day and night channels		Yes / No
			Drone performs routine flight maneuvers in maximum altitude • Command "fly to" to certain location • When drone stabilized on 20 knots (+4 Kts.) command "fly to" new checkpoint (shall be 90 deg. from the original route) • <u>Mind that maximum horizontal range from GDT when cruising at 300 is 2,620 meters</u>		Yes / No

5	Descending (in RH mode)	Command initiative RH mode	Drone descend from 1210 meters to landing position - While stabilized at 300 command initiative RH logic - Expect flight mode indicator to change accordingly - Monitor descend rate (up to 6 meters per sec.) - Expect long descending of up to 5 min. - Expect descend rate linearity		Yes / No
			Camera rotate freely while descending - Rotate the camera horizontally 180 deg. - When reaching the movement limit, move the payload down to 80 deg. depression on both sides. - When drone reaching its final altitude, repeat the check while the drone is hovering in place. - Verify <u>video is stable</u> at 300 meters (up to 6 video disruptions per min. each one is no longer than 1 sec)		Yes / No
			Drone performs automatic landing process - Verify drone is navigating to landing position while descending - Expect drone to stabilized at 5m for a period of 5 sec. with respect to the landing logic		Yes / No
6	Heading	Command Fly To in four directions	Drone respond correctly to commands and maintain the required direction (up to 4 degrees fluctuation during flight above 10 Kts.) - Stabilize the drone at 40 meters - Command "fly to" heading 0° - Maintain the heading for 30 sec. - Expect for fluctuation of up to 4 deg. between command and report when above 10 Kts. - Command "fly to" 090° - Maintain the heading for 30 sec. - Expect for fluctuation of up to 4 deg. between command and report when above 10 Kts. - Command "fly to" 180° - Maintain the heading for 30 sec - Expect for fluctuation of up to 4 deg. between command and report when above 10 Kts. - Command "fly to" 270° - Maintain the heading for 30 sec. - Expect for fluctuation of up to 4 deg. between command and report when above 10 Kts.	Fluctuation North (0°) _____° East (90°) _____° South (180°) _____° West (270°) _____°	

7	Range Test	Set flight route to 3 km from GDT location	Communications provide effective transmission of data and video in long range • Climb the drone to 150 meters for clear LOS • Command "fly to" or engage program to distance of 2850 meters from GDT location • When reach the required check-point check: - Video image is stable (up to 6 video disruptions per min.) - Rotate the camera horizontally 180 deg. - When reaching the movement limit, move the payload down to 80 deg. depression on both sides - Camera is switching between day and night channels • When reaching Max. range, monitor datalink signal strength indicator. • Expect the indicator to show green indication. • "Red" indication of communication is allowed no more than 6 blinks in one minute (and only near maximum range)		Yes / No
9	Mission	Uploading Mission	Mission and flight route parameters are properly uploaded and saved Security and Surveillance mission: • Tap "Auto" flight mode • Use "tapfly" to plan a random route • Verify route is within save altitude • Verify route is not exceeding range of more than 1.5 km from GDT • Upload the flight route and wait for indication on the GCS. • If indication does not appear, re-plan new flight route • Re-enter "auto" mode by tapping the "auto" button. • Command "takeoff" to execute the new flight route • Verify the drone performing all maneuvers according to flight limitations • When flight route complete, return to landing • Set new flight program Mapping mission: • Tap the "mosaic" flight mode. • Use "tapfly" to mark the border of the mission area • Expect the flight route to appear automatically within the mission area borders. • Verify flight mode indication changing accordingly when flight plan uploaded. • Command takeoff and verify drone execute the flight plan according to flight limitation Flight program tools check: • Tap the "measure" button • Check "measure" function by measuring distance on the map • Tap "line home" (shall take place during flight-perform as part of your next flying exercise) • Tap "UAV Trail" (shall take place during flight-perform as part of your next flying exercise) • Tap "Geofance" to set new restricted area on the map • Tap "map type" to change the background map • Change the map to with map and verify all restricted areas and marks remain on the new map (terrain/sat/hybrid) • Tap "FOV" and wait 5 sec. • Expect to see the camera FOV live on the screen		

		Camera Modes	Payload is operating according to all camera modes • Tap "look at" mode and enter a new check point by tapping the map • Expect immediate respond of the camera • Expect to find your target around the center of the screen (up to 6 cm from screen center) • Continue operating the payload manually to take control from the system.		
10	Emergency RH mode	Intentionally turn off GDT	Drone return home in case of communication lost • Command "fly to" certain checkpoint (distance from actual location shall be 0.3 km) • When drone stabilized in the desired checkpoint verify GPS speed is 0 Kts. • Verify landing area is clear of people or FOD's • Turn off the GDT • Expect indication and alert in the GCS • Verify comms. Indicator is red • Look at the drone and watch it coming back for landing • Be ready with "finger on trigger" to turn on the GDT immediately • Expect landing gear to be open • Expect drone to stabilize at 5 meters for a period of 5 sec. • Establish communication with the drone immediately after landing • When drone armed, command takeoff. • Command "fly to" 100 meters from the landing position to an open area. • Turn off the GCS and wait for any respond • Expect drone initiate RH route back home BE AWARE: THIS EXERCISE SHALL BE EXECUTED WHEN THE DRONE IS WITHIN CLEAR LINE OF SIGHT AND VISUAL RANGE.	Yes / No	
11	Endurance (Full flight)	Perform an endurance flight	Drone maintain 45 min flight time in regular configuration • Set-up the drone with new and fully charged battery • Command "takeoff" and stabilize the drone in alt. of 30 meters • Use independent stopwatch for the counting • Engage the stopwatch when drone takes-off • After • Command "fly to" " (distance from actual location shall be 0.2-0.6 Km) • Verify the drone is heading to the wind direction • Monitor the battery status • Expect endurance of 45 min	Yes / No	
			Drone shows "battery low" alert when the battery status become critical • Verify drone is above open area • Verify drone is within LOS • Wait for the battery status to become red and expect battery alert at 19v • Expect sound alert accordingly • After first alert return to landing		

Drone tail number _____ has **passed / failed** ATP Flight

Post Flight
Download Records from the autopilot
Post Flight checks according to procedure
Summary

Name _____ Signature _____ Date _____

Additional comments and notes:

[첨부9] Work Breakdown Structure

표 61 Work Breakdown Structure

WBS #	Level 1	Level 2	Level 3	Level 4
1.0	UAV System			
1.1		Air Vehicle		
1.1.1			Airframe	
1.1.1.1				Airframe Integration, Assembly, Test and Checkout
1.1.1.2				Fuselage
1.1.1.3				Wing
1.1.1.4				Empennage
1.1.1.5				Nacelle
1.1.1.6				Other Airframe Components 1...n (Specify)
1.1.2			Propulsion	
1.1.3			Vehicle Subsystems	
1.1.3.1				Vehicle Subsystems Integration, Assembly, Test and Checkout
1.1.3.2				Flight Control Subsystem
1.1.3.3				Auxiliary Power Subsystem
1.1.3.4				Hydraulic Subsystem
1.1.3.5				Electrical Subsystem
1.1.3.6				Environmental Control Subsystem
1.1.3.7				Fuel Subsystem
1.1.3.8				Landing Gear
1.1.3.9				Rotor Group
1.1.3.10				Drive System
1.1.3.11				Vehicle Subsystems Software Release 1...n
1.1.3.12				Other Vehicle Subsystems 1...n (Specify)
1.1.4			Avionics	
1.1.4.1				Avionics Integration, Assembly, Test and Checkout
1.1.4.2				Communication/Identification
1.1.4.3				Navigation/Guidance
1.1.4.4				Automatic Flight Control
1.1.4.5				Health Monitoring System
1.1.4.6				Stores Management
1.1.4.7				Mission Computer/Processing
1.1.4.8				Fire Control
1.1.4.9				Avionics Software Release 1...n
1.1.4.10				Other Avionics Subsystems 1...n (Specify)
1.1.5			Auxiliary Equipment	
1.1.6			Air Vehicle Software Release 1...n	
1.1.7			Air Vehicle Integration, Assembly, Test and Checkout	
1.2		Payload		
1.2.1			Payload Integration, Assembly, Test and Checkout	
1.2.2			Survivability Payload 1...n (Specify)	

1.2.3			Reconnaissance Payload 1...n(Specify)
1.2.4			Electronic Warfare Payload 1...n (Specify)
1.2.5			Armament/Weapons Delivery Payload 1..N (Specify)
1.2.6			Payload Software Release 1...n
1.2.7			Other Payload 1...n (Specify)
1.3			Ground/Host Segment
1.3.1			Ground Segment Integration, Assembly, Test and Checkout
1.3.2			Ground Control Systems
1.3.3			Command and Control Subsystem
1.3.4			Launch and Recovery Equipment
1.3.5			Transport Vehicles
1.3.6			Ground Segment Software Release 1...n
1.3.7			Other Ground/Host Segment 1...n (Specify)
1.4			UAV Software Release 1...n
1.5			UAV System Integration, Assembly, Test and Checkout
1.6			System Engineering
1.7			Program Management
1.8			System Test and Evaluation
1.8.1			Development Test and Evaluation
1.8.2			Operational Test and Evaluation
1.8.3			Mock-ups/System Integration Labs (SILs)
1.8.4			Test and Evaluation Support
1.8.5			Test Facilities
1.9			Training
1.9.1			Equipment
1.9.2			Services
1.9.3			Facilities
1.10			Data
1.10.1			Technical Publications
1.10.2			Engineering Data
1.10.3			Management Data
1.10.4			Support Data
1.10.5			Data Depository
1.11			Peculiar Support Equipment
1.11.1			Test and Measurement Equipment
1.11.2			Support and Handling Equipment
1.12			Common Support Equipment
1.12.1			Test and Measurement Equipment
1.12.2			Support and Handling Equipment
1.13			Operational/Site Activation
1.13.1			System Assembly, Installation and Checkout on Site
1.13.2			Contractor Technical Support
1.13.3			Site Construction
1.13.4			Site/Ship/Vehicle Conversion

1.13.5			Sustainment/Interim Contractor Support
1.14		Industrial Facilities	
1.14.1			Construction/Conversion/Expansion
1.14.2			Equipment Acquisition or Modernization
1.14.3			Maintenance (Industrial Facilities)
1.15		Initial Spares and Repair Parts	

[첨부10] PDR, CDR, Weekly Report

PDR BRIEF

- # Conclude the research
- # Documents and presentation
- # Estimated time to finish – 18:00
- # Lunch break at 12:45
- # Blue point – new subject
- # Remarks & Questions –At the end of each slide
- # Security procedures

PDR CONTENT

- ✦ Part 1 : General review
- ✦ Part 2: Working process & Development guidelines
- ✦ Part 3: Narsha N35 Product design
- ✦ Part 4: COP (**Basic Version**)
- ✦ Part 5: Systems features
- ✦ Part 6: Components review
- ✦ Part 7: Materials review
- ✦ Part 8: COP (**SmartSystem Version**)
- ✦ Part 9: Estimated costs
- ✦ Part 10: Airborne platform and communications types - discussion
- ✦ Part 11: Project schedule
- ✦ Part 12: Open discussion



Narsha Drone – PDR Conference

December 2015



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

PART 1
GENERAL REVIEW



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

GENERAL REVIEW

- + Project started on the 10th Of November.
- + Since the kickoff date we were focus on:
 - Understanding the demands
 - Mapping the competitors and their product capabilities.
 - Learn and examination of products in the market.
 - Concept of operation Design
 - Technical design
 - Product skin design (Interior and Exterior)
 - PDR preparations.
- + The next to come is: Writing full characterization documents and start developing the system in the development kickoff date on the 3rd of January as planned.



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



PART 2
WORKING PROCESS



FLYING PRODUCTION LTD

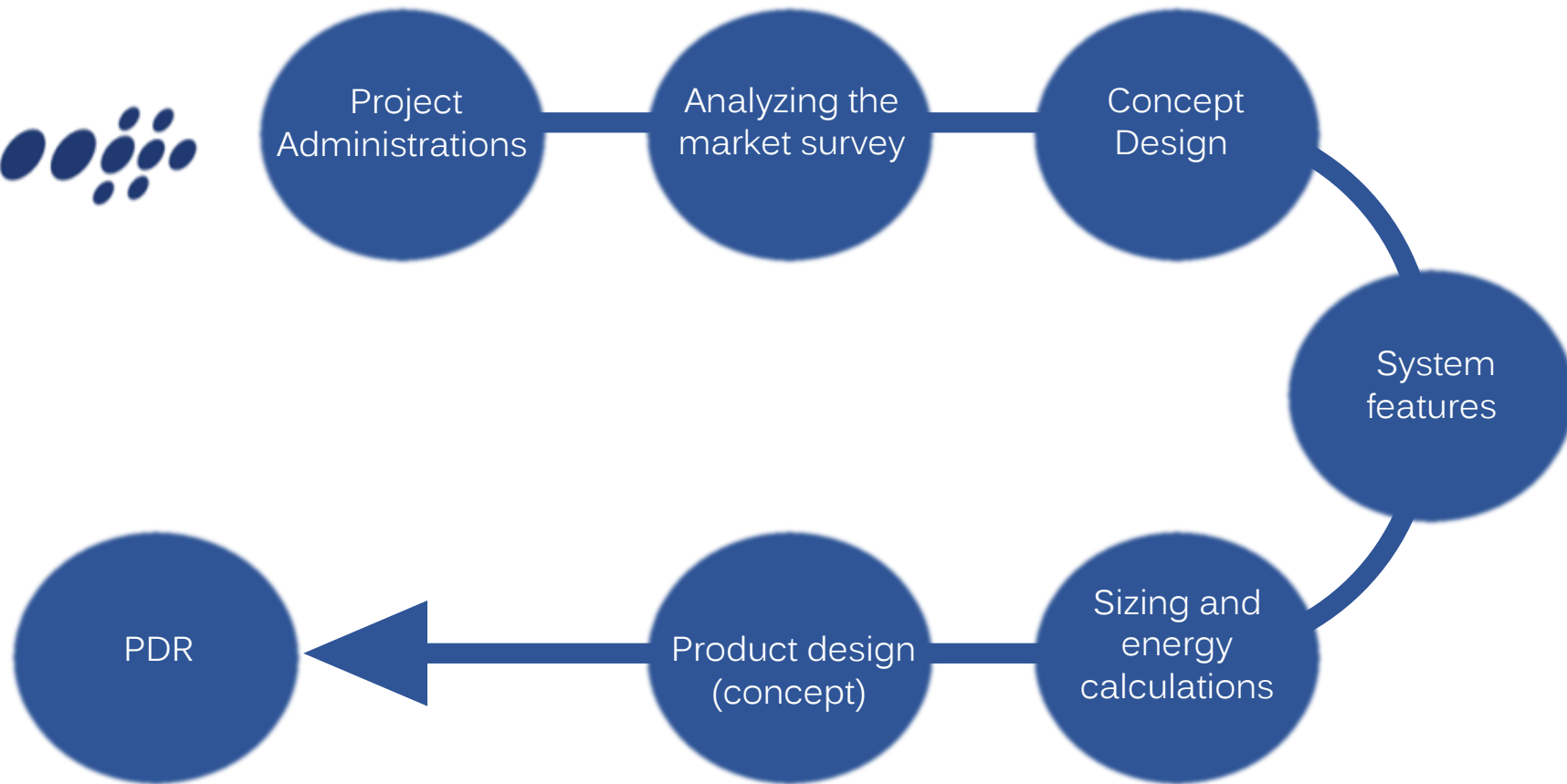


KEVA Co.Ltd



Aerodrome

WORKING PROCESS



FLYING PRODUCTION LTD

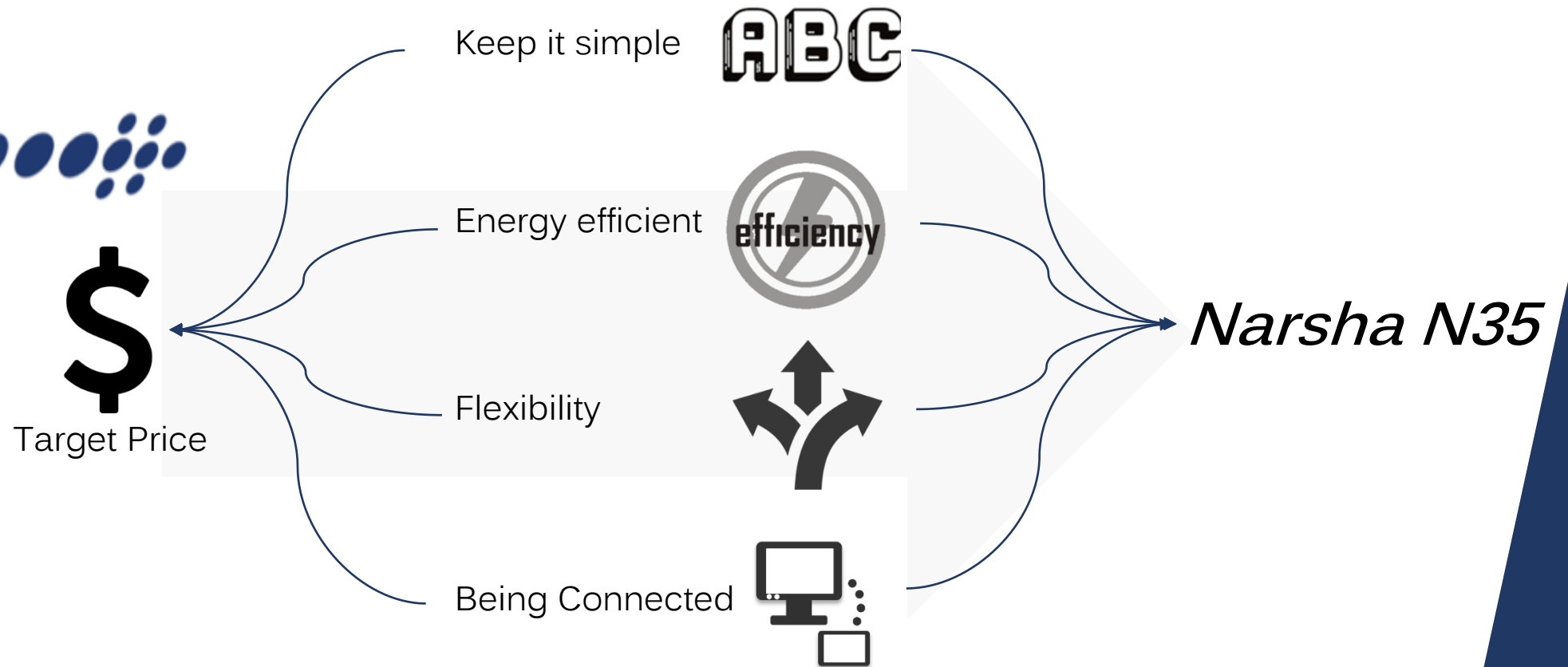


KEVA Co.Ltd



Aerodrome

DEVELOPMENT GUIDELINES



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

PART 3
PRESENTING THE N35 DESIGN



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

PRESENTING THE N35 DESIGN

- + Products in the market
- + Average prices
- + Future forward
- + The inspiration of design
- + The configurations (3)
- + Our design guidelines
- + The new N35 design



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

PRODUCTS IN THE MARKET



Product Information

MULTIROTOR G4 Eagle Cargo

The new MULTIROTOR G4 Eagle Cargo is the first autonomously controlled transport UAV with a maximum payload of 2 kg.



PRICE: 50K USD

Product Features



KWT-X6L Features

1. Excellent wind resistance ability
2. Rainproof design, stable performance in raining condition
3. Superior dynamic redundancy adapting to high-altitude performance
4. Carbon fiber integrated molding structure, strong rigidity and light weight
5. Upturned arm design, increase power plane
6. HD 1080P image real-time transmission
7. Intelligent flight control system, support manual precision control and independent flight mode

Carbon fiber integrated molding structure, strong rigidity and light weight.



PRICE: 20-30K USD



Aeryon
LABS INC.

PRICE: 40-60K USD



PRICE: 10K USD FOR PRO VERSION



MULTIROTOR G4 Recon One

Order now and stay more than 60 minutes in the air

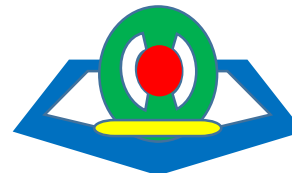
PRICE: 20K USD

NARSHA
N35

PRICE: 20K USD



FLYING PRODUCTION LTD



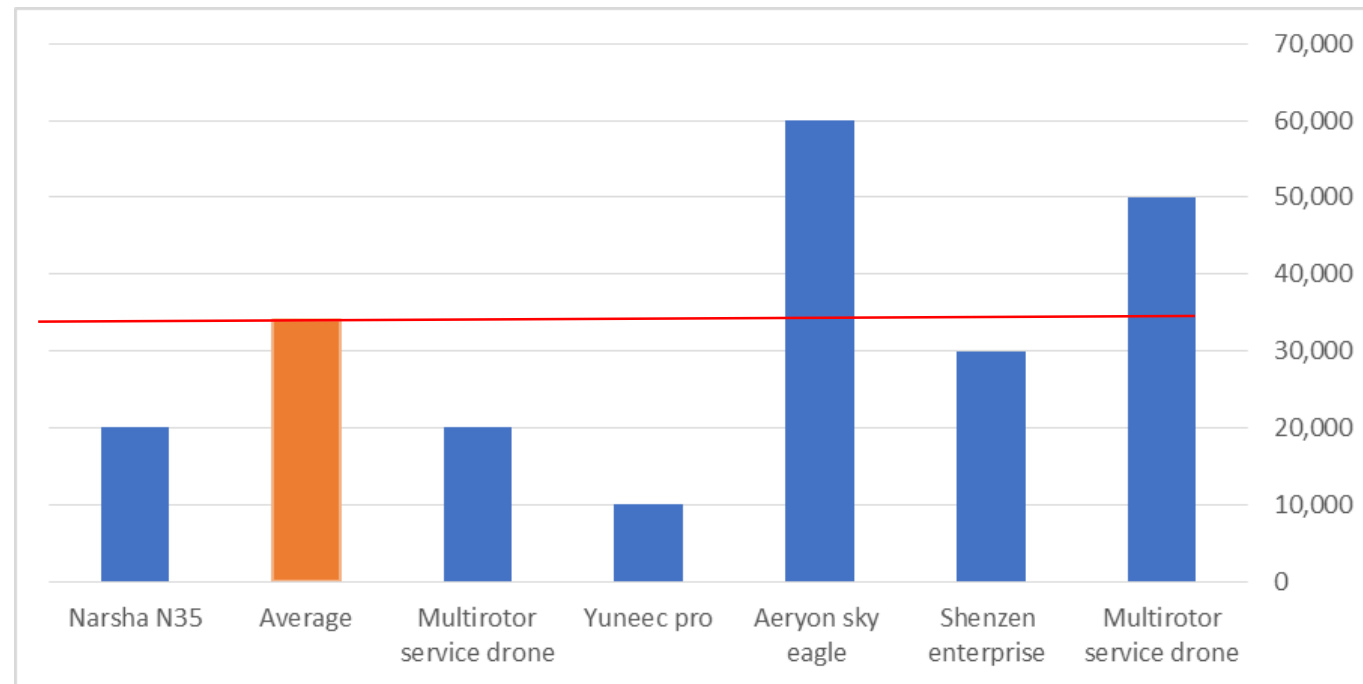
KEVA Co.Ltd



Aerodrome

AVERAGE PRODUCTS PRICE

The design is directly related to the price of the product.



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

FUTURE FORWARD

- ✦ Revolutionary design
- ✦ Aerodynamics
- ✦ Lowest drag possible
- ✦ Design relevance for 3-5 years
- ✦ Leading new design concept
- ✦ Directional structure
- ✦ “Out of the box” thinking
- ✦ Modularity
- ✦ Military-standard annunciation to the civil market
- ✦ Low cost



FLYING PRODUCTION LTD

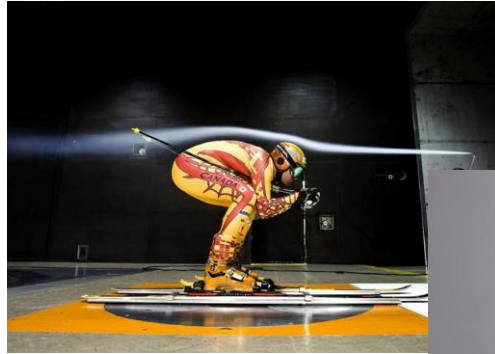


KEVA Co.Ltd



Aerodrome

THE INSPIRATION OF DESIGN



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

THE CONFIGURATIONS

✦ Two optional layouts

1. Quad rotor (4 motors)
2. Tri copter (3 motors)

Considerations:

✦ Manufacturing costs

✦ Weight

✦ Endurance (battery size)

✦ Aerodynamics



FLYING PRODUCTION LTD



 **Aerodrome**

THE CONFIGURATIONS

3 Rotors vs 4 Rotors

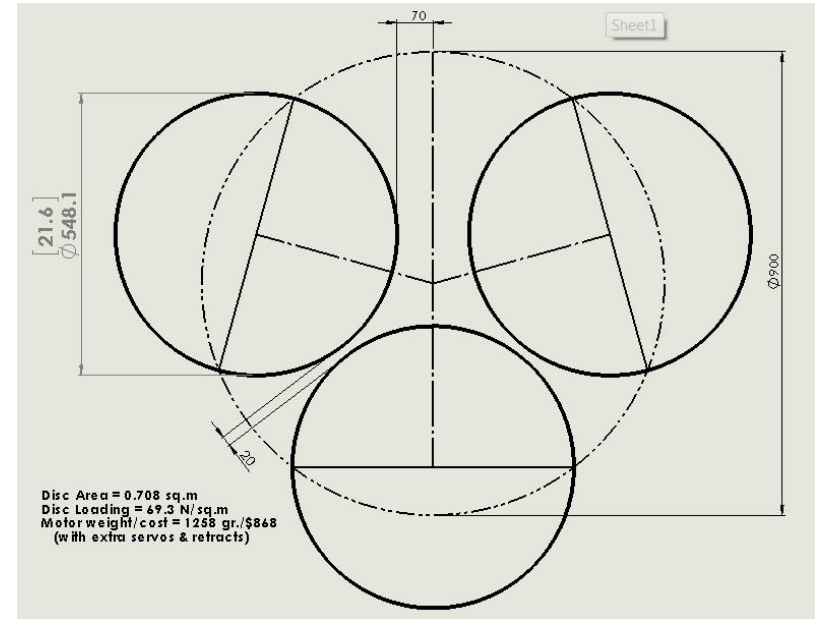
Advantages:

1. Lower component count – (less weight 6.1%, lower cost \$250).
2. 3 landing gear legs (less payload FOV interference).

Disadvantages:

1. Higher disc loading (3.4%)– slightly less lift efficiency.
2. Requires roll axis servo on the rear rotor.
3. Requires a retractable nose landing gear.

OPTION 1 – TRI COPTER



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

THE CONFIGURATIONS

3 Rotors vs 4 Rotors

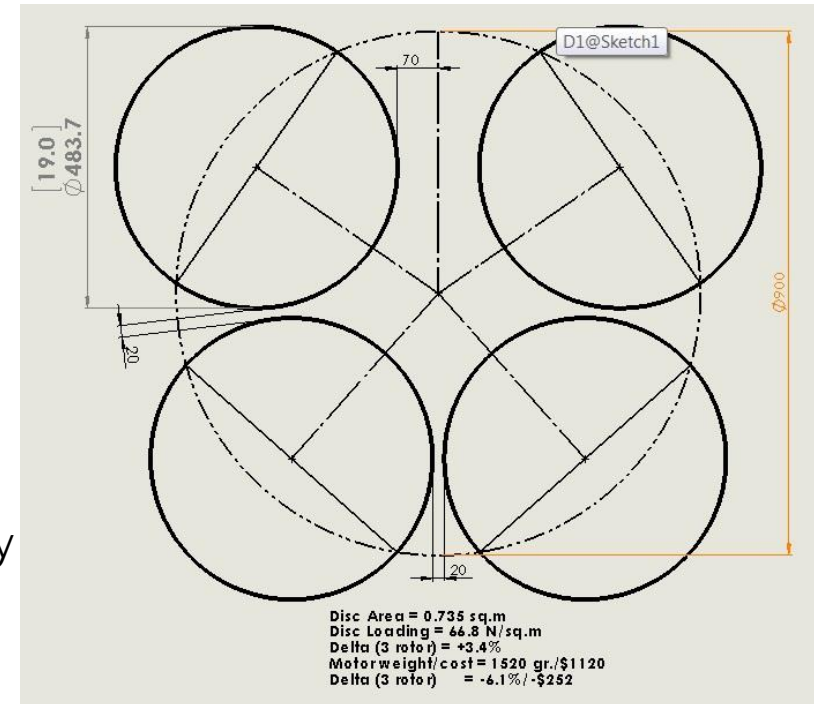
Advantages:

1. Lower disc loading (3.4%)– slightly more lift efficiency.
2. More conventional autopilot
3. No roll servo required.

Disadvantages:

1. 4 landing gear legs (more payload FOV interference and weight.
2. Higher component count – (probably more weight/cost).
3. “Just another quadcopter”

OPTION 2 – QUAD ROTOR



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome



TRI-COPTER



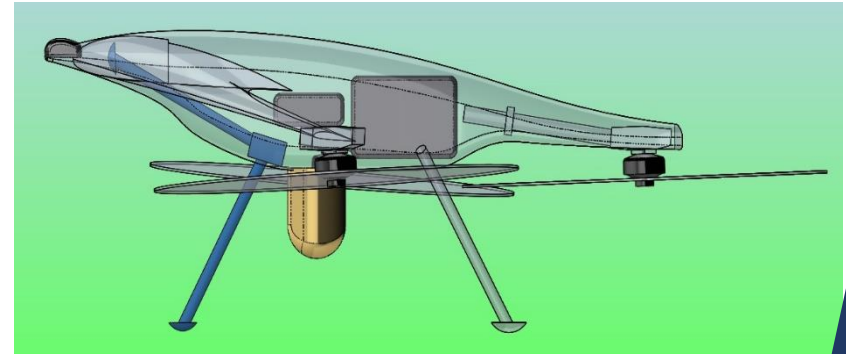
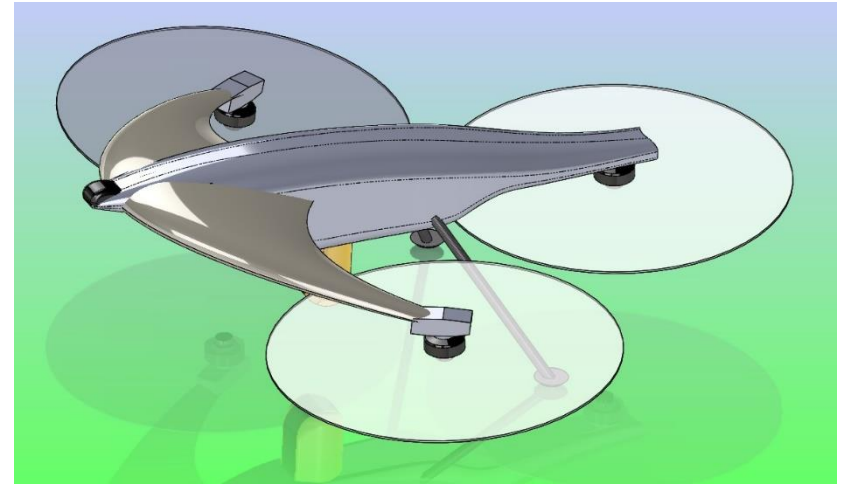
THE CONFIGURATIONS

Advantages

- ✦ Small “wing” adds about 10% lift in high-speed flight.
- ✦ Simple single-leg retracting landing gear – good Payload FOV.
- ✦ Unique appearance

Disadvantages

- ✦ No motor redundancy
- ✦ Prop proximity to the ground
- ✦ Complicated structure
- ✦ High production cost



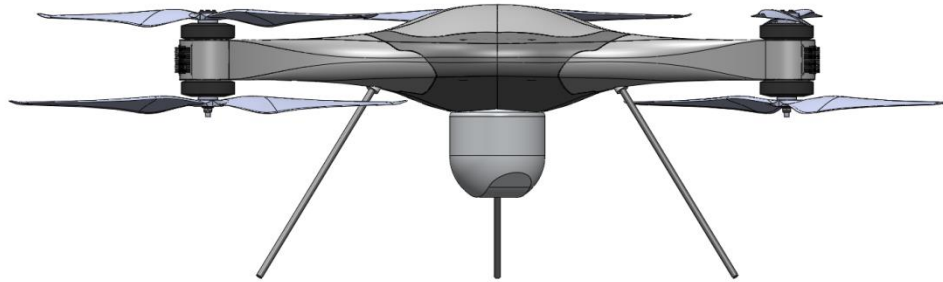
FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



THE CONFIGURATIONS

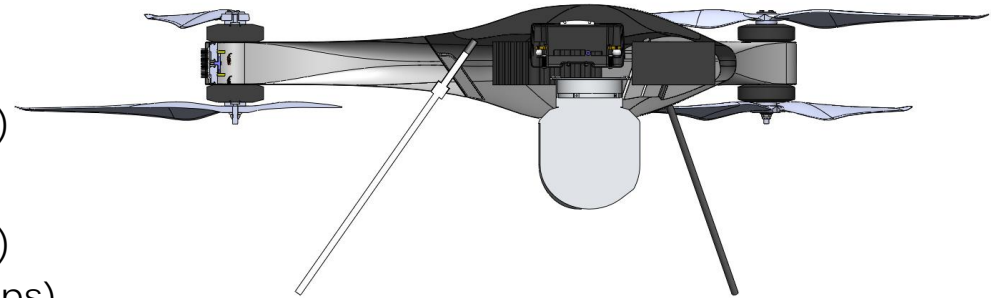


Advantages

- ✦ Similar design to da-Vinci
- ✦ More Aerodynamic & aesthetic shape
- ✦ Possible motor redundancy (extra cost & weight)

Disadvantages

- ✦ Possible motor redundancy (extra cost & weight)
- ✦ High production cost (6X motors, 6X ESC, 6X Props)
- ✦ Difficult to add retracting undercarriage.



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

THE CONFIGURATIONS

TRI COPTER WITH DIHADRAL

Advantages

- ✦ Aerodynamic shape, unique look
- ✦ Easy folding
- ✦ Low manufacturing cost
- ✦ Efficient space usage
- ✦ Large payload FOV

Disadvantages

- ✦ No motor redundancy



FLYING PRODUCTION LTD



OUR DESIGN GUIDELINES

- ✦ Lowest number of motors possible
- ✦ Low propellers concealment
- ✦ Minimum distance between propellers
- ✦ Largest propellers possible (22inch)
- ✦ Minimum weight
- ✦ Simple integration process
- ✦ Easy to manufacture
- ✦ Space for all avionics
- ✦ Target price for manufacturing the fuselage – 1,000 USD | +/- 10%



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

THE NEW N35 DESIGN

READY?



FLYING PRODUCTION LTD

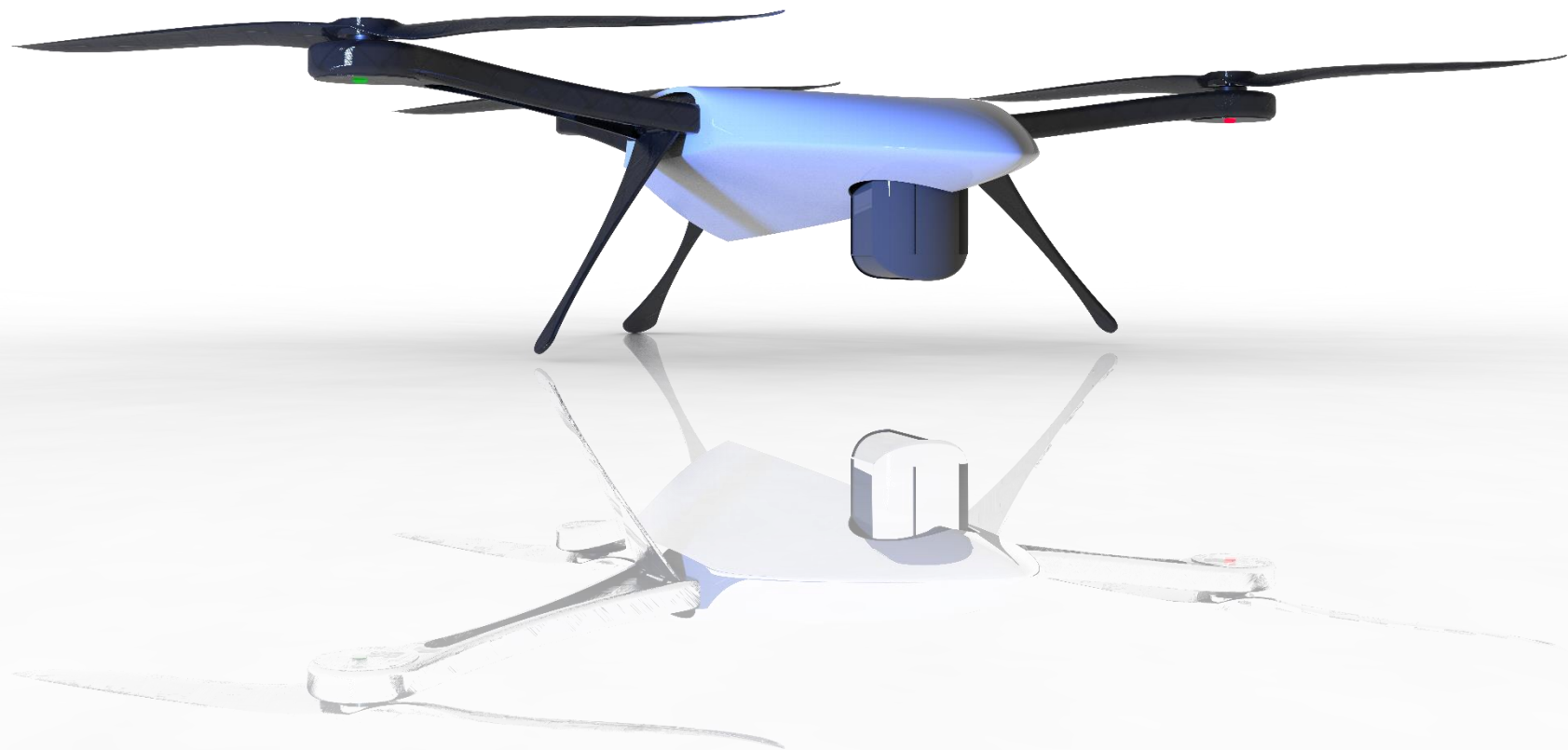


KEVA Co.Ltd

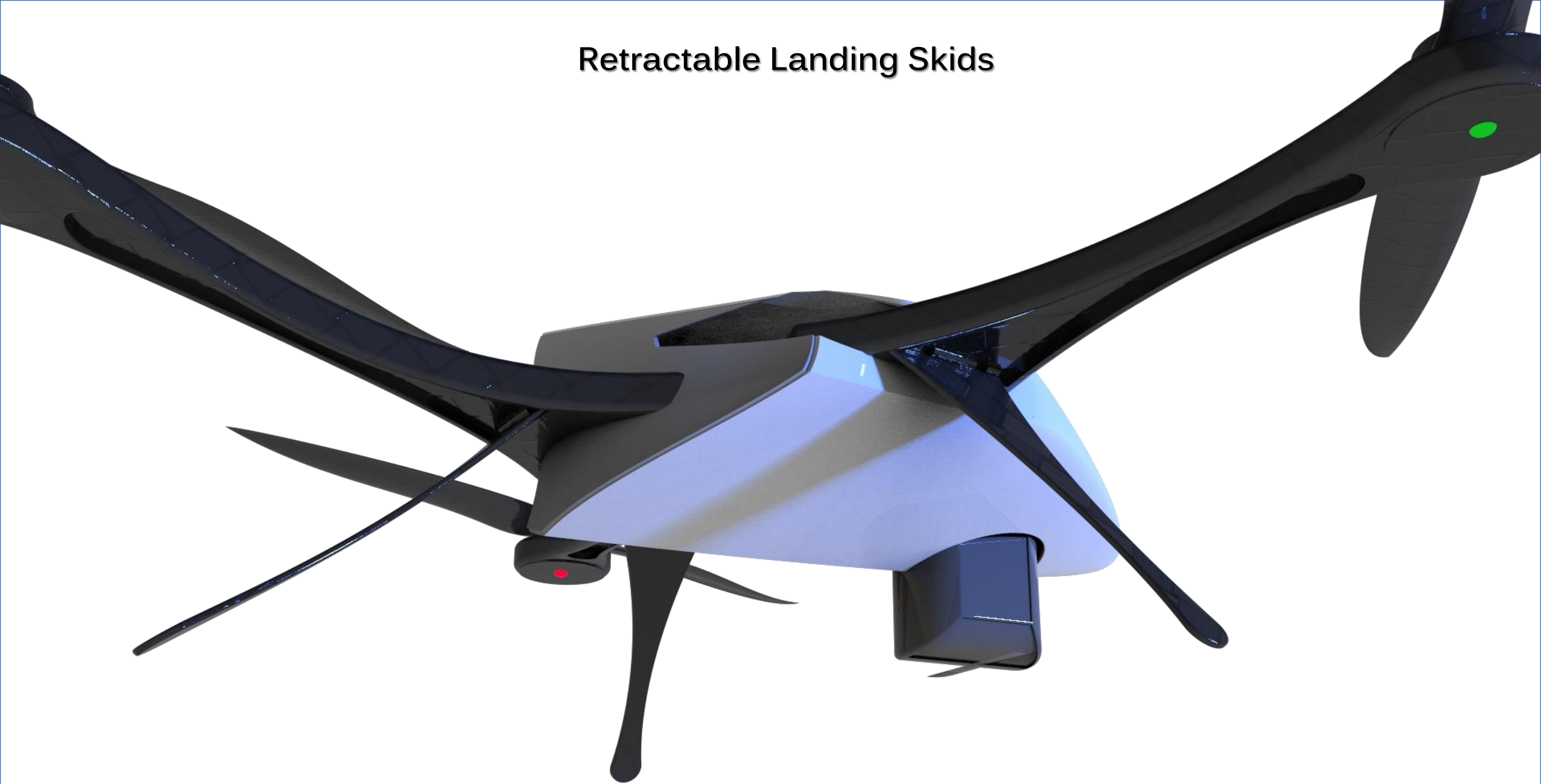


Aerodrome

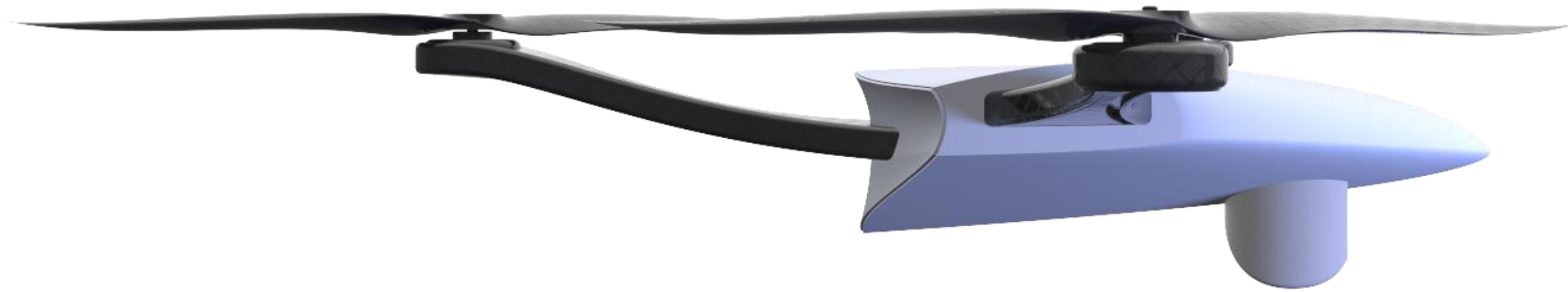
THE NARISHA N35



Retractable Landing Skids

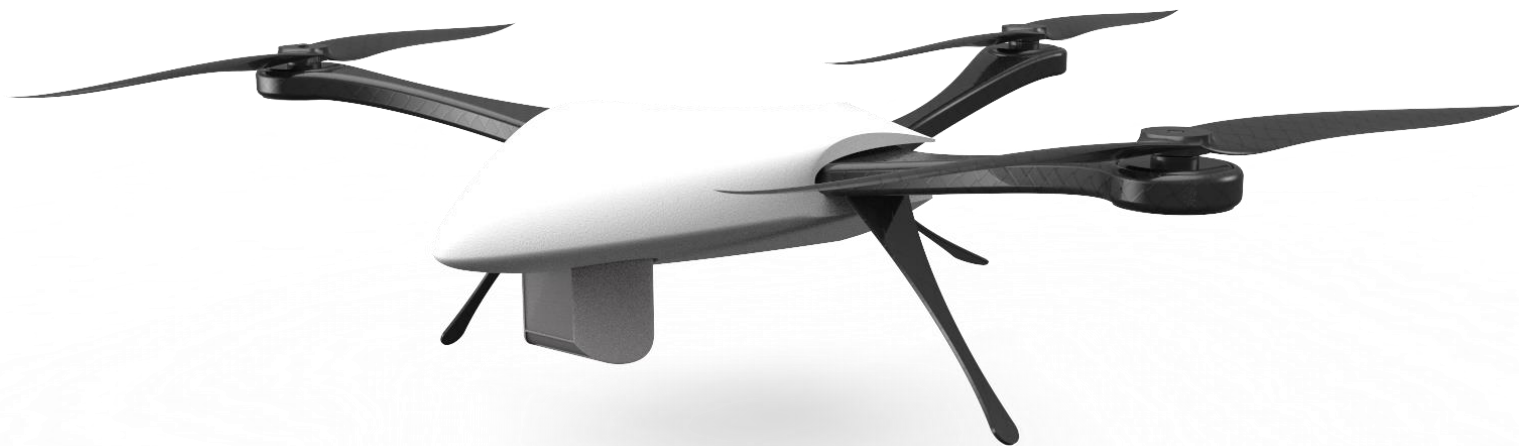


Flat Aerodynamic Design

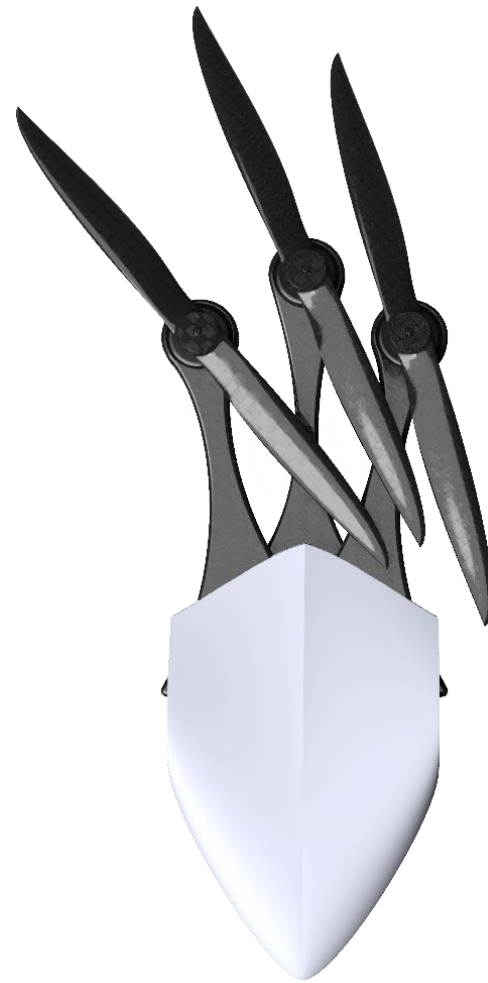


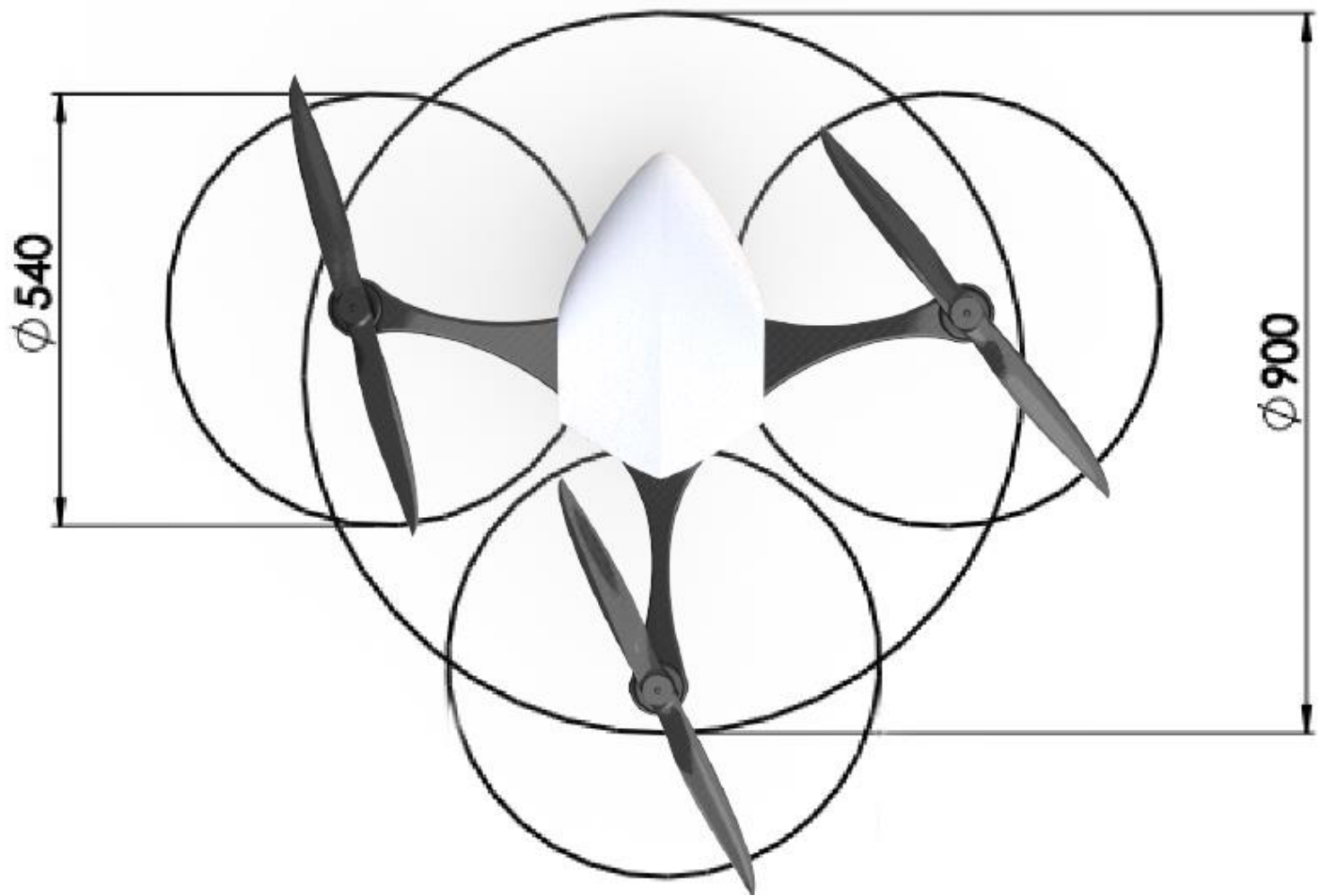
Directional Shape and Rocker





Easy Folding







BREAK



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

PART 4
CONCEPT OF OPERATION BASIC VER



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

CONCEPT OF OPERATION

- + The COP design guidelines
- + The operation scheme
- + Unique wearable GCS
- + Inertial stick for payload control
- + Minimum airborne processes
- + Intuitive and simple GMS UI
- + Open source autopilot platform – Ardupilot pxhawk
- + Smart GMS with activation key



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

THE COP DESIGN GUIDELINES

- + Information sharing
- + Autonomous malfunctions monitoring
- + Mission management flight modes
- + Basic flight modes (sticks/knobs)
- + Tutorials
- + Real time recording features
- + Flight planner



FLYING PRODUCTION LTD

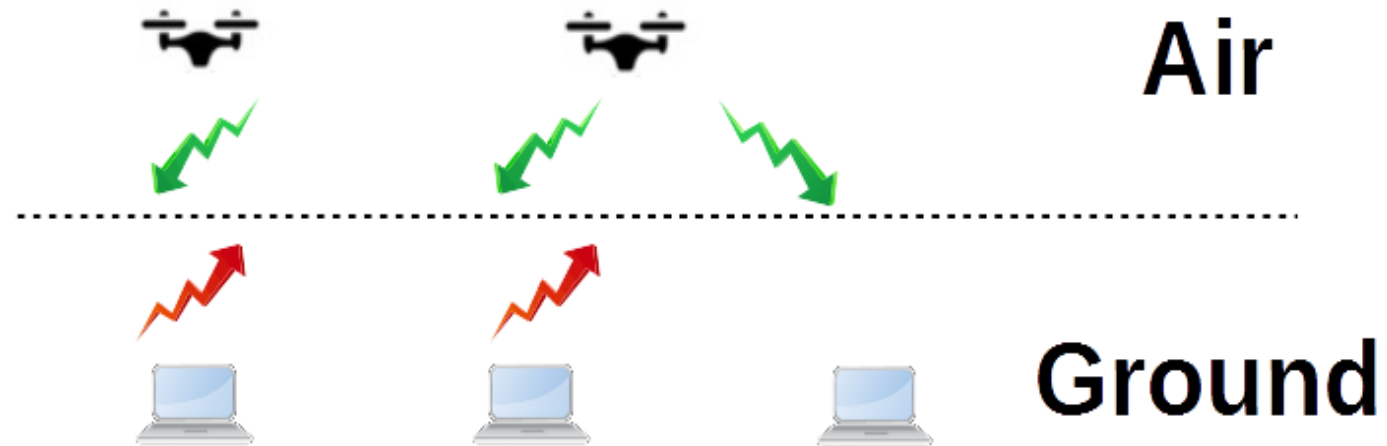


KEVA Co.Ltd



THE OPERATION SCHEME

BASIC VERSION



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

UNIQUE WEARABLE GCS



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

INERTIAL STICK

SEE "GCS AND FLIGHT FEATURES DOCUMENT"



FLYING PRODUCTION LTD

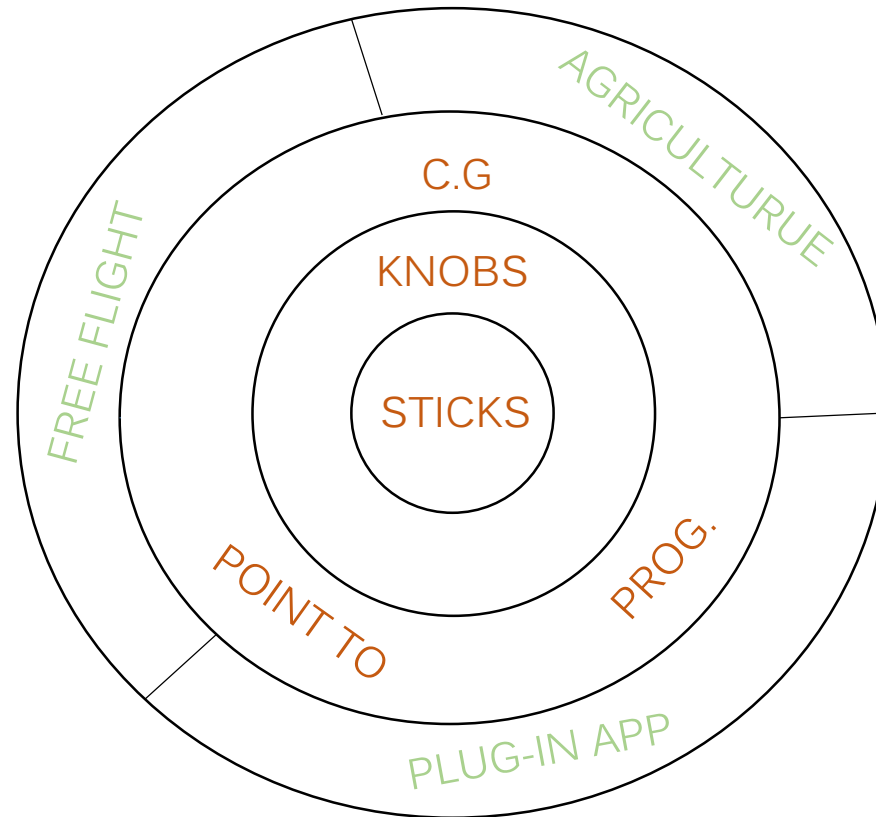


KEVA Co.Ltd



Aerodrome

SMART GMS



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome



BREAK



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

PART 5
SYSTEM FEATURES



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

SYSTEM FEATURES

SEE “[SYSTEM FEATURES](#)” DOCUMENT



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

PART 6
COMPONENTS REVIEW



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

COMPONENTS REVIEW

- + Autopilot
- + Motors
- + Speed controllers
- + Payloads



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

AUTOPILOT

SEE “[AUTOPILOT PDR](#)” DOCUMENT



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

MOTORS

- + There are verity of motors in the market.
- + We decided to postpone the decision and not to pick the motors at that point.
- + The decision will take place after the engine development milestone.



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

SPEED CONTROLLERS



- 2-6 S LiPo, 6-25 V
- 30 A continuous current
- 45 A short time
- 1.44 oz. with cable
- 70 x 28 x 10 mm

Applications	
Helis:	N/A
Fixed wing:	N/A
Technical Specs	
Input voltage:	MIN: 3S LiPo MAX: 12S LiPo
Max continuous amperage at full throttle:	40 amps*
Size and Weight	
Width:	1.0" (25.4mm)
Length:	1.8" (46.3mm)
Height:	0.9" (23.2mm)
Weight w/wires:	2.0 oz (56g)
Weight w/o wires:	1.0 oz (28g)



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

PAYLOADS



NightHawk



Orion



Micro Stamp



M2



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome



BREAK



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

PART 7
MATERIALS REVIEW



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd

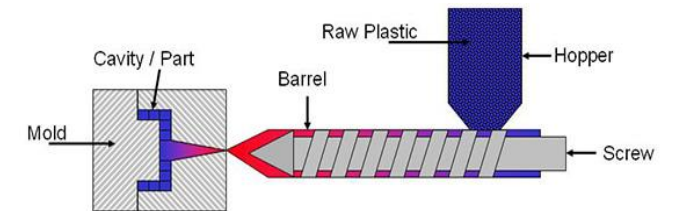
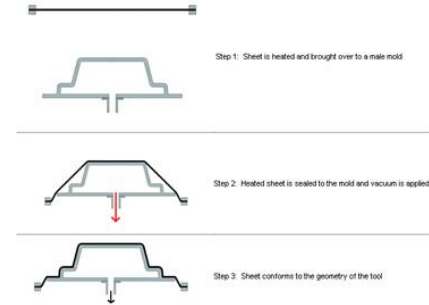


Aerodrome

MATERIALS REVIEW

✈ Frame construction technologies :

1. Injected plastic – high initial cost , low cost on mass production
2. Vacuum forming- low cost, light weight, low strength
2. Composite materials – medium initial cost , high strength high production cost, light weight.
3. Total estimated cost for molds and tooling for production stage: 100,000\$



PART 8
CONCEPT OF OPERATION *SMART SYSTEM VER.*



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

SMART SYSTEM VER. COP

- ✦ The need
- ✦ The supporting envelope
- ✦ The business model
- ✦ Operation scheme



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

THE NEED

- + Information sharing
- + Business opportunities – app market
- + Information storage
- + Keeping the system up to date
- + Monitor and support the customers
- + Nest/coordinated operations
- + Basic demand in the near future



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

THE SUPPORTING ENVELOPE

Simple website

- ✦ User profile – ability to monitor user preferences
- ✦ Push notifications
- ✦ Technical support field

Server

- ✦ Cloud services
- ✦ Sharing and selling products
- ✦ Broadcasting and streaming real time information to remote station
- ✦ No eye contact payload operation – remote station



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



THE BUSINESS MODEL

+ App market



+ Version update



Software
Update

+ Selling cloud storage



FLYING PRODUCTION LTD

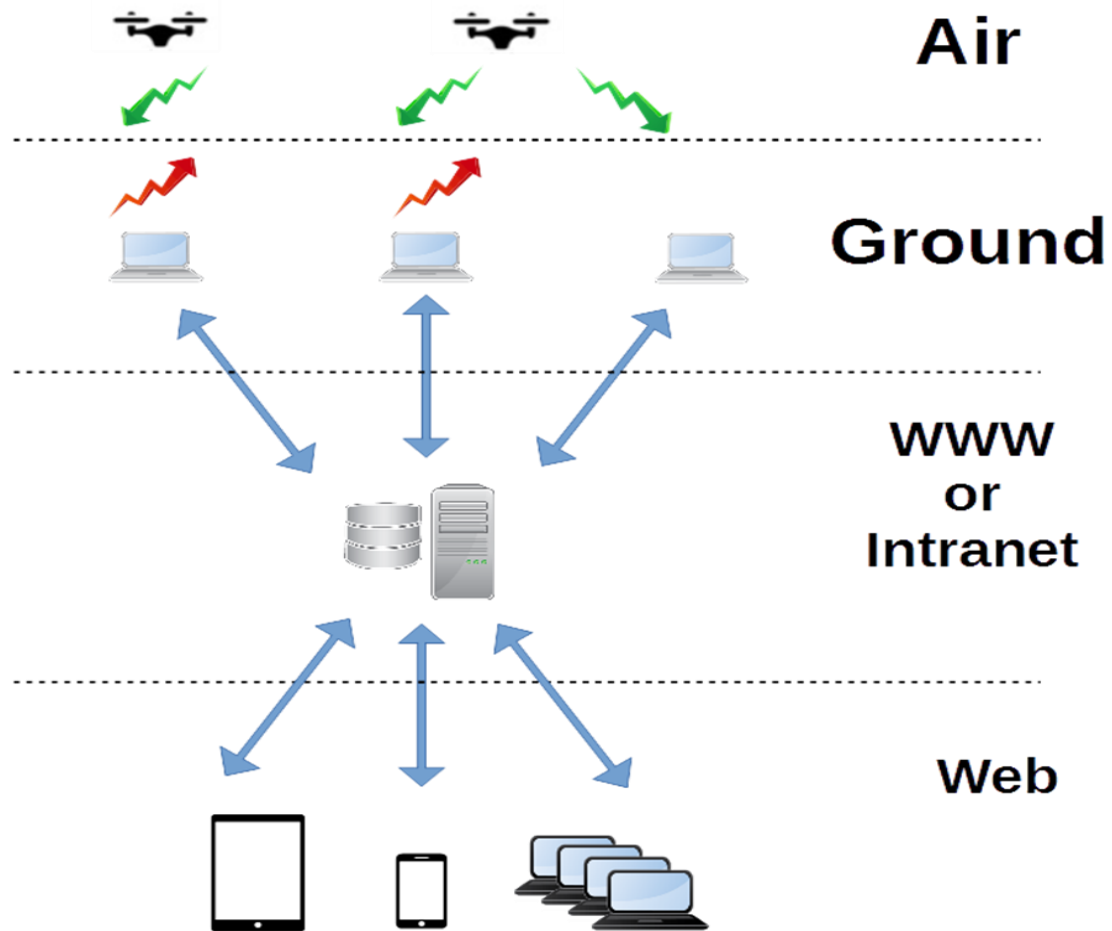


KEVA Co.Ltd



Aerodrome

OPERATION SCHEME



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome



BREAK



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

PART 9
ESTIMATED BOM COSTS



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

GCS BOM COSTS

✦ Tablet – windows platform

Price: up to 450 USD

✦ Station vest

Price: up to 200 USD

✦ Inertial control stick

Price: up to 250 USD

✦ Communication battery pack

Price: up to 150 USD

✦ Ruggedized tablet cover

Price: up to 250 USD

✦ Ground comms.

Price: up to 1700USD

Total costs:

Up to 3000 USD | +/- 10%



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

AIRCRAFT BOM COSTS



✈ Battery	Price: up to 700USD
✈ Avionics	Price: up to 250USD
✈ Speed controllers	Price: up to 150USD
✈ Motors	Price: up to 300USD
✈ Propellers	Price: up to 120USD
✈ Fuselage	Price: up to 1000USD
✈ Payload	Price: up to 2500USD
✈ Airborne comms.	Price: up to 1900USD

Total costs:

Up to 6900 USD | +/- 10%



FLYING PRODUCTION LTD



PART 10
AIRBORNE PLATFORM & COMMS.



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

PART 11
PROJECT SCHEDULE



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome



BREAK



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

PART 12
OPEN DISCUSSION



FLYING PRODUCTION LTD



KEVA Co.Ltd



Aerodrome

Narsha – N35 CDR Conference

Information Handbook

To: Project stakeholders

Date: 9/2/16

CLS: Confidential

REF:FAK014\TC\002\1.2

Proprietary Notice

The information and ideas contained herein are proprietary to Aerodrome Ltd. ("Aerodrome") and shall neither be duplicated nor disclosed outside the receiving organization or the receiving organization's potential customer without prior permission, nor used by the receiving organization or any of its subsidiaries or affiliates, for any purpose other than evaluation of the ideas and work contained herein.

©Aerodrome Ltd. All rights reserved.

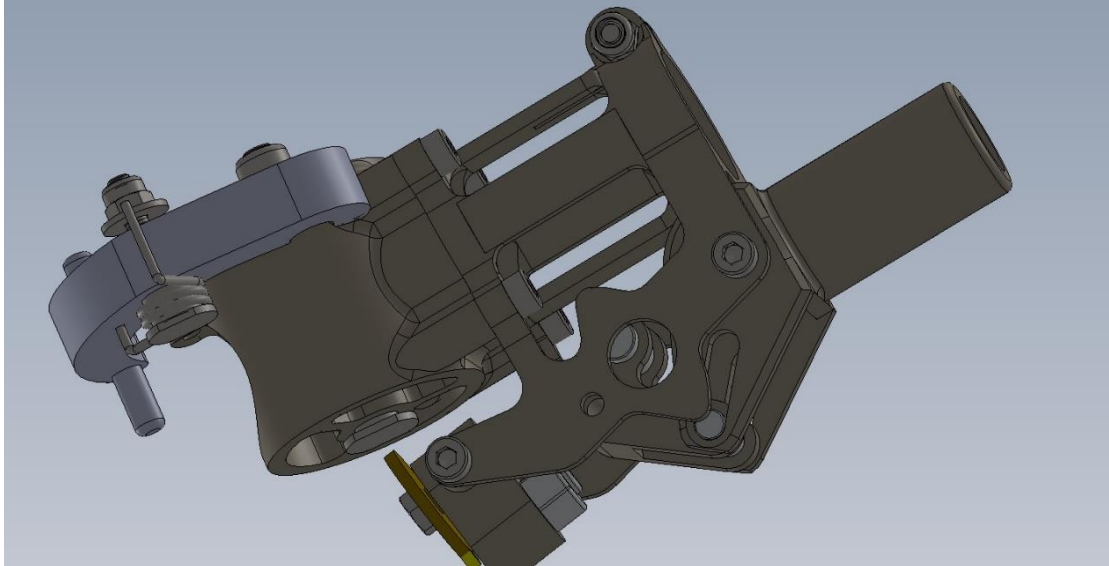
Table of content

1.	Part 1- Engineering design.....	3
2.	Part 2 – Autopilot design	7
3.	Part 3 – Electricity Design	16
4.	Part 4 – Communication.....	21
5.	Part 5 – Payload.....	25
6.	Part 6 – Motors.....	27
7.	Part 7 – GMS.....	29
8.	Part 8 – technical objectives.....	33

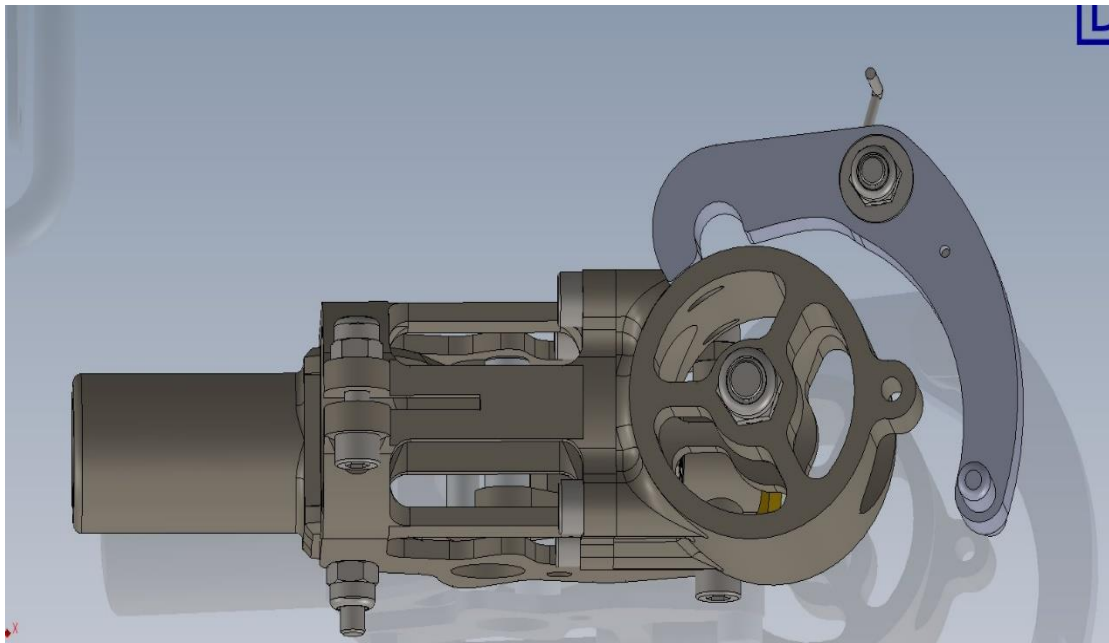
1. PART 1: ENGINEERING DESIGN

1.1. MAIN MECHANISMS

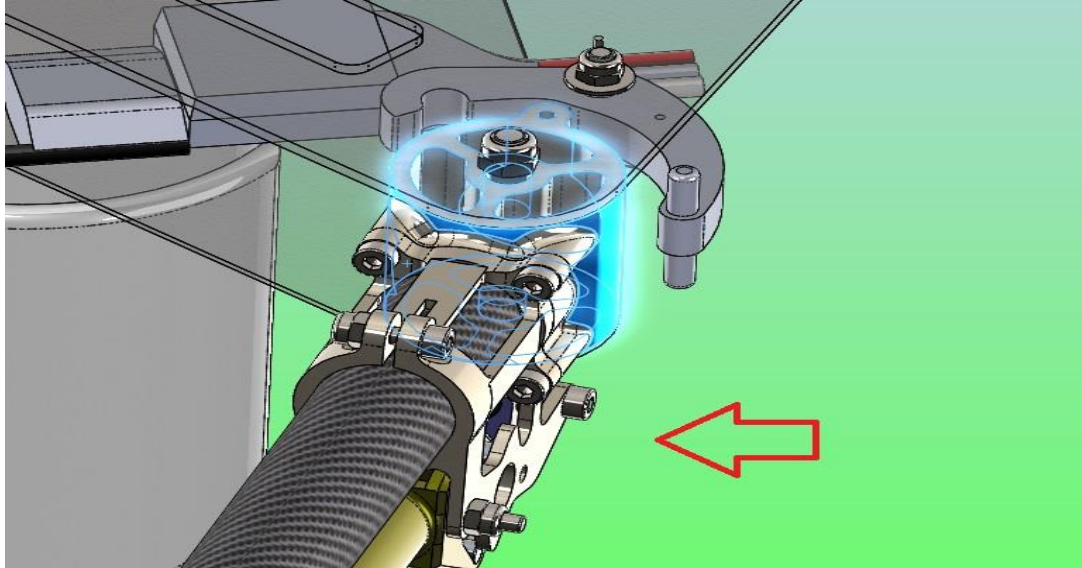
Retractable landing gear:



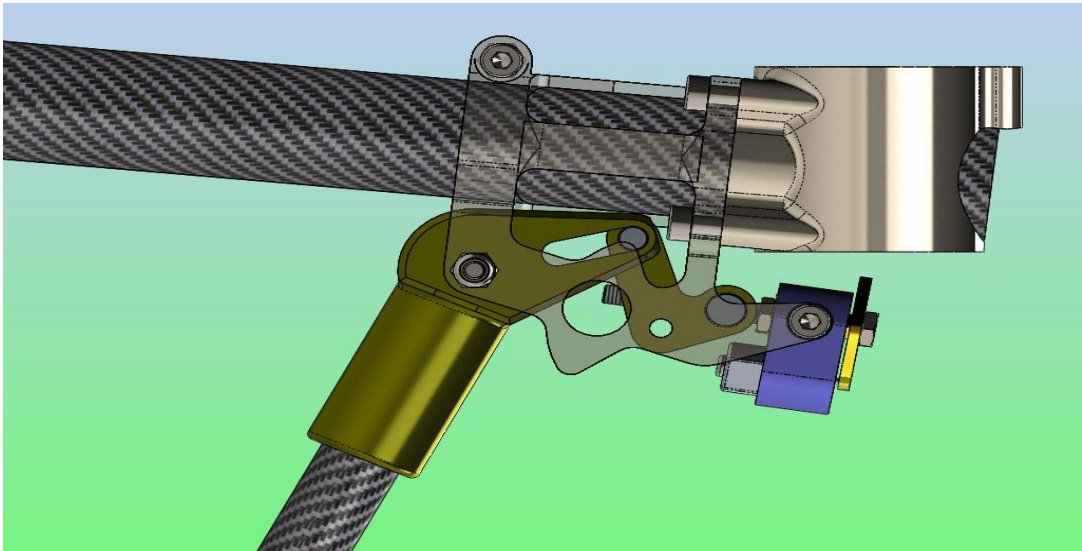
Arm lock Mechanism



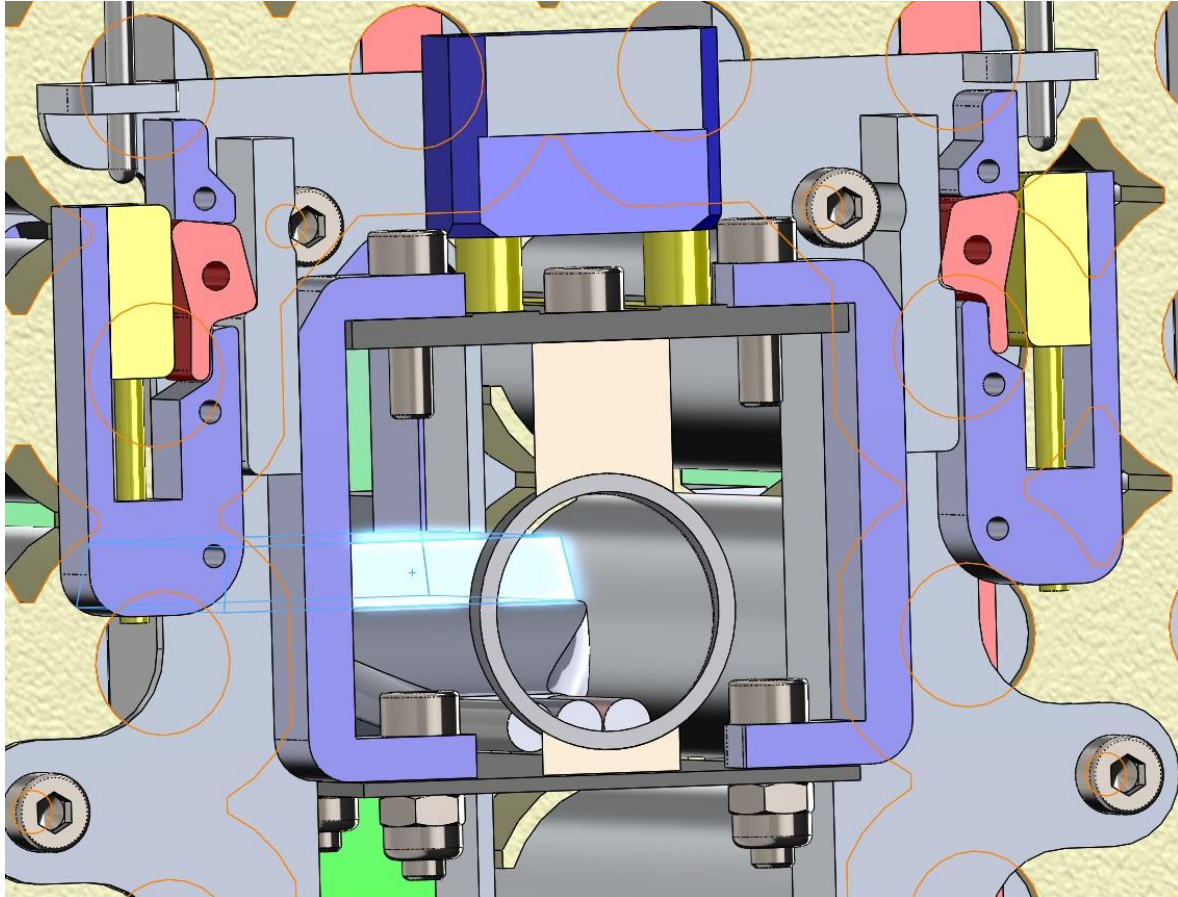
Arm Lock Mechanism



Retractable landing gear



Battery lock mechanism



2. PART 2: AUTOPILOT

Eng. Matan Havi

2.1. N35 AUTOPILOT

PROCESSOR

- 32bit STM32F427 Cortex M4 core with FPU
- 168 MHz
- 256 KB RAM
- 2 MB Flash
- 32 bit STM32F103 failsafe co-processor

SENSORS

- Invensense MPU 6000 3-axis accelerometer/gyroscope
- MEMS MS5611 barometer
- MEMS HMC5883L Magnetometer
- U-Blox NEO8 GPS
- PX Flow Camera and AGL

INTERFACES

- 7 x UART (serial ports), one high-power capable, 2x with HW flow control
- PPM sum signal input
- I2C x 3
- SPI x 4
- PWM (motor control) x 6
- ADC x 6 Voltage sense
- 3.3 and 6.6V ADC inputs
- Internal micro USB port and external micro USB port extension
- Ethernet communication
- SD card for data logging
- SD card for High res video logging

2.2. INTERFACE

N35 STM32F427VI				
FREQ			168Mhz	
ROM				
RAM			256k	
TIMERS	General Purpose	10		
	Advanced	2		
	Basic	2		
Comm	SPI	4	1	Off-board Accl/Gyro
			2	FRAM
			3	ETH SW
			4	EXT SPI
		6	5	
			6	
	I2C	3	1	Compass
			2	LEDS
			3	ESC_LINK
	USART/ UART	4	1	PAYLOAD
			2	COMM
			3	PPM/SBUS
			4	GPS
		4	1	AGL
			2	BATT
			3	
			4	DEBUG
	USB	YES		
	CAN	1		
		2		
	SAI			
	SDIO			
	ETH			
GPIO		82 (114)		VDD_3V3_SENSORS_EN
				VDD_5V_PERIPH_OC
				VDD_5V_COMM_OC
				VDD_5V_PAYLOAD_OC
				VDD_12V_PERIPH_OC
				VDD_12V_COMM_OC
				VDD_12V_PAYLOAD_OC
				VDD_3.3V_PERIPH_OC
				VDD_3.3V_COMM_OC
				VDD_3.3V_PAYLOAD_OC
				VDD_5V_PERIPH_EN
				VDD_5V_COMM_EN
				VDD_5V_PAYLOAD_EN
				VDD_12V_PERIPH_EN
				VDD_12V_COMM_EN
				VDD_12V_PAYLOAD_EN
				VDD_3.3V_PERIPH_WN
				VDD_3.3V_COMM_EN

			VDD_3.3V_PAYLOAD_EN
			VBUS
			ALARM
			MAG_DRDY
			FMU-CH1 (PWM)
			FMU-CH2 (PWM)
			FMU-CH3 (PWM)
			FMU-CH4 (PWM)
			FMU-CH5 (PWM)
			FMU-CH6 (PWM)
			FMU-LED_AMBER
			IO-LED_SAFETY
			IO-LED_BLUE
			IO-LED_AMBER
			PPM_INPUT
			SBUS_OUTPUT_EN
			ESC_FEEDBACK_1
			ESC_FEEDBACK_2
			ESC_FEEDBACK_3
ADC		3 (16 CH)	1 BATT_VOLTAGE_SENS
			2 BATT_CURRENT_SENS
			3 VDD_5V_SENS
			4 VDD_12V_SENS
			5 VDD_3.3V_SENS
			6 FMU_AUX_ADC1
			7 FMU_AUX_ADC2
			RSSI_?
DAC		2	Not Used
Camera interface		1	Not Used
LCD		1	Not Used
FMC		1	Not Used

2.3. DEVICES

2.3.1. CPU - STM32F4

Key Features

- Core: ARM® 32-bit Cortex®-M4 CPU with FPU, Adaptive real-time accelerator (ART Accelerator™) allowing 0-wait state execution from Flash memory, frequency up to 180 MHz, MPU, 225 DMIPS/1.25 DMIPS/MHz (Dhrystone 2.1), and DSP instructions
- Memories
- Up to 2 MB of Flash memory organized into two banks allowing read-while-write
- Up to 256+4 KB of SRAM including 64-KB of CCM (core coupled memory) data RAM
- 3×12-bit, 2.4 MSPS ADC: up to 24 channels and 7.2 MSPS in triple interleaved mode
- 2×12-bit D/A converters
- General-purpose DMA: 16-stream DMA controller with FIFOs and burst support
- Up to 17 timers: up to twelve 16-bit and two 32-bit timers up to 180 MHz, each with up to 4 IC/OC/PWM or pulse counter and quadrature (incremental) encoder input
- Debug mode
- SWD & JTAG interfaces
- Cortex-M4 Trace Macrocell™
- Up to 168 I/O ports with interrupt capability
- Up to 164 fast I/Os up to 90 MHz
- Up to 166 5 V-tolerant I/Os
- Up to 21 communication interfaces
- Up to 3 × I²C interfaces (SMBus/PMBus)
- Up to 4 USARTs/4 UARTs (11.25 Mbit/s, ISO7816 interface, LIN, IrDA, modem control)
- Up to 6 SPIs (45 Mbits/s), 2 with muxed full-duplex I²S for audio class accuracy via internal audio PLL or external clock
- 1 × SAI (serial audio interface)
- 2 × CAN (2.0B Active) and SDIO interface
- Advanced connectivity
- USB 2.0 full-speed device/host/OTG controller with on-chip PHY
- USB 2.0 high-speed/full-speed device/host/OTG controller with dedicated DMA, on-chip full-speed PHY and ULPI
- 10/100 Ethernet MAC with dedicated DMA: supports IEEE 1588v2 hardware, MII/RMII
- 8- to 14-bit parallel camera interface up to 54 Mbytes/s
- True random number generator
- CRC calculation unit
- RTC: sub second accuracy, hardware calendar
- 96-bit unique ID

2.3.2. Axis Digital Compass IC - HMC5883L

The Honeywell HMC5883L is a surface-mount, multi-chip module designed for low-field magnetic sensing with a digital interface for applications such as low-cost compassing and magnetometer. The HMC5883L includes our state-of-the-art, high-resolution HMC118X series magneto-resistive sensors plus an ASIC containing amplification, automatic degaussing strap drivers, offset cancellation, and a 12-bit ADC that enables 1° to 2° compass heading accuracy. The I²C serial bus allows for easy interface.

2.3.3. GPS

Concurrent reception of GPS/QZSS, GLONASS, BeiDou Industry leading –167 dBm navigation sensitivity combines low power consumption and high sensitivity.

2.3.4. Gyroscope and Accelerometer – MPU-6000

Gyroscope Features

- Digital-output X-, Y-, and Z-Axis angular rate sensors (gyroscopes) with a user- programmable full-scale range of ± 250 , ± 500 , ± 1000 , and $\pm 2000^\circ/\text{sec}$
- Integrated 16-bit ADCs enable simultaneous sampling of gyros
- Enhanced bias and sensitivity temperature stability reduces the need for user calibration
- Improved low-frequency noise performance
- Digitally-programmable low-pass filter
- Factory calibrated sensitivity scale factor
- User self-test

Accelerometer Features

- Digital-output triple-axis accelerometer with a programmable full scale range of $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 8g$ and $\pm 16g$
- Integrated 16-bit ADCs enable simultaneous sampling of accelerometers while requiring no external multiplexer
- Low power accelerometer mode current: $10\mu\text{A}$ at 1.25Hz, $20\mu\text{A}$ at 5Hz, $60\mu\text{A}$ at 20Hz, $110\mu\text{A}$ at 40Hz
- Orientation detection and signaling
- High-G interrupt
- User self-test

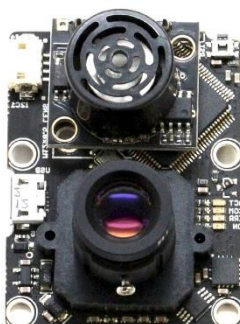
2.3.5. Pressure Sensor - MS5611-01BA03

- High resolution module, 10 cm
- Fast conversion down to 1 ms
- Integrated digital pressure sensor (24 bit $\Delta\Sigma$ ADC)
- Operating range: 10 to 1200 mbar, -40 to $+85^\circ\text{C}$
- 2•C and SPI interface up to 20 MHz
- No external components (Internal oscillator)
- Excellent long term stability

2.3.6. PX4FLOW Smart Camera

3DR – PXFLOW is Open source camera with AGL mount on the bottom of the drone to estimate drone position while it close to the ground.

On later stages – we will optimize the sensor to our needs by changing its mechanics and electronics to our needs.



PX4Flow is an optical flow smart camera (it provides the image for setup purposes, but it not designed to capture images like a webcam). It has a native resolution of 752×480 pixels and calculates optical flow on a 4x binned and cropped area at 400 Hz, giving it a very high light sensitivity. Unlike many mouse sensors, it also works indoors and in low outdoor light conditions without the need for an illumination LED. It can be freely reprogrammed to do any other basic, efficient low-level computer vision task.

- 168MHz Cortex M4F CPU (128 + 64 KB RAM)
- 480×752MT9V034 image sensor, L3GD20 3D Gyro
- 16mm M12 lens (IR block filter)
- Size 45.5 mm x 35mm
- Power consumption 115mA / 5V
- Does fit the MatrixVision Bluefox MV mounting holes (camera center off-centered)

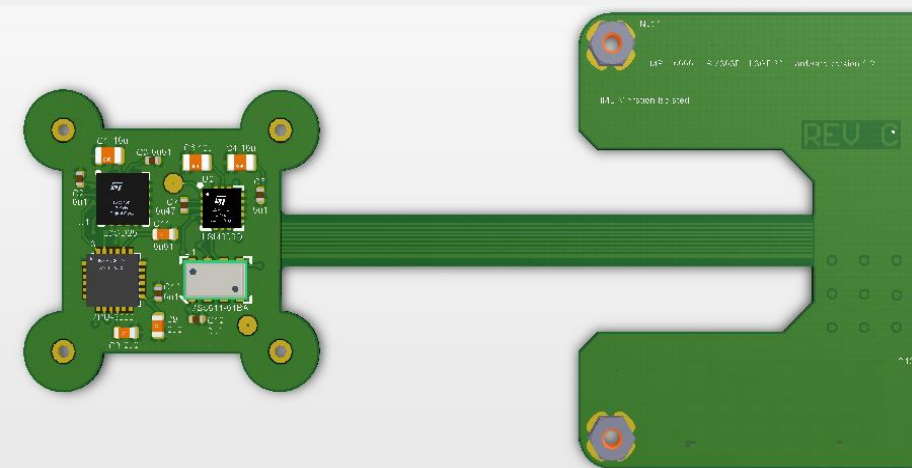
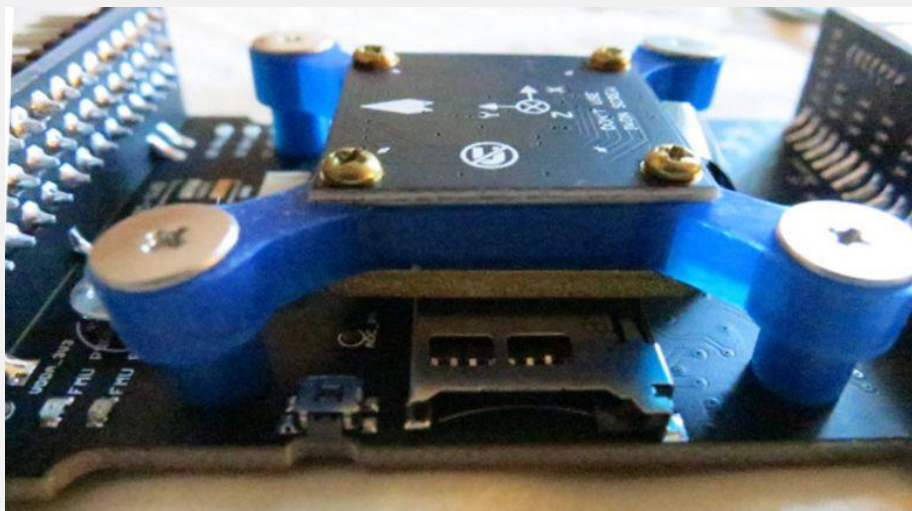
VIBRATION DUMPING

Using separate board for the vibration sensitive sensors – the accelerometers and Gyro.

The board connected to the main board by flat cable.

The vibration dumped by using customized GEL mount.

Reference:



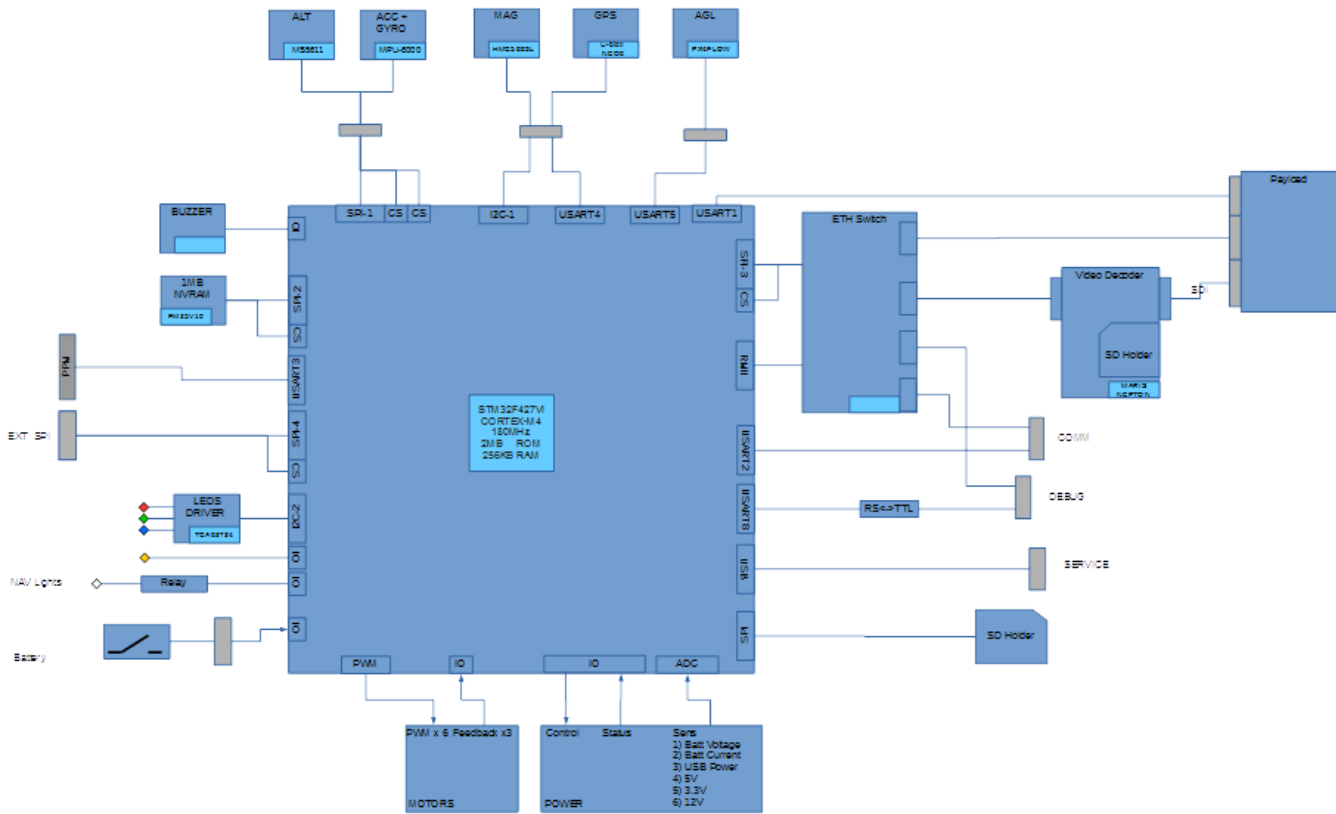
SERVICE PANEL

- Easy to access panel for the end user
- Include:
 - DataLog SD card
 - Video SD Card
 - USB

DEBUG CONNECTORS

- Internal connectors for the development stages
 - Include:
 - Ethernet
 - Serial
 - Test points
- During the production stages, some of those connector's electronics will be removed.

2.4. N35 AUTOPILOT FUNCTIONALITY

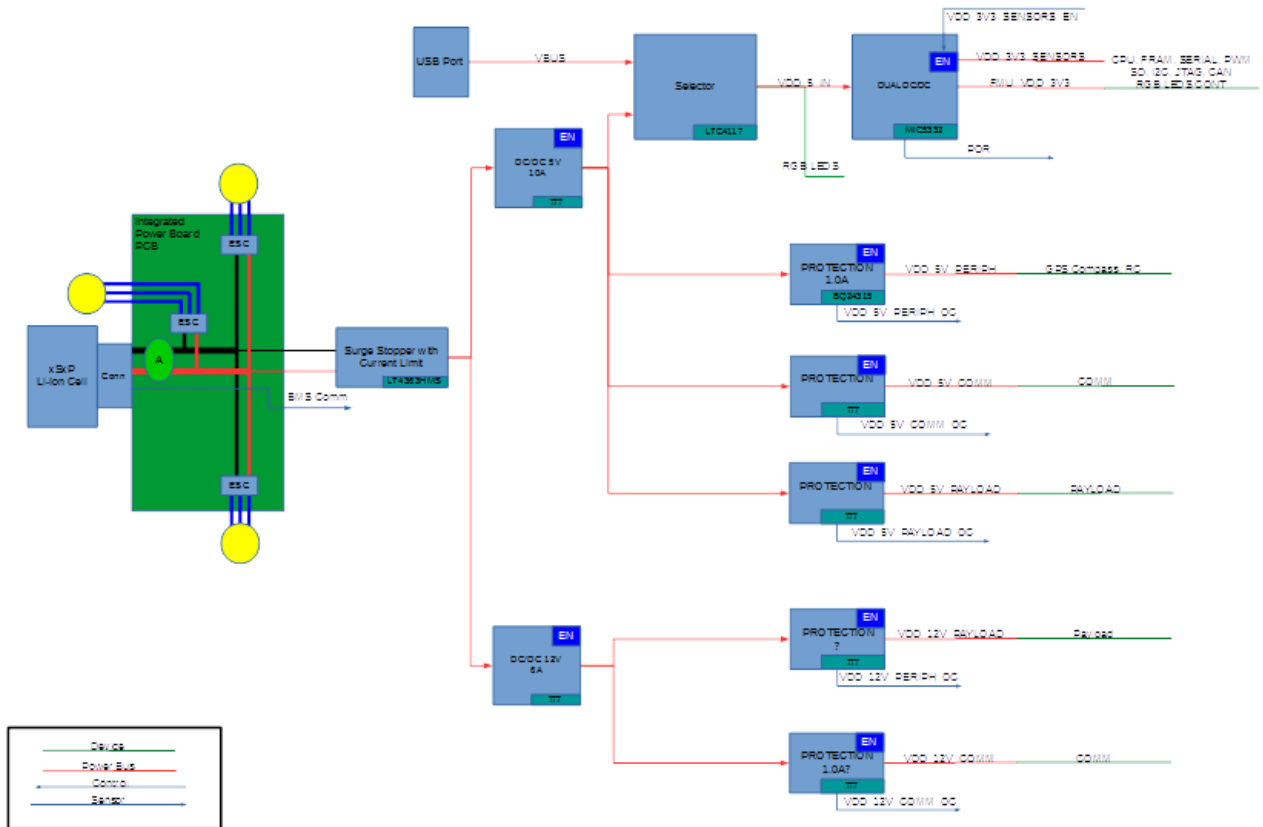


3. PART 3: ELECTRICITY

Eng. Matan Havi

3.1. POWER DIAGRAM

N35 Electrical Block Diagram



3.2. BATTERY

		Units
Rows	8S	
Cols	4P	
Weight	~1600 + ~200g Housing	g
Nominal Capacity	13.6	Ah
Nominal Voltage	28.8	V
Charging Voltage	33.6	
Capacity	391.68	Wh

- Anti-Spark Connector - In order to eliminate sparks during battery insert and remove an anti-spark double-step connector will used.
- Double function pushing button on the battery:
Short Press - Enable to Fold/Unfold the gear
Long Press – Wake Up

3.3. POWER BUDGET

Component	Requirement	Power		Note
Motors		Batteries	BAT_BUS	
Computers - FMU, FRAM, SERIAL, PWM, SD		3.3V @ 0.5A	FMU_VDD_3V3	
Internal Sensors – ACC, GYRO		3.3V @ 0.5A	VDD_3V3_SENS ORS	Switchable
External Sensors - Compass, GPS		5V @ 0.5A	VDD_5V_PERIPH	Switchable
RGB Leds		5V @ 0.3A	RGB LEDS	Controlled
Lights	2W	12V		Switchable
Main Link	~ 10 W	3.3V @ 3A 5V @ 2A 12V @ 1A		Switchable Diverse options for diverse future changes
	Microhard 3.3V @ ?A			
	Commtact 12V @ 1A			
	SpectraLink ?V @ ?A			
RC Link		5V @ 0.35A	VDD_5V_PERIPH	
Folding Servos	1W			
Payload	~ 10W-40W	3.3V @ 5A 5V @ 5A 12V @ 4A		Switchable Diverse options for diverse future changes
Maris	[4.5-16V]	5V @ 1A (?)		Switchable

3.4. POWER DESIGN RULES

- Separate voltage buses for on-board and off-board devices.

Rationale:

- External components that have the potential to short bus have current protection.
- Sensing main bus voltages.
- Sensing main buss overcurrent.
- Gradual power up to eliminate in-rush currents and instability of power rails.
- Power relay for non-critical devices (communication and payload).

3.4.1. INTEGRATED POWER BUS PCB

- Part of the drone chassis.
- PCB board with conductors, connectors and some electronics:
- Battery to ESC power conductors
- Optional ESC:
 - ESC fastener mechanics
 - Integrated motors and ESC
 - Current and voltage sensors
 - Status Led

3.4.2. USB POWER INPUT

For software configuration, settings and versions updates

USB connector can power some of the components. In that case, most of the drone components are not powered.

4. PART 4: COMMUNICATION

4.1. LIST OF COMMUNICATIONS

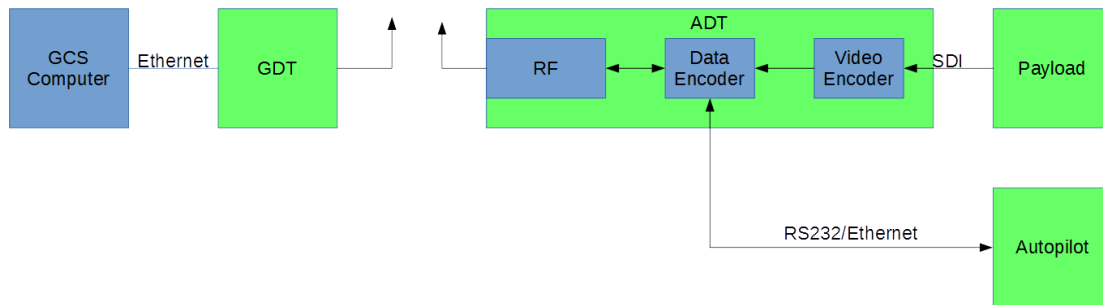
Company	Model	Range	Throughput	Bands	Weight	Decoder	RS	ETH	Other	Notes
Microhard	IPnDD L900		Up to 12Mbps		25g	Ext	V	V		
Commtact	uLink	>10km	3Mbps	2.2		Internal	V	V		
	uLink – RF Only	>10km	3Mbps	2.2		None				
	Nano Link	>10km	3Mbps	2.2		HD				
Spectra Link	Skylite					Maris			Adaptive Modulation	Require GPS
IMC		10km	10Mbps	UHF, L Band, S Band	~200g	H.264 (Maris)	V	None (if Maris inside)		Seems like solution for High End platforms
Aeronix	EDL MICRO	3.5km	11Mbps upto 38Mbps	2.3-2.7	26g	H.264 (SD?)		External USB to ETH	Adaptive Modulation	Expensive
Dejero										
AMP	CDT1				200g		9600	X		Irrelevant

Guidelines for choosing communications:

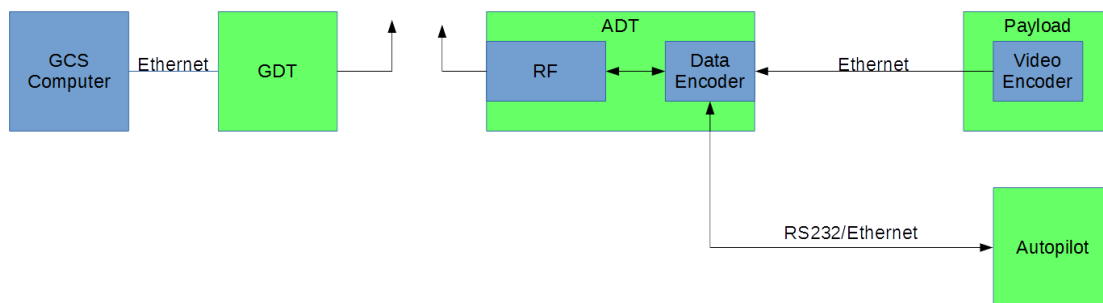
1. Communication quality
2. Range
3. ITAR free (no export control license needed)

4.2. COMMUNICATION SCHEME

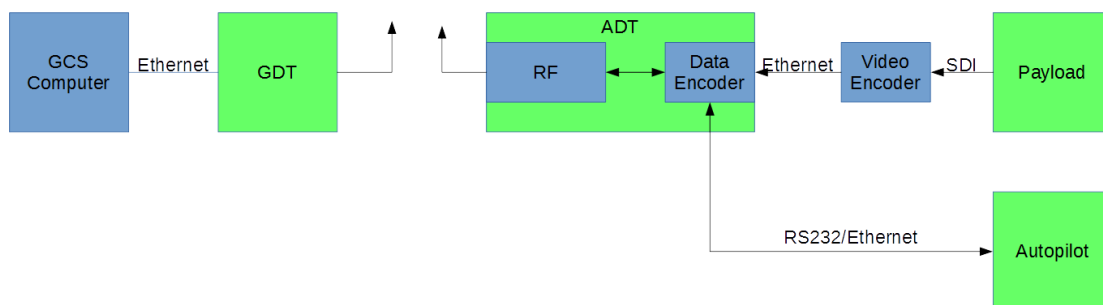
4.2.1. SCHEME #1 – INTEGRATED VIDEO ENCODER ON THE ADT



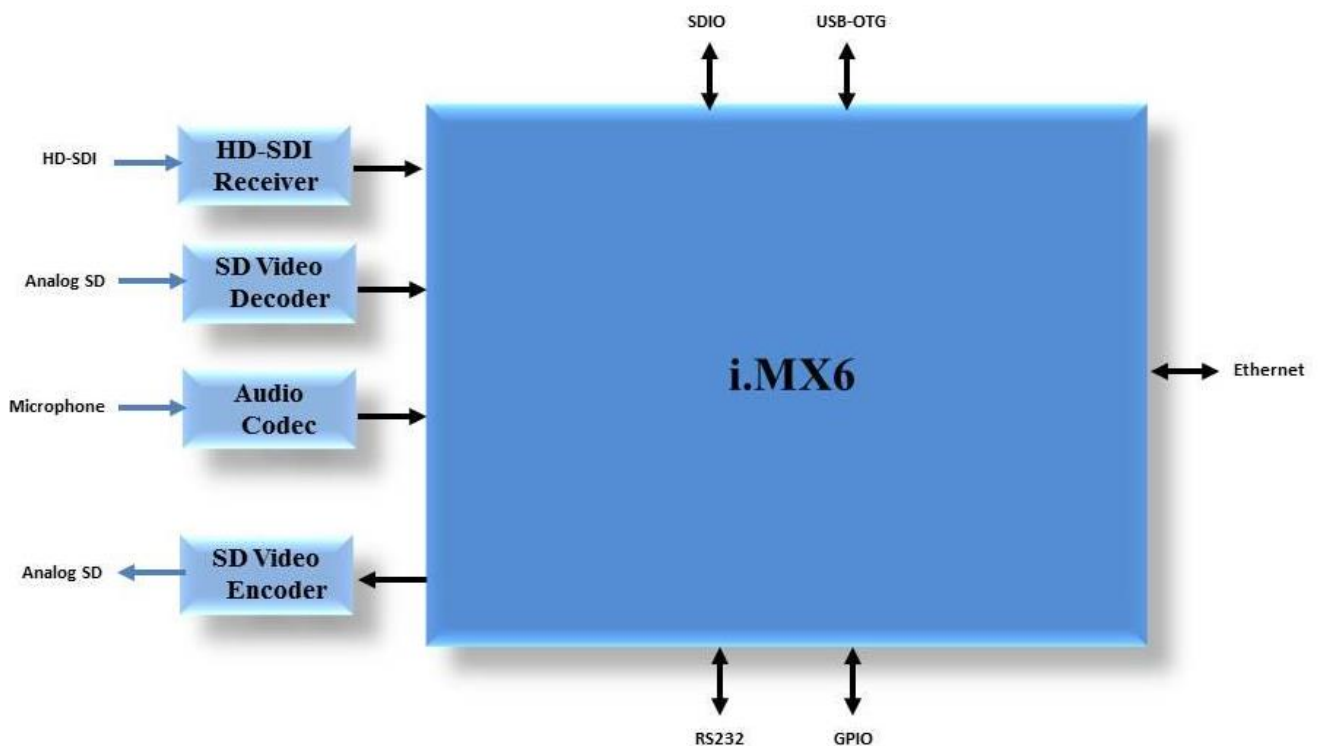
4.2.2. SCHEME #2 – INTEGRATED VIDEO ENCODER ON PAYLOAD



4.2.3. SCHEME #3 – EXTERNAL VIDEO ENCODER



4.3. MARIS – VIDEO DECODER



- Acts as an Encoder or Decoder using the same interface connectors. Handles multiple video channels and simultaneously support Video and audio capture, encoding, decoding, transcoding and display.
- Neptune-Nano Redesign NRE cost: \$17.5K
- ~700\$/unit

5. PART 5: PAYLOADS

According to PDR decisions, we will not choose the final payload at the moment.
However, research carried out and the results indicate a significant gap in the market today.

- 3 axis stabilized
- Day/night version
- Continuous zoom
- Light weight- up to 300g

6. PART 6 : MOTORS

5.1. EXAMPLES FOR MOTORS TEST PROCESS

In order to find a motor which achieve the requirements of the project, we perform data collection processes in very high accuracy. [To get more information please see the data tables.](#)

7. PART 7: GMS

7.1. ON SCREEN DISPLAY

- Speed
- Altitude
- Range
- Flight Mode
- Flight time
- Battery
- Communication quality
- GPS
- Warnings and Messages



7.2. TAKE OFF/LANDING

7.2.1 Take Off

When the take-off command begins, the throttle increases smoothly until the autopilot detects the 'Off Ground' state. This terminates the take-off command and activates the next command.

7.2.2. Return Home & Land

The drone will return with a direct flight route to the predetermined landing point or to the take-off location

7.2.4. Land Here

The drone will land at current location

7.3. FLIGHT MODES

7.3.1. Fly To

The drone will fly to a desirable coordinate chosen by the operator and will hover above that point.

7.3.2. Hover

The drone will keep his position and height.

7.3.3. Follow me

The drone will follow the GCS GPS location and will maintain the range between the drone and the GCS. The operator can control the distance and the orientation between the drone and the GCS.

7.3.4. Manual

The operator can control the drone via the control stick off the camera

7.3.5. Circle

The drone will circle around desirable coordinate chosen by the operator

7.3.6. Camera Guide

The drone will follow the heading of the camera and will maintain the range between the drone and the camera line of site (LOS). The operator can control the distance and the orientation between the drone and the LOS.

7.4. ADVANCED FLIGHT MODES

7.4.1. Program - predefine waypoint navigation

The drone will follow a programmed pattern and waypoint. Tasks, altitude and speed can be defined in each point by the operator

7.4.2. Scan

The operator will select an area and the drone will flight according to particular pattern and will scan the area for mapping survey.

7.5. CAMERA CONTROL

7.5.1. Manual

The operator can manually steer the payload.

7.5.2. Lock

The camera will stay on the object located in the center of the frame

7.5.3. Point

The camera will point to desired location chosen by the operator on the map and keep it in the frame

7.5.4. Position

The camera will keep its position relative to the drone axis

8. PART 8: TECHNICAL OBJECTIVES

Being commercially effective requires long live of the N35 Product.

Our goal is to reach 120 USD cost per one flight hour.

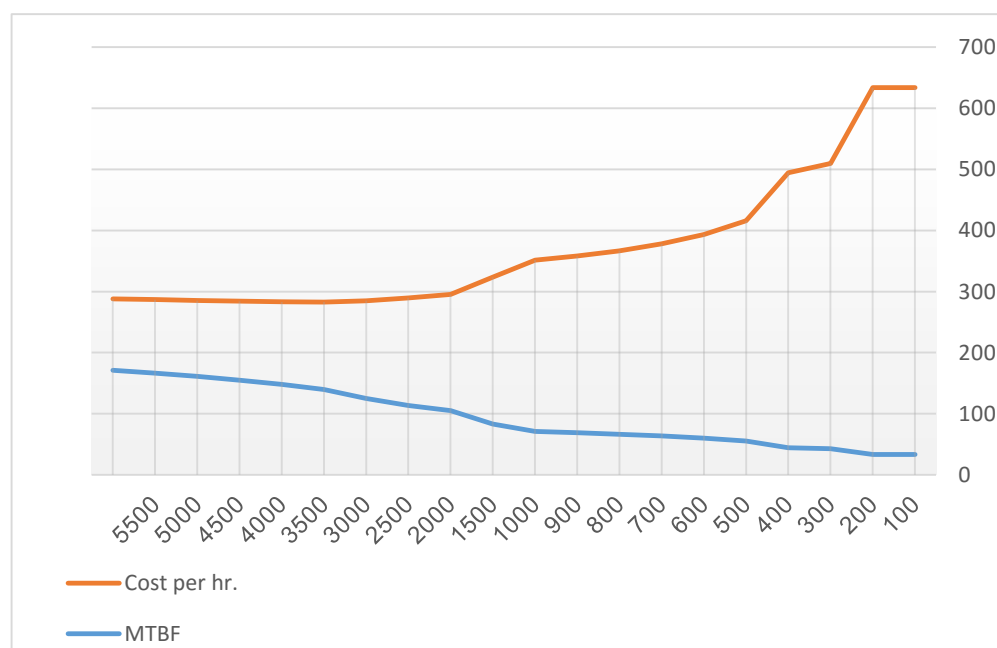
Methods of calculation:

MTBF = Total running time / Number of break downs.

Cost - effective = Product price / MTBF

N35 MTBF goal Data table:

Cost per hr.	(x) Time	(Y) NO. of BD	MTBF	Version
600	100	3	33.3333	
600	200	6	33.3333	
466.7	300	7	42.8571	VER. 1.2
450	400	9	44.4444	
360	500	9	55.5556	
333.3	600	10	60.000	
314.3	700	11	63.6364	
300	800	12	66.6667	
288.9	900	13	69.2308	
280	1000	14	71.4286	
240	1500	18	83.3333	VER.1.3
190	2000	19	105.263	
176	2500	22	113.636	
160	3000	24	125.000	
142.9	3500	25	140.000	
135	4000	27	148.148	
128.9	4500	29	155.172	
124	5000	31	161.29	
120	5500	33	166.667	



[첨부11] 특허 명세서

【서지사항】

【서류명】 특허출원서
【출원구분】 특허출원
【출원인】
【명칭】 주식회사 케바드론
【출원인코드】 1-2014-009241-5
【대리인】
【성명】 안재열
【대리인코드】 9-2014-002077-1
【포괄위임등록번호】 2016-003084-9
【발명의 국문명칭】 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기
【발명의 영문명칭】 A UNMANNED AIRCRAFT HAVING LANDING AND RETENTION CAPABILITIES
【발명자】
【성명】 이희우
【출원인코드】 4-1998-031468-1
【출원언어】 국어
【심사청구】 청구
【이 발명을 지원한 국가연구개발사업】
【과제고유번호】 15CTAP-C096569-01-000000
【부처명】 국토교통부
【연구관리 전문기관】 국토교통과학기술진흥원

【연구사업명】 국토교통기술촉진연구사업
【연구과제명】 장기체공(60분)이 가능한 드론시스템 기술개발
【기여율】 1/1
【주관기관】 주식회사 케바드론
【연구기간】 2015.06.26 ~ 2016.04.25
【취지】 위와 같이 특허청장에게 제출합니다.

대리인 안재열

(서명 또는 인)

【수수료】

【출원료】	0 면	46,000 원
【가산출원료】	33 면	0 원
【우선권주장료】	0 건	0 원
【심사청구료】	10 항	583,000 원
【합계】		629,000 원
【감면사유】	소기업(70%감면)[1]	
【감면후 수수료】	188,700 원	
【수수료 자동납부번호】	*****-*****	

【발명의 설명】

【발명의 명칭】

착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기{A UNMANNED AIRCRAFT HAVING LANDING AND RETENTION CAPABILITIES}

【기술분야】

【0001】 본 발명은 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기에 관한 것이다.

【0002】 더욱 상세하게는, 복수의 날개에 결합되는 다리가 상하 방향으로 회동 가능하게 결합됨으로써, 카메라에 의한 촬영 시야를 개선할 수 있는 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기에 관한 것이다.

【발명의 배경이 되는 기술】

【0003】 무인 항공기(UAV : Unmaned Aerial Vehicle) 및 무인지상차량(UGV : Unmanned Ground Vehicle)는 사람이 탑승하지 않은 상태에서 탑재된 온보드 컴퓨터에 의해 그 자세 및 위치가 자동으로 제어될 수 있고, 원격통제소의 명령에 의해 원하는 위치로 이동하는 플랫폼으로서, 감시 정찰 분야를 중심으로 다양한 형태 및 크기로 개발되고 있다.

【0004】 특히, 무인 항공기는 그 형태에 따라 고정날개형과 회전날개형 무인 항공기로 분류될 수 있고, 회전날개형 무인 항공기는 고정날개형 무인 항공기에 비해, 정지비행 및 수직이착륙이 가능하여 활주로가 없는 상황에서도 비행이 가능하며, 장애물을 손쉽게 우회하여 목표물로 근접할 수 있어 근거리 감시 정찰을 수행

할 수 있는 장점이 있다.

【0005】 이러한 무인 항공기에 관련한 기술 중 하나로, 공개특허 제 10-2015-0146040 호에는 경호용 무인 항공기가 개시되어 있다.

【0006】 도 1은 종래의 경호용 무인 항공기를 나타내는 도면이다. 첨부된 도 1을 참조하여 종래의 경호용 무인 항공기를 설명하자면, 항공 영상을 수집하여 경호 관리 서버로 전송하고, 위급 상황 발생시 대응 동작을 수행하는 것을 특징으로 하고 있다.

【0007】 상기 종래의 경호용 무인 항공기를 구체적으로 설명하자면, 항공기 통신부에 의해 제어되며 항공 영상을 수집하는 경호용 무인 항공기(1), 상기 항공기 통신부로 경호를 요청하는 이동 단말기(2) 및 상기 경호용 무인 항공기(1)로부터 수집되는 항공 영상을 관리하는 경호 관리 서버(3)로 이루어져, 경호를 요청하는 이동 단말기(2)의 항공 영상을 수집하고, 수집된 항공 영상을 토대로 이동 단말기(2)를 사용하는 사용자를 경호하는 경호용 무인 항공기에 관한 것이다.

【0008】 그러나 상기 종래기술은, 경호용 무인 항공기(1)에 구비되어 항공 영상을 취득하는 영상 수집부(4)가 경호용 무인 항공기(1)의 본체 하부 측에 위치됨에 따라, 경호용 무인 항공기(1)의 본체 좌우로 설치된 다리에 의해 촬영 시야가 가려지는 문제가 있다.

【선행기술문헌】

【특허문헌】

【0009】(특허문헌 0001) 공개특허공보 제 10-2015-0146040 호(2015.12.31.)

(특허문헌 0002) 등록특허공보 제 10-1262968 호(2013.05.03.)

(특허문헌 0003) 등록특허공보 제 10-1288898 호(2013.07.17.)

【발명의 내용】

【해결하고자 하는 과제】

【0010】본 발명은 위와 같은 과제를 해결하기 위하여 안출된 것으로, 본 발명에서 해결하고자 하는 과제는, 복수의 날개에 결합되는 다리가 상하 방향으로 회동 가능하게 결합됨으로써, 카메라에 의한 촬영 시야를 개선할 수 있는 착륙 기능이 구비된 무인 항공기를 제공하는 데 있다.

【0011】또한 본 발명에서 해결하고자 하는 다른 과제는, 본체와 지면의 거리를 측정하여 다리가 자동으로 회동되도록 함으로써, 본체의 하부에 설치되는 카메라가 지면과 충돌하여 발생하는 파손을 방지할 수 있고, 전진 비행시 발생하는 항력을 최소화할 수 있는 착륙 기능이 구비된 무인 항공기를 제공하는 데 있다.

【0012】또한 본 발명에서 해결하고자 하는 다른 과제는, 본체의 좌우측에 구비되는 날개프레임이 본체의 후방으로 회전되도록 함으로써, 휴대 및 적재를 용이하게 할 수 있는 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기를 제공하는 데 있다.

【과제의 해결 수단】

【0013】 위와 같은 과제를 해결하기 위한 본 발명의 일 실시 예에 따른 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기는, 본체; 일단은 상기 본체에 결합되며, 타단에는 프로펠러가 결합되는 복수의 날개프레임; 상기 복수의 날개프레임의 하부에서 상하 방향으로 회동 가능하게 결합되는 다리; 상기 본체의 하부에 설치되며 수평 방향으로의 회전이 가능하게 설치되는 카메라; 및 상기 프로펠러의 회전, 상기 다리의 회동, 상기 카메라의 수평 회전 및 촬영을 제어하는 제어부로 이루어지는 것을 특징으로 한다.

【0014】 또한 상기 제어부는, 상기 본체가 지면과 멀어지는 경우 상기 다리를 상부 방향으로 회동시키고, 상기 본체가 지면과 가까워지는 경우 상기 다리를 하부 방향으로 회동시키는 것을 특징으로 한다.

【0015】 또한 상기 날개프레임과 다리의 결합부에는, 상기 날개프레임에서 회동 가능하게 설치되고 일단은 상기 다리가 삽입되어 결합되며 타단에 슬라이드홈이 형성되는 제1결합구; 일단이 상기 제1결합구의 슬라이드홈에서 슬라이드 가능하게 결합되며 타단은 회전축과 일체로 결합되고, 상기 회전축의 중앙에는 웜기어가 결합되는 제2결합구; 상기 날개프레임에 고정되는 구동모터; 및 상기 웜기어와 접하게 설치되어 상기 구동모터에 의해 회전되는 웜을 포함하는 다리구동부가 더 구비되는 것을 특징으로 한다.

【0016】 또한 상기 날개프레임과 다리의 결합부에는, 상기 날개프레임에서 회동 가능하게 설치되고 일단은 상기 다리가 삽입되어 결합되며 타단에 슬라이드홈이 형성되는 제1결합구; 'ㄴ'자 형상으로 형성되어, 일단은 상기 슬라이드홈에서

슬라이드 가능하게 결합되고, 타단에는 너트가 형성되며, 중앙을 중심으로 회전 가능하게 구성되는 제2결합구; 모터축을 중심으로 회동되도록 상기 날개프레임에 결합되는 구동모터; 및 상기 너트와 결합된 상태에서 상기 구동모터에 의해 회전되는 볼트를 포함하는 다리구동부가 더 구비되는 것을 특징으로 한다.

【0017】 또한, 상기 날개프레임에는 상기 다리가 상부 방향으로 회동되었을 경우에 상기 다리를 수용하는 수용홈이 형성되는 것을 특징으로 한다.

【0018】 또한, 상기 본체와 날개프레임의 결합부에는 상기 날개프레임을 수평방향으로 회전시키는 날개구동부가 더 구비되고, 상기 복수의 날개프레임은 각각 상기 본체의 좌측, 우측 및 후방에 결합된 상태에서, 접철시 상기 날개구동부에 의해 상기 본체의 좌측 및 우측에 결합된 날개프레임이 상기 본체의 후방 방향으로 회전되어 접철되고, 전개시 상기 날개구동부에 의해 상기 본체의 좌측 및 우측에 결합된 날개프레임이 각각 상기 본체의 좌측 및 우측 방향으로 회전되어 전개되는 것을 특징으로 한다.

【0019】 또한, 상기 날개프레임은 중앙부의 면적이 양 끝단의 면적보다 좁게 형성되는 것을 특징으로 한다.

【0020】 또한, 상기 날개프레임은 상기 본체에 설치되는 일단으로부터 프로펠러가 형성되는 타단까지 상부 방향으로 점차 경사지게 형성되는 것을 특징으로 한다.

【0021】 또한, 상기 프로펠러는 상기 날개프레임의 경사에 의해 상기 본체보다 상부에 위치되는 것을 특징으로 한다.

【발명의 효과】

【0022】 본 발명의 일 실시 예에 따른 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기에 의하면, 복수의 날개에 결합되는 다리가 상하 방향으로 회동 가능하게 결합됨으로써, 카메라에 의한 촬영 시야를 개선할 수 있는 효과가 있다.

【0023】 또한 본 발명에 의하면, 본체와 지면의 거리를 측정하여 다리가 자동으로 회동되도록 함으로써, 본체의 하부에 설치되는 카메라가 지면과 충돌하여 발생하는 파손을 방지할 수 있고, 전진 비행시 발생하는 항력을 최소화할 수 있는 효과가 있다.

【0024】 또한 본 발명에 의하면, 본체의 좌우측에 구비되는 날개프레임이 본체의 후방으로 회전되도록 함으로써, 휴대 및 적재를 용이하게 할 수 있는 효과가 있다.

【도면의 간단한 설명】

【0025】 도 1은 종래의 경호용 무인 항공기를 나타내는 도면.

도 2는 본 발명에 따른 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기의 비행 상태를 나타내는 도면.

도 3은 본 발명에 따른 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기의 착륙 상태를 나타내는 도면.

도 4a 및 도 4b는 본 발명의 일 실시 예에 따른 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기의 다리의 회동 상태를 나타내는 도면.

도 5a 내지 도 5c는 본 발명의 다른 실시 예에 따른 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기의 다리의 회동 상태를 나타내는 도면.

도 6은 본 발명에 따른 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기의 측면을 나타내는 도면.

도 7a 및 도 7b는 본 발명에 따른 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기의 날개프레임의 회전 상태를 나타내는 도면.

【발명을 실시하기 위한 구체적인 내용】

【0026】 본 발명은 다양한 변경을 가할 수 있고 여러 가지 실시 예를 가질 수 있는바, 특정 실시 예들을 도면에 예시하고 상세하게 설명하고자 한다. 그러나 이는 본 발명을 특정한 실시 형태에 대해 한정하려는 것이 아니며, 본 발명의 사상 및 기술 범위에 포함되는 모든 변경, 균등물 내지 대체물을 포함하는 것으로 이해되어야 한다.

【0027】 어떤 구성요소가 다른 구성요소에 "연결되어" 있다거나 "접속되어" 있다고 언급된 때에는, 그 다른 구성요소에 직접적으로 연결되어 있거나 또는 접속되어 있을 수도 있지만, 중간에 다른 구성요소가 존재할 수도 있다고 이해되어야 할 것이다.

【0028】반면에, 어떤 구성요소가 다른 구성요소에 "직접 연결되어" 있다거나 "직접 접속되어" 있다고 언급된 때에는, 중간에 다른 구성요소가 존재하지 않는 것으로 이해되어야 할 것이다.

【0029】본 명세서에서 사용되는 용어는 단지 특정한 실시 예를 설명하기 위해 사용된 것으로, 본 발명을 한정하려는 의도가 아니다. 단수의 표현은 문맥상 명백하게 다르게 뜻하지 않는 한, 복수의 표현을 포함한다. 본 출원에서, "포함하다" 또는 "가지다" 등의 용어는 명세서상에 기재된 특징, 숫자, 공정, 동작, 구성요소, 부품 또는 이들을 조합한 것이 존재함을 지정하려는 것이지, 하나 또는 그 이상의 다른 특징들이나 숫자, 공정, 동작, 구성요소, 부품 또는 이들을 조합한 것들의 존재 또는 부가 가능성을 미리 배제하지 않는 것으로 이해되어야 한다.

【0030】다르게 정의되지 않는 한, 기술적이거나 과학적인 용어를 포함해서 여기서 사용되는 모든 용어들은 본 발명이 속하는 기술 분야에서 통상의 지식을 가진 자에 의해 일반적으로 이해되는 것과 동일한 의미가 있다. 일반적으로 사용되는 사전에 정의되어 있는 것과 같은 용어들은 관련 기술의 문맥상 가지는 의미와 일치하는 의미가 있는 것으로 해석되어야 하며, 본 출원에서 명백하게 정의하지 않는 한, 이상적이거나 과도하게 형식적인 의미로 해석되지 않는다.

【0031】이하, 첨부된 도면을 참조하여 본 발명을 더욱 상세하게 설명한다. 이에 앞서, 본 명세서 및 청구범위에 사용된 용어나 단어는 통상적이거나 사전적인 의미로 한정하여 해석되어서는 아니 되며, 발명자는 그 자신의 발명을 가장 최선의 방법으로 설명하기 위해 용어의 개념을 적절하게 정의할 수 있다는 원칙에 입각하

여, 본 발명의 기술적 사상에 부합하는 의미와 개념으로 해석되어야만 한다. 또한, 사용되는 기술 용어 및 과학 용어에 있어서 다른 정의가 없다면, 이 발명이 속하는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자가 통상적으로 이해하고 있는 의미를 가지며, 하기의 설명 및 첨부 도면에서 본 발명의 요지를 불필요하게 흐릴 수 있는 공지 기능 및 구성에 대한 설명은 생략한다. 다음에 소개되는 도면들은 당업자에게 본 발명의 사상이 충분히 전달될 수 있도록 하기 위해 예로서 제공되는 것이다. 따라서, 본 발명은 이하 제시되는 도면들에 한정되지 않고 다른 형태로 구체화될 수도 있다. 또한, 명세서 전반에 걸쳐서 동일한 참조번호들은 동일한 구성요소들을 나타낸다. 도면들 중 동일한 구성요소들은 가능한 한 어느 곳에서든지 동일한 부호들로 나타내고 있음에 유의해야 한다.

【0032】 본 발명은 복수의 날개에 결합되는 다리가 상하 방향으로 회동 가능하게 결합됨으로써, 카메라에 의한 촬영 시야를 개선할 수 있는 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기에 관한 것이다.

【0033】 이하 첨부된 도면을 참조하여 본 발명에 따른 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기에 대해 상세히 설명하기로 한다.

【0034】 도 2는 본 발명에 따른 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기의 비행 상태를 나타내는 도면이고, 도 3은 본 발명에 따른 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기의 착륙 상태를 나타내는 도면이다.

【0035】첨부된 도 2 및 도 3에 따르면, 본 발명의 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기에는, 본체(10), 일단은 상기 본체(10)에 결합되며, 타단에는 프로펠러(21)가 결합되는 복수의 날개프레임(20), 상기 복수의 날개프레임(20)의 하부에서 상하 방향으로 회동 가능하게 결합되는 다리(30), 상기 본체(10)의 하부에 설치되며 수평 방향으로의 회전이 가능하게 설치되는 카메라(40) 및 상기 프로펠러(21)의 회전, 상기 다리(30)의 회동, 상기 카메라(40)의 수평 회전 및 촬영을 제어하는 제어부(50)가 포함된다.

【0036】상기 복수의 날개프레임(20)은, 상기 본체(10)에서 방사형으로 전개될 수 있고, 서로 동일한 간격을 갖도록 구성될 수 있다.

【0037】상기 제어부(50)는, 상기 본체(10)가 지면과 멀어지는 경우 상기 다리(30)를 상부 방향으로 회동시키고, 상기 본체(10)가 지면과 가까워지는 경우 상기 다리(30)를 하부 방향으로 회동시킬 수 있다. 즉 상기 제어부(50)는, 본 발명의 무인 항공기가 비행을 할 경우에는 상기 다리(30)를 상부 방향으로 회동시키며, 상기 무인 항공기가 착륙을 할 경우에는 상기 다리(30)를 하부 방향으로 회동시킬 수 있다.

【0038】도 4a 및 도 4b는 본 발명의 일 실시 예에 따른 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기의 다리의 회동 상태를 나타내는 도면이다.

【0039】첨부된 도 4a 및 도 4b에 따르면, 본 발명의 날개프레임(20)과 다리(30)의 결합부에는 상기 다리(30)를 상하 방향으로 회동시키는 다리구동부(60)가

더 구비될 수 있다.

【0040】 상기 다리구동부(60)에는, 상기 날개프레임(20)에서 회동 가능하게 설치되고 일단은 상기 다리(30)가 삽입되어 결합되며 타단에는 슬라이드홈(61a)이 형성되는 제1결합구(61), 일단이 상기 제1결합구(61)의 슬라이드홈(61a)에서 슬라이드 가능하게 결합되며 타단은 회전축(62a)과 일체로 결합되고 상기 회전축(62a)의 중앙에는 웜기어(62b)가 형성되는 제2결합구(62), 상기 날개프레임(20)에 고정되는 구동모터(63) 및 상기 웜기어(62b)와 접하게 설치되어 상기 구동모터(63)에 의해 회전되는 웜(64)이 포함될 수 있다.

【0041】 즉 상기 구동모터(63)에 의해 상기 웜(64)이 회전되면, 상기 웜(64)과 접하여 설치되는 웜기어(62b)가 회전되고, 상기 웜기어(62b)의 회전에 의해 상기 회전축(62a)을 중심으로 상기 제2결합구(62)가 회전된다. 상기 제2결합구(62)의 회전에 의해 상기 제2결합구(62)의 일단이 슬라이드 가능하게 결합된 제1결합구(61)가 회전되고, 상기 제1결합구(61)에 삽입되어 결합된 상기 다리(30)가 상부 방향으로 회동되어 접철된 상태가 된다.

【0042】 이때, 상기 웜기어(62b)는 상기 웜(64)의 회전에 의해서만 회전될 수 있으며, 상기 복수의 날개프레임(20)에 구비되는 상기 구동모터(63)가 각각 제어되도록 함으로써, 본 발명의 무인 항공기가 착륙하고자 하는 착륙 위치의 평탄도에 따라 상기 다리(30)의 펴짐 정도를 각각 다르게 설정할 수 있다.

【0043】 도 5a 내지 도 5c는 본 발명의 다른 실시 예에 따른 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기의 다리의 회동 상태를 나타내는 도면이다.

【0044】 첨부된 도 5a 내지 도 5c에 따르면, 본 발명의 날개프레임(20)과 다리(30)의 결합부에는 상기 다리(30)를 상하 방향으로 회동시키는 다리구동부(60)가 더 구비될 수 있다.

【0045】 상기 다리구동부(60)에는, 상기 날개프레임(20)에서 회동 가능하게 설치되고 일단은 상기 다리(30)가 삽입되어 결합되며 타단에 슬라이드홈(61a)이 형성되는 제1결합구(61), 'ㄴ'자 형상으로 형성되어 일단은 상기 슬라이드홈(61a)에서 슬라이드 가능하게 결합되고 타단에는 너트(62c)가 형성되며 중앙을 중심으로 회전 가능하게 구성되는 제2결합구(62), 모터축(63)을 중심으로 회동되도록 상기 날개프레임(20)에 결합되는 구동모터(63) 및 상기 너트(62c)와 결합된 상태에서 상기 구동모터(63)에 의해 회전되는 볼트(65)가 포함될 수 있다.

【0046】 즉 상기 구동모터(63)에 의해 상기 볼트(65)가 회전되면, 상기 볼트(65)와 결합되는 제2결합구(62)가 상기 볼트(65)의 길이 방향을 따라 전진됨과 동시에, 상기 구동모터(63)가 모터축(63)을 중심으로 회동되어 상기 제2결합구(62)가 회전되며, 상기 제2결합구(62)의 회전에 의해 상기 제2결합구(62)의 일단이 상기 제1결합구(61)의 슬라이드홈(61a)을 따라 슬라이드되면서 상기 제1결합구(61)를 회전시키고, 상기 제1결합구(61)에 삽입되어 결합된 상기 다리(30)가 상부 방향으로 회동되어 접철된 상태가 된다.

【0047】 이때, 상기 제2결합구(62)는 상기 제2결합구(62)에 형성되는 너트

(62c)와 결합되는 볼트(65)의 회전에 의해서만 전진 및 회전될 수 있으며, 상기 복수의 날개프레임(20)에 구비되는 상기 구동모터(63)가 각각 제어되도록 함으로써, 본 발명의 무인 항공기가 착륙하고자 하는 착륙 위치의 평탄도에 따라 상기 다리(30)의 퍼짐 정도를 각각 다르게 설정할 수 있다.

【0048】 도 6은 본 발명에 따른 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기의 측면을 나타내는 도면이다.

【0049】 첨부된 도 6에 따르면, 본 발명의 날개프레임(20)은 상기 본체(10)에 설치되는 일단으로부터 상기 프로펠러(21)가 형성되는 타단까지 상부 방향으로 점차 경사지게 형성될 수 있다.

【0050】 즉, 상기 날개프레임(20)은 상기 본체(10)에 설치되는 일단의 높이보다 상기 프로펠러(21)가 형성되는 타단의 높이가 더 높게 형성되는 것으로서, 더욱 바람직하게는 상기 날개프레임(20)은 상기 프로펠러(21)가 상기 본체(10)보다 높은 높이에 위치되도록 하는 것이다.

【0051】 이에 따라, 상기 프로펠러(21)와 지면의 거리가 멀어지게 되어 상기 프로펠러(21)의 구동 안전성이 향상될 수 있다.

【0052】 또한 상기 다리(30)의 끝단에는, 상기 다리(30)가 상부 방향으로 회동되었을 경우, 상기 날개프레임(20)과 밀착되기 위한 밀착부재(31)가 더 구비될 수 있다. 상기 밀착부재(31)는 집개 형태로 형성되어 상기 날개프레임(20)을 잡아주는 형태로 형성될 수 있다.

【0053】 또한 상기 날개프레임(20)에는, 상기 다리(30)가 상부 방향으로 회동되었을 경우, 상기 다리(30)를 수용하는 다리수용홈이 형성될 수 있다. 이때, 상기 다리수용홈은 상기 날개프레임(20)의 길이 방향을 따라 형성되어 상기 다리(30)를 수용하는 형태로 형성될 수 있으며, 상기 다리수용홈은 상기 다리(30)가 상부 방향으로 회동되어 수용된 상태에서 상기 다리(30)가 상기 다리수용홈으로부터 이탈되지 않도록 잡아주는 형태로 형성될 수 있다.

【0054】 도 7a 및 도 7b는 본 발명에 따른 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기의 날개프레임의 회전 상태를 나타내는 도면이다.

【0055】 첨부된 도 7a 및 도 7b에 따르면, 상기 본체(10)와 날개프레임(20)의 결합부에는, 상기 날개프레임(20)을 수평방향으로 회전시키는 날개구동부(70)가 더 구비될 수 있다.

【0056】 즉 상기 복수의 날개프레임(20)은, 각각 상기 본체(10)의 좌측, 우측 및 후방에 결합된 상태에서, 접철시 상기 날개구동부(70)에 의해 상기 본체(10)의 좌측 및 우측에 결합된 날개프레임(20)이 상기 본체(10)의 후방 방향으로 회전되어 접철될 수 있고, 전개시 상기 날개구동부(70)에 의해 상기 본체(10)의 좌측 및 우측에 결합된 날개프레임(20)이 상기 본체(10)의 좌측 및 우측 방향으로 회전되어 전개될 수 있다.

【0057】 이에 따라, 본 발명의 무인 항공기를 휴대할 경우에는 상기 본체(10)의 좌측 및 우측에 결합된 날개프레임(20)을 상기 본체(10)의 후방 방향으로

회전 접철시켜서 간편하게 휴대할 수 있게 되고, 본 발명의 무인 항공기를 사용할 경우에는 상기 본체(10)의 좌측 및 우측에 결합된 날개프레임(20)을 상기 본체(10)의 좌측 및 우측 방향으로 회전 전개시켜서 사용할 수 있게 된다.

【0058】 또한 첨부된 도 3을 참고하면 상기 본체(10)의 양측에는, 상기 다리(30)가 상부 방향으로 회동된 상태에서 상기 본체(10)의 좌측 및 우측에 결합된 날개프레임(20)이 상기 본체(10)의 후방 방향으로 회전되어 접철되었을 경우, 상기 날개프레임(20) 및 다리(30)를 수용하는 접철수용홈(11)이 형성될 수 있다.

【0059】 이상 본 발명에 의하면, 복수의 날개에 결합되는 다리가 상하 방향으로 회동 가능하게 결합됨으로써, 카메라에 의한 촬영 시야를 개선할 수 있고, 본체와 지면의 거리를 측정하여 다리가 자동으로 회동되도록 함으로써, 본체의 하부에 설치되는 카메라가 지면과 충돌하여 발생하는 파손을 방지할 수 있고, 전진 비행시 발생하는 항력을 최소화할 수 있는 효과가 있다.

【0060】 이상의 설명에서는 본 발명의 다양한 실시 예들을 제시하여 설명하였으나 본 발명이 반드시 이에 한정되는 것은 아니며, 본 발명이 속하는 기술 분야에서 통상의 지식을 가진 자라면 본 발명의 기술적 사상을 벗어나지 않는 범위 내에서 여러 가지 치환, 변형 및 변경이 가능함을 알 수 있다.

【부호의 설명】

【0061】 10 : 본체

11 : 접철수용홈

20 : 날개프레임

21 : 프로펠러

30 : 다리	31 : 밀착부재
40 : 카메라	
50 : 제어부	
60 : 다리구동부	61 : 제1결합구
61a : 슬라이드홈	62 : 제2결합구
62a : 회전축	62b : 웜기어
62c : 너트	
63 : 구동모터	63a : 모터축
64 : 웜	
70 : 날개구동부	

【특허청구범위】

【청구항 1】

본체(10);

일단은 상기 본체(10)에 결합되며, 타단에는 프로펠러(21)가 결합되는 복수의 날개프레임(20);

상기 복수의 날개프레임(20)의 하부에서 상하 방향으로 회동 가능하게 결합되는 다리(30);

상기 본체(10)의 하부에 설치되며 수평 방향으로의 회전이 가능하게 설치되는 카메라(40); 및

상기 프로펠러(21)의 회전, 상기 다리(30)의 회동, 상기 카메라(40)의 수평 회전 및 촬영을 제어하는 제어부(50);

가 포함되는 것을 특징으로 하는 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기.

【청구항 2】

청구항 1에 있어서,

상기 제어부(50)는,

상기 본체(10)가 지면과 멀어지는 경우 상기 다리(30)를 상부 방향으로 회동시키고, 상기 본체(10)가 지면과 가까워지는 경우 상기 다리(30)를 하부 방향으로 회동시키는 것을 특징으로 하는 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기.

【청구항 3】

청구항 1에 있어서,

상기 날개프레임(20)과 다리(30)의 결합부에는,

상기 날개프레임(20)에서 회동 가능하게 설치되고 일단은 상기 다리(30)가 삽입되어 결합되며, 타단에 슬라이드홈(61a)이 형성되는 제1결합구(61);

일단이 상기 제1결합구(61)의 슬라이드홈(61a)에서 슬라이드 가능하게 결합되며, 타단은 회전축(62a)과 일체로 결합되고, 상기 회전축(62a)의 중앙에는 웜기어(62b)가 결합되는 제2결합구(62);

상기 날개프레임(20)에 고정되는 구동모터(63); 및

상기 웜기어(62b)와 접하게 설치되어 상기 구동모터(63)에 의해 회전되는 웜(64);

을 포함하는 다리구동부(60)가 더 구비되는 것을 특징으로 하는 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기.

【청구항 4】

청구항 1에 있어서,

상기 날개프레임(20)과 다리(30)의 결합부에는,

상기 날개프레임(20)에서 회동 가능하게 설치되고 일단은 상기 다리(30)가

삽입되어 결합되며, 타단에 슬라이드홈(61a)이 형성되는 제1결합구(61);

'ㄴ'자 형상으로 형성되어, 일단은 상기 슬라이드홈(61a)에서 슬라이드 가능하게 결합되고, 타단에는 너트(62c)가 형성되며, 중앙을 중심으로 회전 가능하게 구성되는 제2결합구(62);

모터축(63)을 중심으로 회동되도록 상기 날개프레임(20)에 결합되는 구동모터(63); 및

상기 너트(62c)와 결합된 상태에서 상기 구동모터(63)에 의해 회전되는 볼트(65);

를 포함하는 다리구동부(60)가 더 구비되는 것을 특징으로 하는 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기.

【청구항 5】

청구항 1에 있어서,

상기 날개프레임(20)에는,

상기 다리(30)가 상부 방향으로 회동되었을 경우에 상기 다리(30)를 수용하는 다리수용홈이 형성되는 것을 특징으로 하는 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기.

【청구항 6】

청구항 1에 있어서,

상기 다리(30)의 끝단에는,

상기 다리(30)가 상부 방향으로 회동되었을 경우에 상기 날개프레임(20)과 밀착되기 위한 밀착부재(31)가 더 구비되는 것을 특징으로 하는 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기.

【청구항 7】

청구항 1에 있어서,

상기 본체(10)와 날개프레임(20)의 결합부에는,

상기 날개프레임(20)을 수평방향으로 회전시키는 날개구동부(70)가 더 구비되고,

상기 복수의 날개프레임(20)은,

각각 상기 본체(10)의 좌측, 우측 및 후방에 결합된 상태에서,

접철시 상기 날개구동부(70)에 의해 상기 본체(10)의 좌측 및 우측에 결합된 날개프레임(20)이 상기 본체(10)의 후방 방향으로 회전되어 접철되고,

전개시 상기 날개구동부(70)에 의해 상기 본체(10)의 좌측 및 우측에 결합된 날개프레임(20)이 각각 상기 본체(10)의 좌측 및 우측 방향으로 회전되어 전개되는 것을 특징으로 하는 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기.

【청구항 8】

청구항 1에 있어서,

상기 본체(10)의 양측에는,

상기 다리(30)가 상부 방향으로 회동된 상태에서 상기 날개프레임(20)이 상기 본체(10)의 후방 방향으로 회전되어 접철되었을 경우, 상기 날개프레임(20) 및 다리(30)를 수용하는 접철홈(11)이 형성되는 것을 특징으로 하는 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기.

【청구항 9】

청구항 1에 있어서,

상기 날개프레임(20)은,

상기 본체(10)에 설치되는 일단으로부터 프로펠러(21)가 형성되는 타단까지 상부 방향으로 점차 경사지게 형성되는 것을 특징으로 하는 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기.

【청구항 10】

청구항 9에 있어서,

상기 프로펠러(21)는,

상기 날개프레임(20)의 경사에 의해 상기 본체(10)보다 상부에 위치되는 것을 특징으로 하는 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기.

【요약서】

【요약】

본 발명은 착륙 및 보관 기능이 구비된 무인 항공기에 관한 것이다.

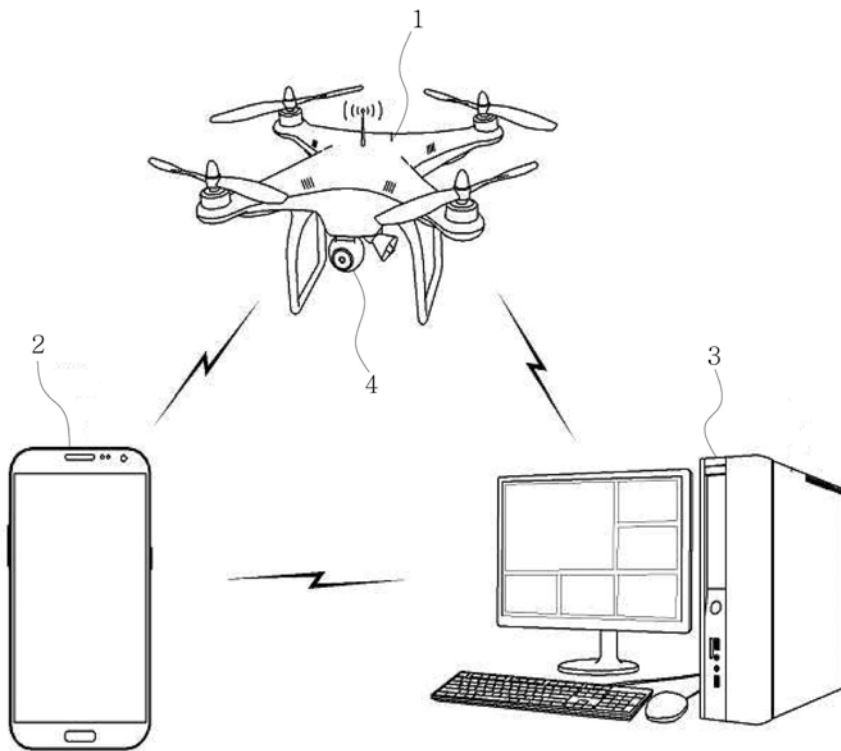
더욱 상세하게는, 본체; 일단은 상기 본체에 결합되며, 타단에는 프로펠러가 결합되는 복수의 날개프레임; 상기 복수의 날개프레임의 하부에서 상하 방향으로 회동 가능하게 결합되는 다리; 상기 본체의 하부에 설치되며 수평 방향으로의 회전이 가능하게 설치되는 카메라; 및 상기 프로펠러의 회전, 상기 다리의 회동, 상기 카메라의 수평 회전 및 촬영을 제어하는 제어부로 이루어지는 것을 특징으로 한다. 본 발명에 의하면, 복수의 날개에 결합되는 다리가 상하 방향으로 회동 가능하게 결합됨으로써, 카메라에 의한 촬영 시야를 개선할 수 있고, 본체와 지면의 거리를 측정하여 다리가 자동으로 회동되도록 함으로써, 본체의 하부에 설치되는 카메라가 지면과 충돌하여 발생하는 파손을 방지할 수 있고, 전진 비행시 발생하는 항력을 최소화할 수 있는 효과가 있다.

【대표도】

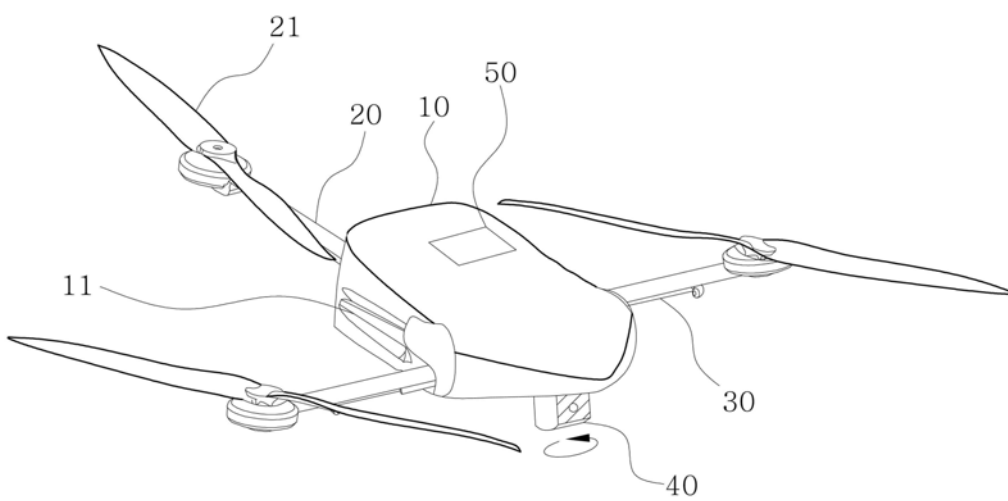
도 2

【도면】

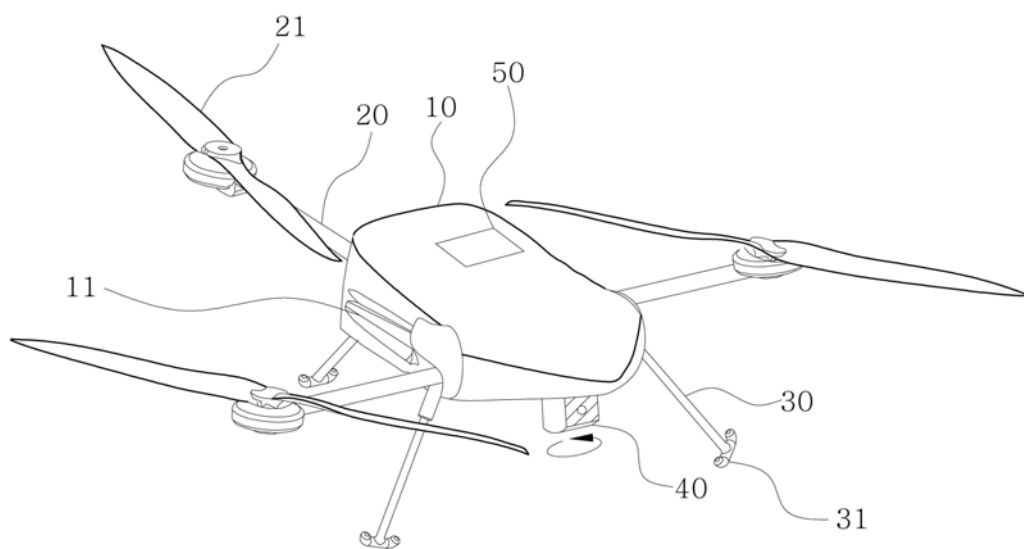
【도 1】



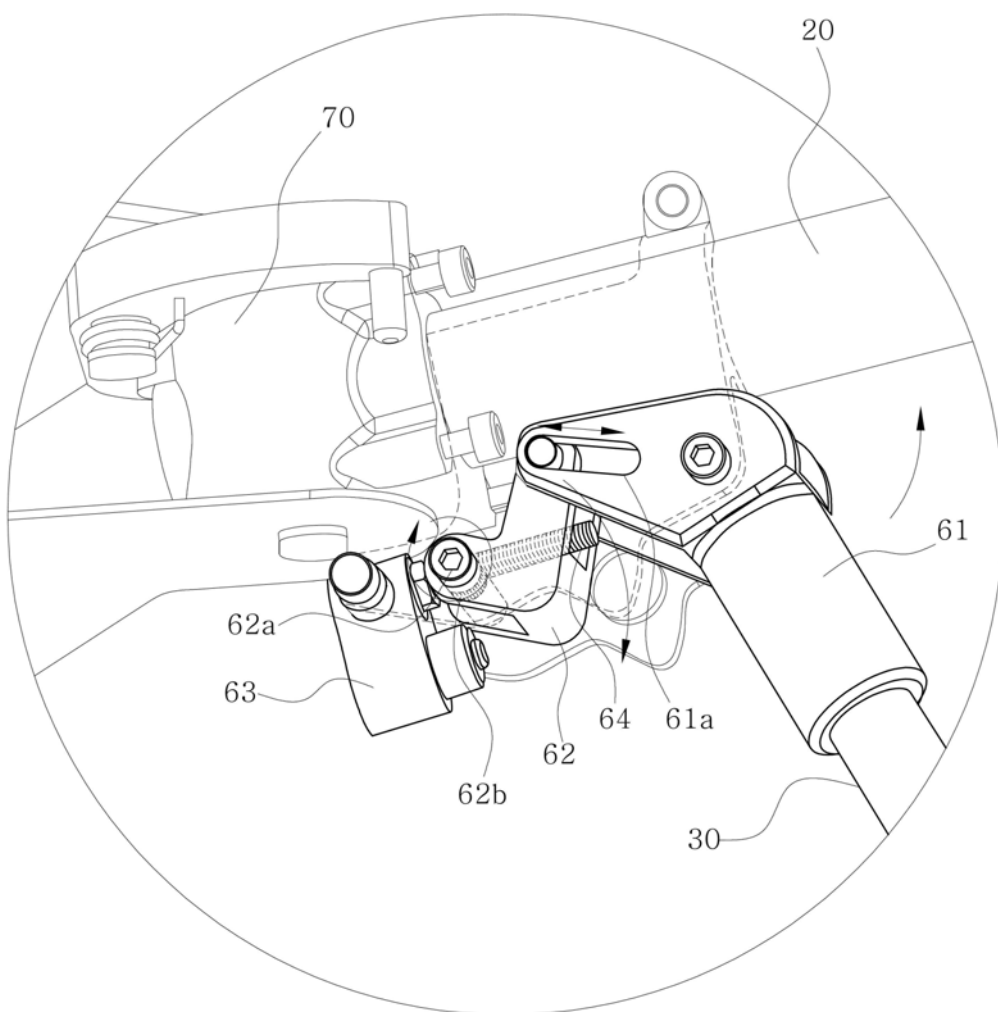
【도 2】



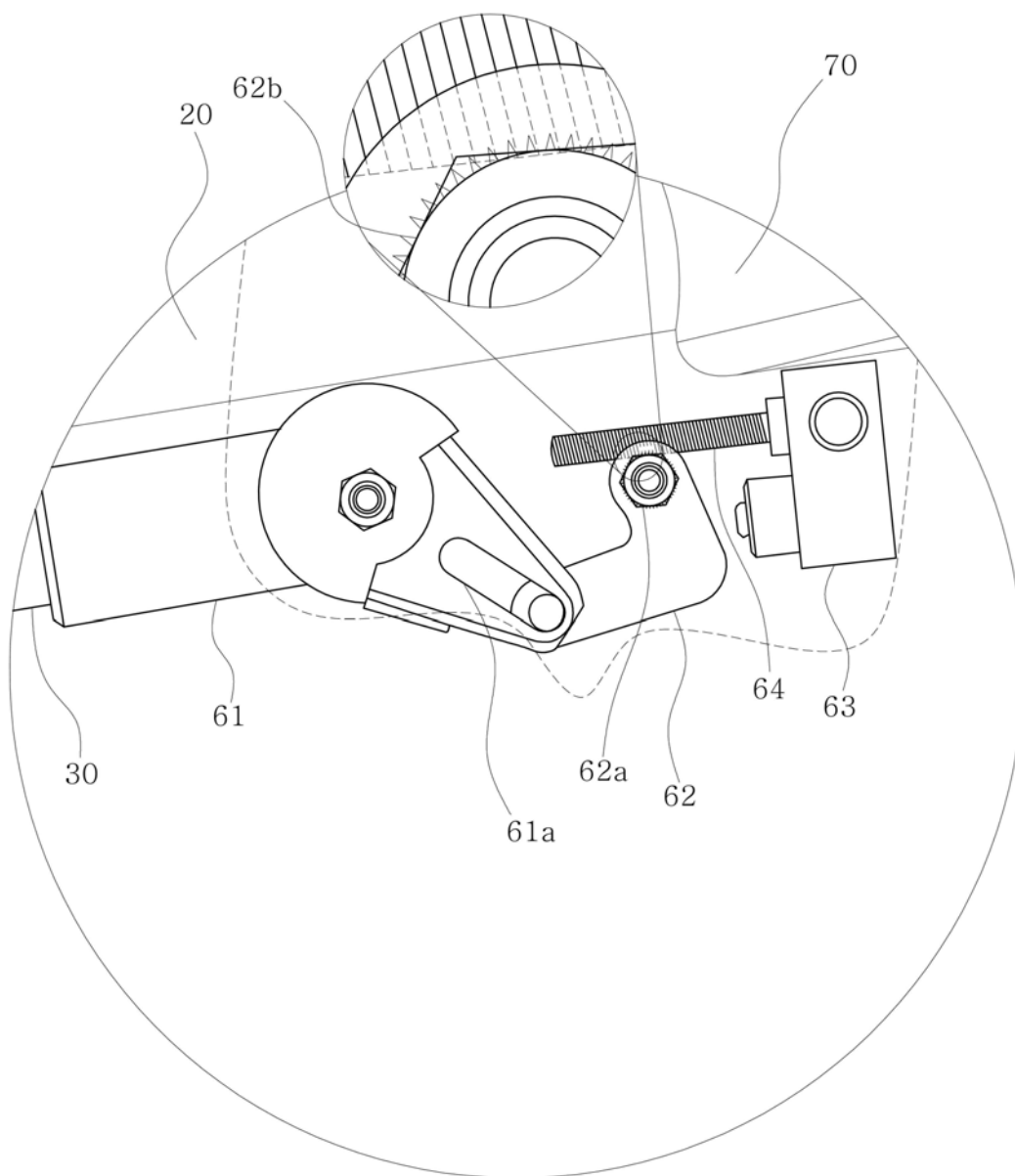
【도 3】



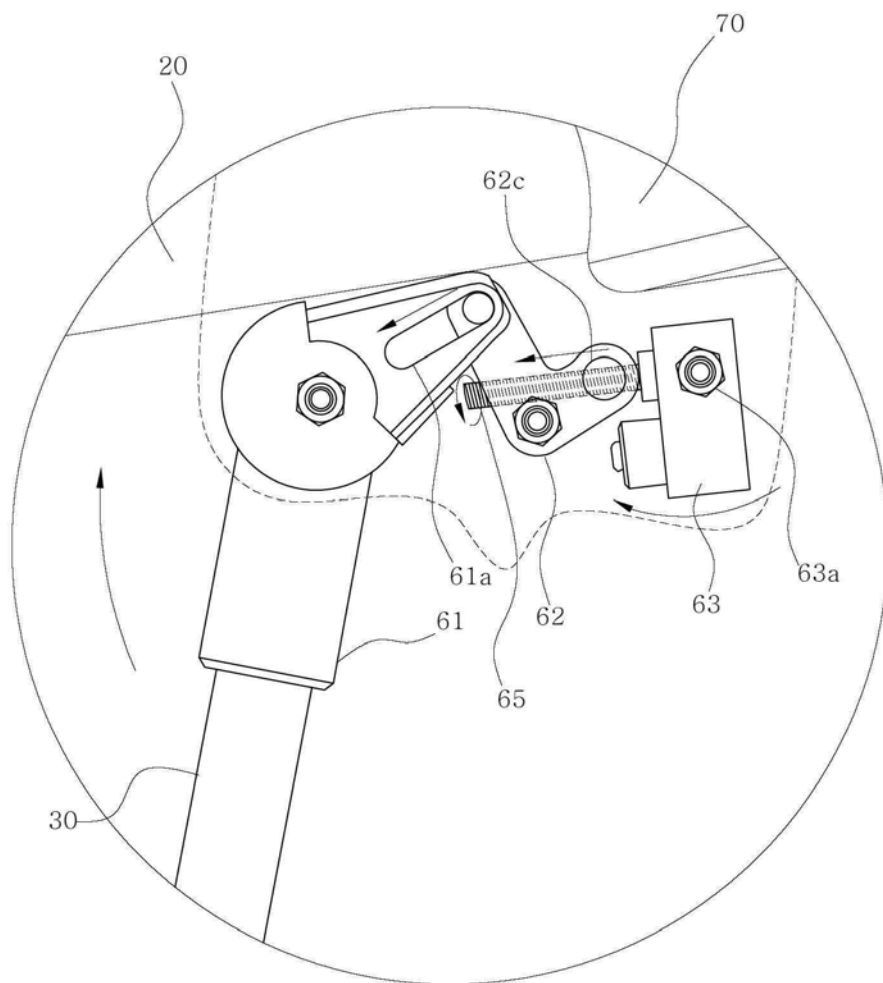
【도 4a】



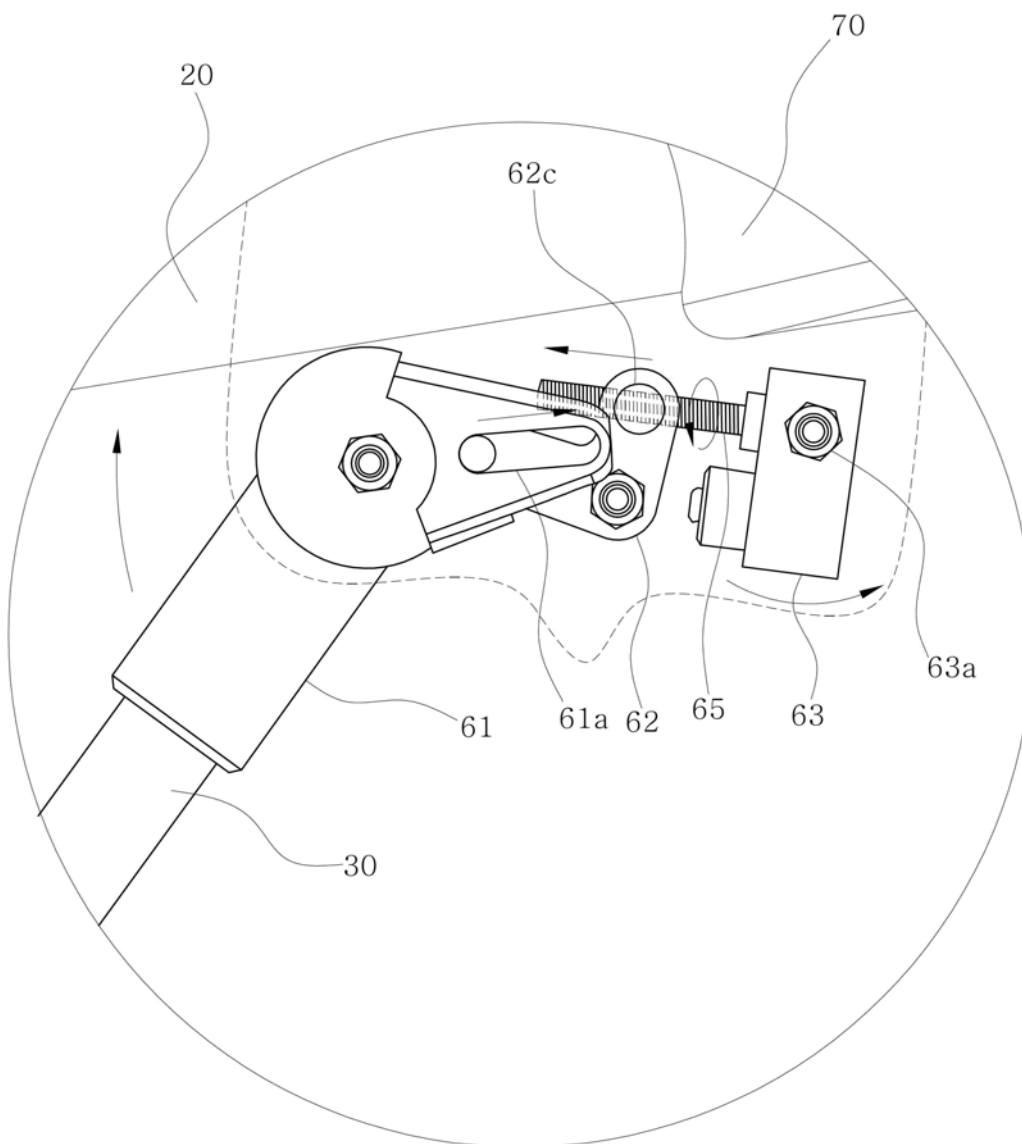
【도 4b】



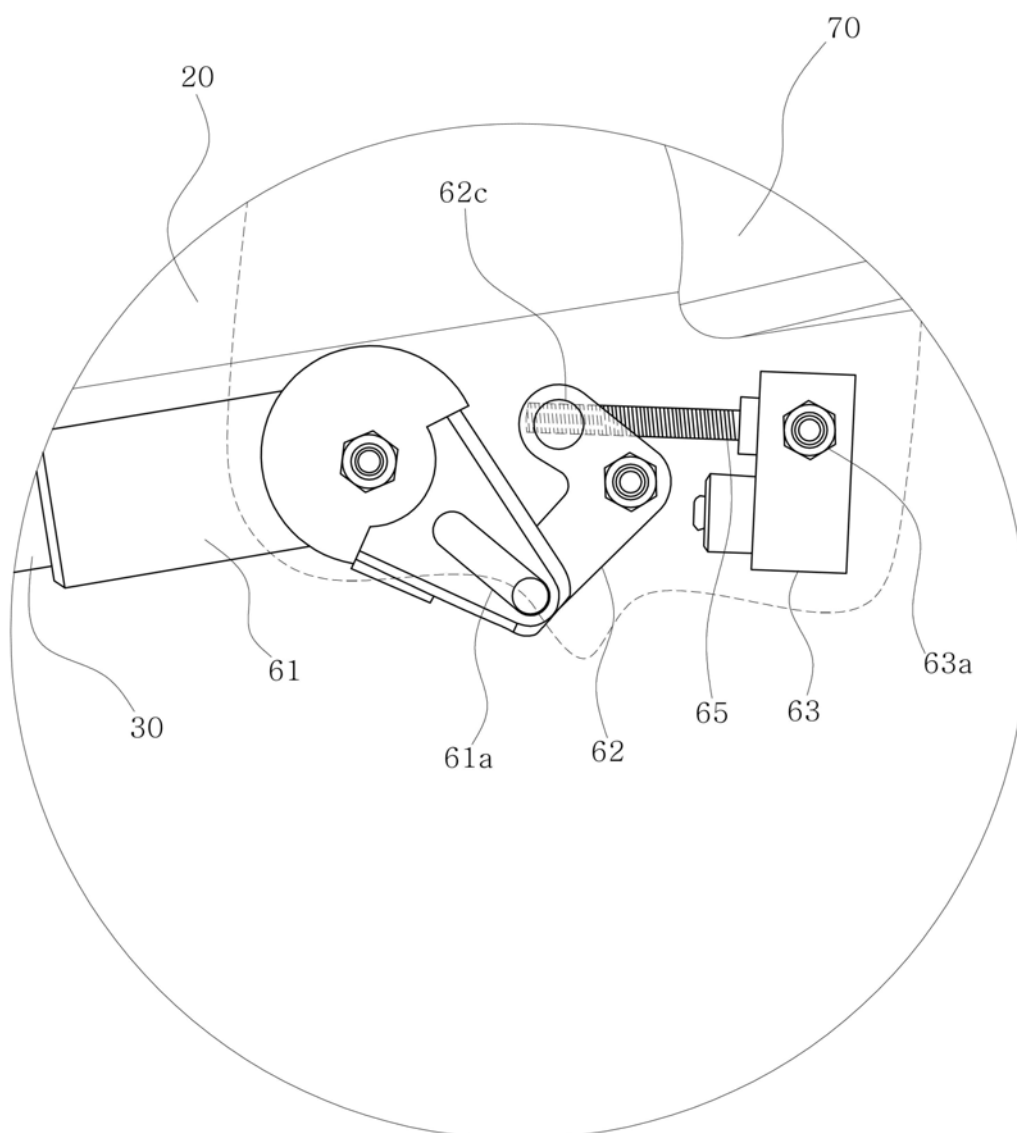
【도 5a】



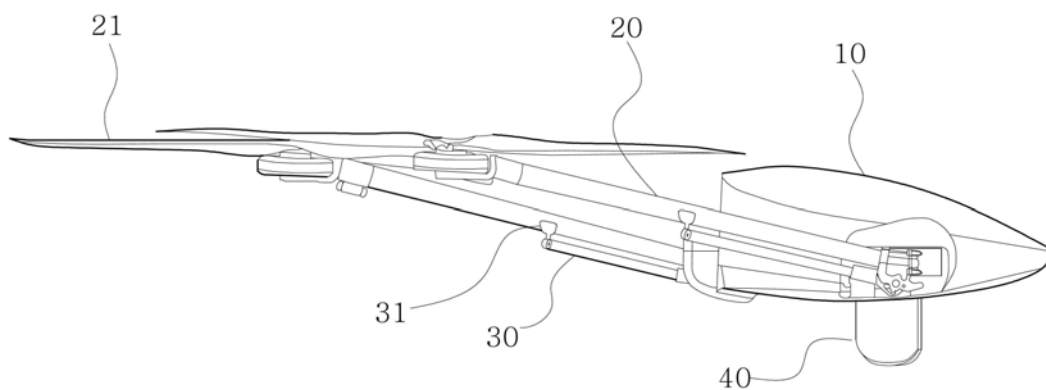
【도 5b】



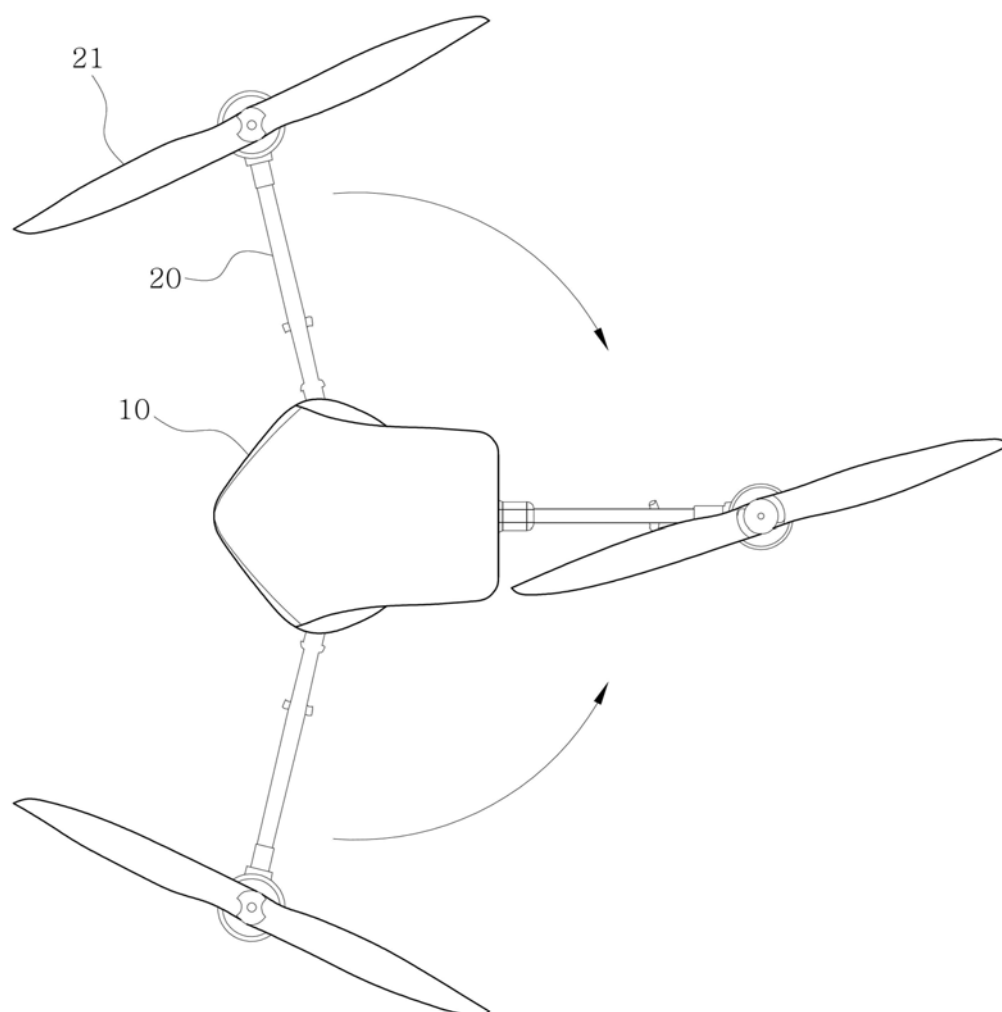
【도 5c】



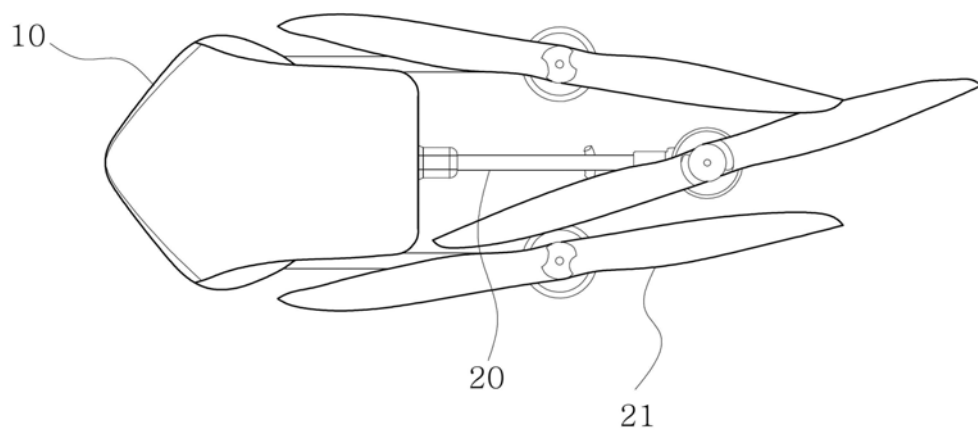
【도 6】



【도 7a】



【도 7b】



주 의

1. 이 최종보고서는 국토교통부에서 시행한 국토교통기술촉진연구사업의 연구보고서입니다.
2. 이 최종보고서 내용을 발표하는 때에는 반드시 국토교통부에서 시행한 사업의 연구개발성과임을 밝혀야 합니다.
3. 국가과학기술 기밀 유지에 필요한 내용은 대외적으로 발표 또는 공개하여서는 안 됩니다.