



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학석사학위논문

**파라포일을 이용한 과학기구 임무장비
회수 시스템 개발 및 비행시험**

**Development and Flight Test of Scientific Balloon
Mission Equipment Return System
Using Guided Parafoil**

2019년 2월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

김 휘 호

파라포일을 이용한 과학기구 임무장비 회수 시스템 개발 및 비행시험

Development and Flight Test of Scientific Balloon Mission Equipment Return System Using Guided Parafoil

지도교수 이 관 중

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함

2019년 2월

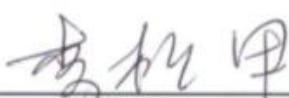

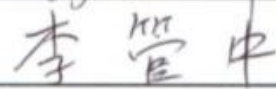



서울대학교 대학원

기계항공공학부

김 휘 호

김휘호의 공학석사 학위논문을 인준함

2018년 12월

위원장	 _____	
부위원장	 _____	
위원	 _____	

초 록

과학기구는 임무장비에 특정 고도의 실험환경을 제공하는 플랫폼으로써 위성과 발사체를 사용한 실험과 비교하여 경제적인 비용으로 제작 및 운용이 가능하다는 장점이 있다. 실제로 과학위성 발사 대비 약1/300 수준으로 비용을 절감시킬 수 있어 미국, 일본, 프랑스 그리고 인도 등에서 다양하게 사용되고 있다. 하지만 이러한 과학기구는 별도의 동력장치 없이 바람에 의해 이동하기 때문에 실험 종료 이후 과학기구의 임무장비가 낙하하는 지점을 정확하게 예측하기 힘들며, 이에 따라 낙하과정에서 발생하는 임무장비의 손상, 안전사고 그리고 해·강안 낙하시 임무장비의 침수가능성이 존재한다. 이러한 점을 개선하기 위해 본 논문에서는 양력을 발생시키는 파라포일을 서보로 제어하여 임무장비를 안전하게 회수하는, 과학기구 임무장비 회수 시스템에 대한 개발 및 비행시험을 진행하였다. 이를 위한 임무형상은 서울대학교 비행체 설계 연구실에서 18.05.27에 진행된 Zero-pressure Balloon 실험자료를 바탕으로 제시하였으며, 이 임무형상에 따른 요구조건을 비행시간, 비행거리, 낙하속도, 무게, 온도의 항목으로 산출하였다. 그 뒤 이 요구조건에 맞춘 회수시스템을 파라포일, 조향장치, 알고리즘으로 나누어 구매 및 제작하였으며, 완성된 시스템으로 서울대학교와 경기도 화성시 일대에서 6회 비행시험을 진행하였다.

주요어 : 과학기구, 임무장비, 회수, 파라포일, 서보

학 번 : 2017-21442

목 차

초 록.....	i
목 차.....	ii
그림 목차.....	iv
I. 서론	1
A. 과학기구 소개.....	1
B. 연구동기.....	3
C. 임무장비 회수 시스템 소개.....	6
i. 기존 임무장비 회수 방안.....	6
ii. 파라포일을 이용한 임무장비 회수 시스템 소개.....	7
D. 관련연구.....	9
II. 시스템 개발	12
A. 시스템 구성요소.....	12
B. 임무형상.....	16
C. 요구조건.....	19
D. 요구조건에 따른 구성요소 제작 및 선정.....	20
i. 파라포일 선정.....	20
ii. 조향장치 선정 및 제작.....	22
E. 알고리즘 적용 및 검증.....	25
i. 스티어링 알고리즘.....	25
ii. 알고리즘 검증.....	28
III. 비행시험	30

A. 비행시험 결과.....	30
i. 비행시험 개요.....	30
ii. 시험 차수 별 결과.....	32
B. 비행시험 결과 분석.....	32
V. 결론.....	41
참고문헌.....	43
부록 A: FLOW CHART.....	45
ABSTRACT.....	49

그림 목차

FIGURE 1 INTERNET SERVICE USING BALLOONS	2
FIGURE 2 SUPERSONIC DECELERATOR PERFORMANCE TEST	2
FIGURE 3 UNMANNED SPACE VEHICLE TRANSONIC FLIGHT TEST	3
FIGURE 4 POPULATION DENSITY	5
FIGURE 5 INACCESSIBLE LANDING POINT(2017.10.28 TEST).....	5
FIGURE 6 FLIGHT PATH(2018.05.27 TEST)	6
FIGURE 7 GROUND AND SEA RECOVERY	7
FIGURE 8 SCIENTIFIC BALLOON PARACHUTE AND PARAFOIL.....	8
FIGURE 9 JOINT PRECISION AIRDROP SYSTEM(JPADS, USAASC)	10
FIGURE 10 FALCON 9 FAIRING HALVES RECOVERY(SPACE X)	10
FIGURE 11 SMALL PAYLOAD QUICK RETURN(SPQR, NASA AMES CENTER)11	
FIGURE 12 STRUCTURE OF A SCIENTIFIC BALLOON PLATFORM AND TELECOMMAND PROCESS.....	14
FIGURE 13 STRUCTURE OF MISSION EQUIPMENT RETURN SYSTEM.....	15
FIGURE 14 MISSION PROFILE.....	18
FIGURE 15 MAXIMUM DISTANCE BETWEEN TRAJECTORY PREDICTIONS....	20
FIGURE 16 SPECIFICATIONS OF COMMERCIAL PARAFOIL PRODUCT.....	22
FIGURE 17 PARAFOIL LINE GROUPS	23
FIGURE 18 STEERING MODULE CONFIGURATION	25
FIGURE 19 STEERING ALGORITHM	27
FIGURE 20 ALGORITHM VALIDATION.....	29
FIGURE 21 MISSION EQUIPMENT RETURN SYSTEM.....	31
FIGURE 22 PLACE OF FLIGHT TEST.....	31
FIGURE 23 PARAFOIL SKETCH.....	34
FIGURE 24 TWISTED LINE DUE TO PARAFOIL SLIDER.....	34
FIGURE 25 SERVO DRUM COVER 3D PRINTING.....	35
FIGURE 26 INFLATED RUBBER BALLOON(3KG)	37

FIGURE 27 THE INFLUENCE OF THE WIND ON THE PARAFOIL.....	37
FIGURE 28 ZIG-ZAG FLIGHT PATH DUE TO OVERSHOT YAWING MOMENT	40
FIGURE 29 MAIN CONTROL FLOW CHART.....	45
FIGURE 30 STEER TO TARGET FLOW CHART.....	46
FIGURE 31 LANDING ROUTE FLOW CHART.....	47
FIGURE 32 LANDING FLARE FLOW CHART.....	48

I. 서론

A. 과학기구 소개

과학기구(Scientific Balloon)는 실험대상에게 고고도의 실험환경을 제공하는 플랫폼(Platform)이다. 성층권 20~30km 범위에서 대기구성, 기상, 우주방사선(Cosmic Ray) 관측 등의 실험을 수행하는데 사용된다. 기존의 근 우주환경(Near space)을 경험할 수 있는 위성이나 발사체에 비해 경제적인 비용으로 제작 및 운용이 가능하다. 실제 일본JAXA의 Epsilon rocket의 개발비용인 \$38,000,000에 비해, Virgin Galactic사의 high altitude balloon은 \$124,000의 개발비가 사용되었다¹⁾. 또한 기구의 제작에서 발사까지 6개월 정도의 비교적 단기간에 준비가 가능하며, 특정한 발사장소가 지정되어야 하는 위성이나 로켓과 달리 발사장소의 제약이 없다. 이러한 이유에서 미국, 일본, 프랑스, 인도 등의 국가에서 활발히 활용되고 있다. 무엇보다 중요한 것은 실험 종료 이후 임무장비를 안전하게 회수 할 수 있다는 장점이 크게 작용된다. 이러한 과학기구는 여러국가에서 다양한 형태로 사용되고 있다. 먼저 Fig. 1은 미국의 구글(google)에서 진행되고 있는 룬(Loon)이라는 이름의 프로젝트로 과학기구에 통신중계기를 임무장비로 장착하여 운용하였다. 이를 통해 구글은 전 세계 오지까지 인터넷을 보급하고자 하였다. Fig. 2는 미국의 나사(NASA)에서 진행된 실험으로 고고도의 저밀도 환경에서 초음속 비행체에 대한 감속

실험을 과학기구를 통해 진행하였다. 마지막으로 Fig. 3은 일본의 작사(JAXA)에서 진행된 실험으로 역시 과학기구를 이용하여 무인 우주비행체에 대한 실험을 진행하였다.



Figure 1 Internet service using balloons^[2]

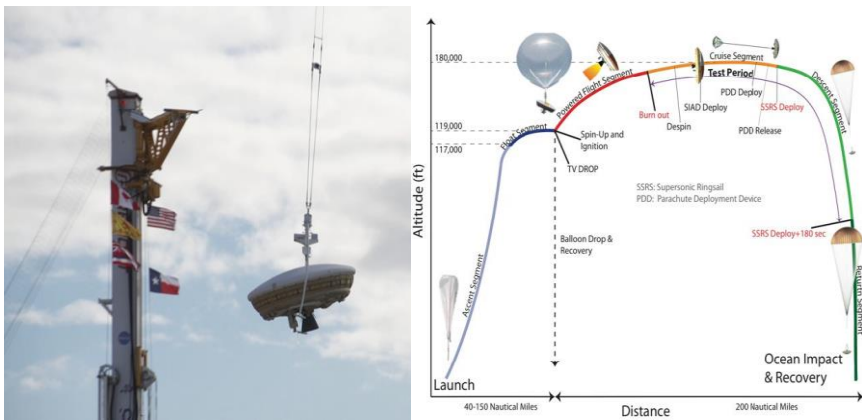


Figure 2 Supersonic decelerator performance test^[3]

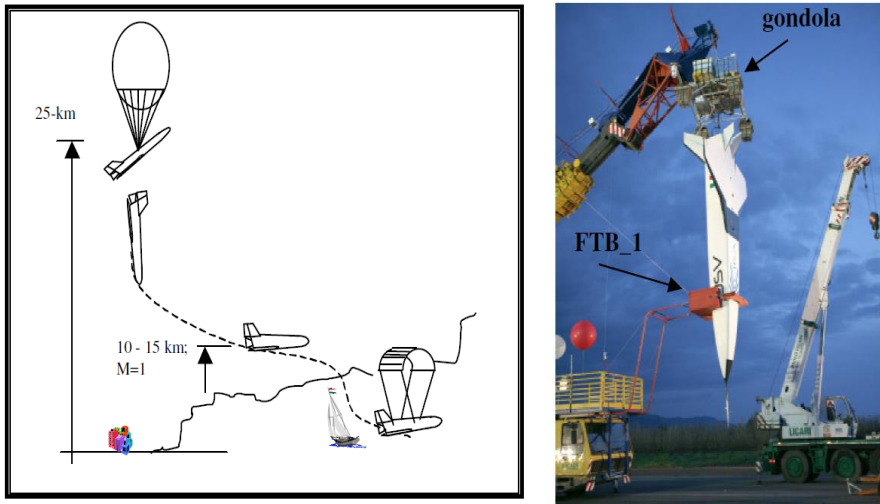


Figure 3 Unmanned space vehicle transonic flight test^[4]

B. 연구동기

서론에서 언급했듯이 과학기구는 특정고도의 실험환경을 제공하는 플랫폼으로써 실험의 주체는 과학기구가 아닌 임무장비이다. 따라서 과학기구는 실험자의 요구조건에 적합한 실험환경을 제공하는 것과 동시에, 임무장비에 대한 보호에도 초점을 맞추어야 된다. 하지만 서울대학교 비행체 설계연구실에서 진행하였던 실험 14회의 고고도 과학기구 실험 중 Table 1처럼 6회에 대해서는 임무장비를 회수 하지 못하였다. 또한 인구가 밀집한 주거지역, 도로, 건물등에 임무장비가 낙하시 안전사고의 위험이 있다. Fig 4는 우리나라 인구밀도를 나타낸 것으로 산악지역을 제외하면 실험을 하여 안전하게 임무장비를 회수 할 만한 지역이 넓지 않음을 알 수 있다. 또한 Fig 5처럼 임무장비가

강·산·군사지역 등 접근이 어려운 지역에 낙하할 경우 회수가 제한된다. 이러한 제한사항으로 인해 Table 1의 6번째 실험 이후부터는 주로 동해안의 바다에서 많은 실험을 진행하였다. 강원도의 삼척지역에서 과학기구를 발사하여, 울릉도 해안에서 회수를 하는 방식이다. 그러나, 해상회수 역시 쉽지는 않다. Fig 6을 보면 해상회수시 이동한 총 186km의 구간에서 선박의 이동속도인 17~18knot로 약 6시간 이상이 소요됨을 알 수 있다. 여기에 선박을 준비하는 등의 노력과 비용이 추가된다.

Table 1 Recovery history

	1 st	2 nd	3 rd	4 th	5 th	6 th	7 th
Date	05.17 (Wed)	05.19 (Fri)	06.15 (Thu)	06.30 (Fri)	08.09 (Wed)	08.26 (Sat)	10.20 (Fri)
Launching point	SNU	SNU	SNU	SNU	SNU	Yeoungdeok	SNU
Landing point	Anyang	Anseong	Boeun	Hongcheon	Gapyeong	East Sea	East Sea
Recovery	X	O	O	O	O	X	X
	8 th	9 th	10 th	11 th	12 th	13 th	14 th
Date	10.28 (Sat)	01.17 (Wed)	03.27 (Tue)	03.28 (Wed)	04.28 (Sat)	05.27 (Sun)	10.31 (Wed)
Launching point	SNU	Samcheok	Samcheok	Samcheok	Samcheok	Samcheok	SNU
Landing point	Anyang	East Sea	East Sea	East Sea	East Sea	East Sea	Pyeongchang
Recovery	X	X	O	O	X	O	O

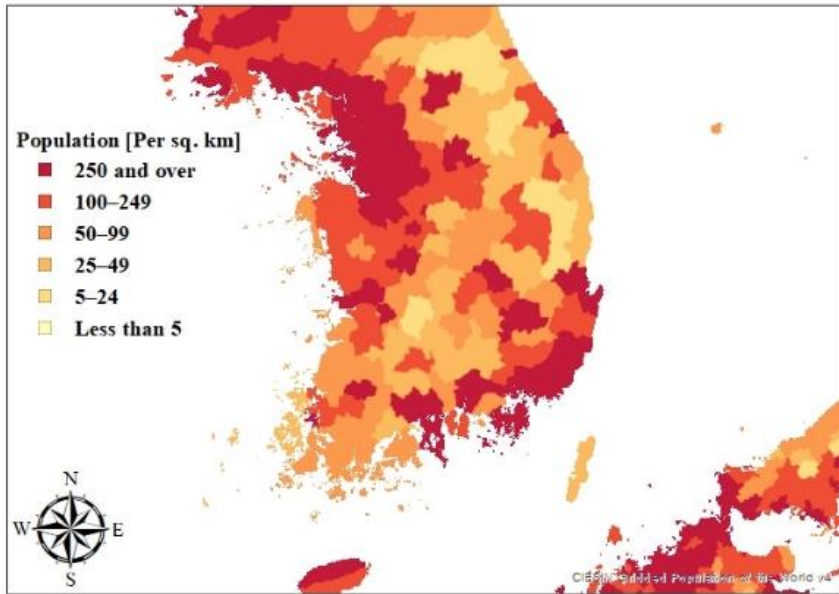


Figure 4 Population density



Figure 5 Inaccessible landing point(2017.10.28 test)

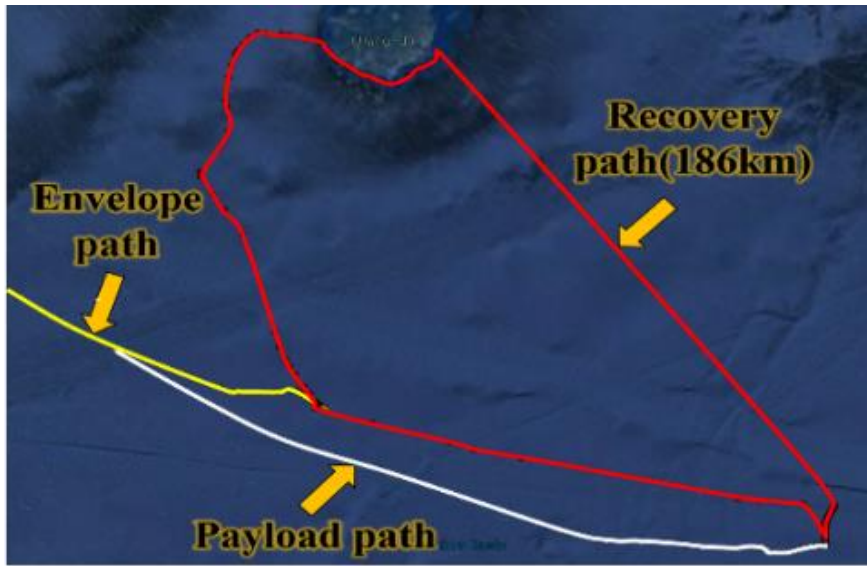


Figure 6 Flight path(2018.05.27 test)

C. 임무장비 회수 시스템 소개

i. 기존 임무장비 회수 방안

기존의 과학기구의 임무장비 회수 방안은 내륙지역에 임무장비가 낙하 하였을 경우 도보나 차량을 이용하여 회수하는 내륙회수, 강이나 바다에 임무장비가 낙하하였을 경우 선박을 이용하여 회수를 하는 해상회수가 있다. Table 2 에서 확인할 수 있듯이 각각의 회수방법은 장단점을 가지고 있다. 먼저, 내륙회수는 임무장비가 민가, 도로, 차량 등에 떨어질 경우 안전사고의 위험이 있을 뿐 아니라, 낙하 시 충격 등으로 인한 임무장비의 손상가능성이 존재한다. 반면 해상회수의 경우 선박을 대여하고 어업 외 출항에

따른 허가를 받는 등 회수를 위한 준비시간이 길어지며 회수지점까지 이동시간 역시 차량에 비해 많이 소요된다. 또한 침수에 의한 임무장비의 손상 위험성이 있으며, 조류로 인해 임무장비의 위치가 변화할 수 있는 단점이 존재한다.

Table 2 Pros and cons of each recoveries

	Preparation Time	Required time to target point	Possibility of flooding	Change position after drop	Risk of safety accident	Mission equipment shock
Ground recovery	Short	Short	Low	Unchanging	High	Risky
Sea recovery	Long	Long	High	Changing	Low	Safe



Figure 7 Ground and sea recovery

ii. 파라포일을 이용한 임무장비 회수 시스템 소개

기존 내륙회수와 해상회수의 단점을 극복하여 과학기구 운용 시 임무장비 회수의 신뢰성을 높이기 위해 우선 기존에 사용하던 과학기구용 낙하산을 파라포일로 대체하였다. 파라포일은 에어포일 형상으로 일정부분 양력을 발생시키며 파라포일 캐노피 양끝단을 굴절(Deflection)시켜 비행방향의 조종이 가능한 낙하산이다. 여기에 서보와 마이크로 프로세서를 더하여 사전 지정된 목적지까지 자동으로 비행을 하는 임무장비회수시스템을 설계 및 제작하고자 하였다.



Figure 8 Scientific balloon parachute and parafoil^[5]

D. 관련연구

파라포일을 이용하여 임무장비를 안전하게 회수하기 위한 시스템은 다양한 국가에서 여러가지 형태로 사용되고 있다.

Fig. 9는 미국의 육군과 공군이 공동개발하여 1993년부터 합동 정밀 공중투하 시스템(Joint Precision Airdrop System)이라는 이름으로 수송기를 이용해서 1~25t 화물의 정밀공수에 사용되고 있으며, 목표지점에서의 오차는 50~75m수준이다.

역시 미국의 Space-X에서는 재 사용을 위한 위성 페이로드 페어링 회수에 파라포일을 이용하여 충격에 의한 페어링 파손을 방지하기 위해 선박 위로 안전하게 회수하는 것을 목표로 연구 중에 있다.(Fig. 10)

마지막으로 NASA Ames center에서는 국제우주정거장(International Space Station)에서 큐브셋과 같은 소규모의 임무장비를 회수하기 위해 10km ~ 지표면 구간에서 파라포일을 이용하는 방법을 연구 중에 있다.(Fig. 11)

위에서 언급하였던 연구들에는 공통적으로 줄 꼬임, 낮은 밀도, 외풍 등에 의한 파라포일의 정상 산개가 제한되거나 파라포일을 조향시 적절한 Yawrate 선정의 어려움 등의 문제점을 가지고 있다. 그래서 본 논문에서는 임무형상에 따른 적정 요구조건을 도출하고 이를 통해 시스템을 구성 제작한 뒤, 줄이 꼬이는 부분에 대한 예방, 적정 Yawrate를 찾기 위한 Servo value 도출 및 코드처리속도 동기화 등을 통해 파라포일을 이용하여 임무장비를 회수하고자 연구를 진행하였다.



Figure 9 Joint Precision Airdrop System(JPADS, USAASC)^[6]



Figure 10 Falcon 9 fairing halves recovery(Space X)^[7]

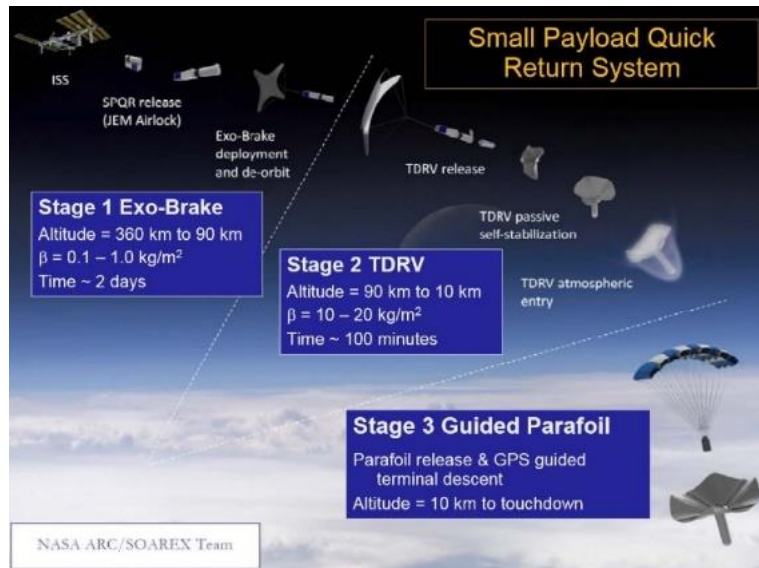


Figure 11 Small Payload Quick Return(SPQR, NASA Ames center)^[8]

II. 시스템 개발

A. 시스템 구성요소

기존 과학기구의 플랫폼은 Fig. 12에서 확인할 수 있듯이, 기낭 부(Envelope part), 분리장치(Separation system), 임무장비(Mission equipment), 지상국(Ground station)으로 구성되어 있다.

먼저 기낭 부는 부력제로 헬륨(Helium)이나 수소가스를 고무 또는 폴리에틸렌제질(Poly-ethylene)로 된 기구에 주입하여 부력을 발생시키는 장치이다. 물론 안전상의 이유로 수소가스는 거의 사용하지 않고 있다. 폴리에틸렌으로 된 기구는 제작과정에 비용과 시간이 비교적 많이 들어가기 때문에 자주 사용되지는 않는다.

분리장치는 과학기구의 임무종료 후 기구와 임무장비를 분리시켜 주는 역할을 한다. 자체적으로 기온, 위치, 고도를 측정할 수 있으며 이를 이용하여 분리 후 임무장비의 위치를 추적할 수 있다. 또한 이리듐 위성통신(Iridium satellite communication)과 파이로테크닉을 이용하여 분리장치를 작동시킬 수 있다. 이리듐 위성통신은 위성을 이용한 음성 및 데이터 송수신방법으로 일정의 사용료를 지불하면 위치에 상관없이 전 세계 어디서든 사용할 수 있는 위성통신이다.

임무장비는 과학기구를 이용하여 원하는 필요한 실험을 하려는 피 실험장비이며 실험자의 의도나 요구에 따라 상이하다.

마지막으로 지상국은 과학기구의 상태정보를 실시간으로 송수신하며, 기구분리를 제어할 수 있는 구성요소이다.

이러한 기존 과학기구 시스템에 파라포일을 이용한 임무장비 회수를 위한 추가 구성요소를 Fig. 13와 같이 구성하였다. 파라포일은 기구 분리 후 양력을 발생시키고, 파라포일 캐노피(Canopy)를 굴절(Deflection)시켜 조향을 가능하게 하며, 파라포일과 임무장비를 4개의 Suspension line, 2개의 Steering line으로 지지한다.

조향장치는 GPS신호를 입력값으로 지정된 목표지점까지 서보를 제어하여 비행한다. 이를 위해 조향에 필요한 위치정보를 수신하는 GPS, 파라포일 캐노피에 전달될 토크를 발생시키는 Servo, 알고리즘을 수행하는 Micro Control Unit(MCU), 그리고 배터리로 구성되어 있다.

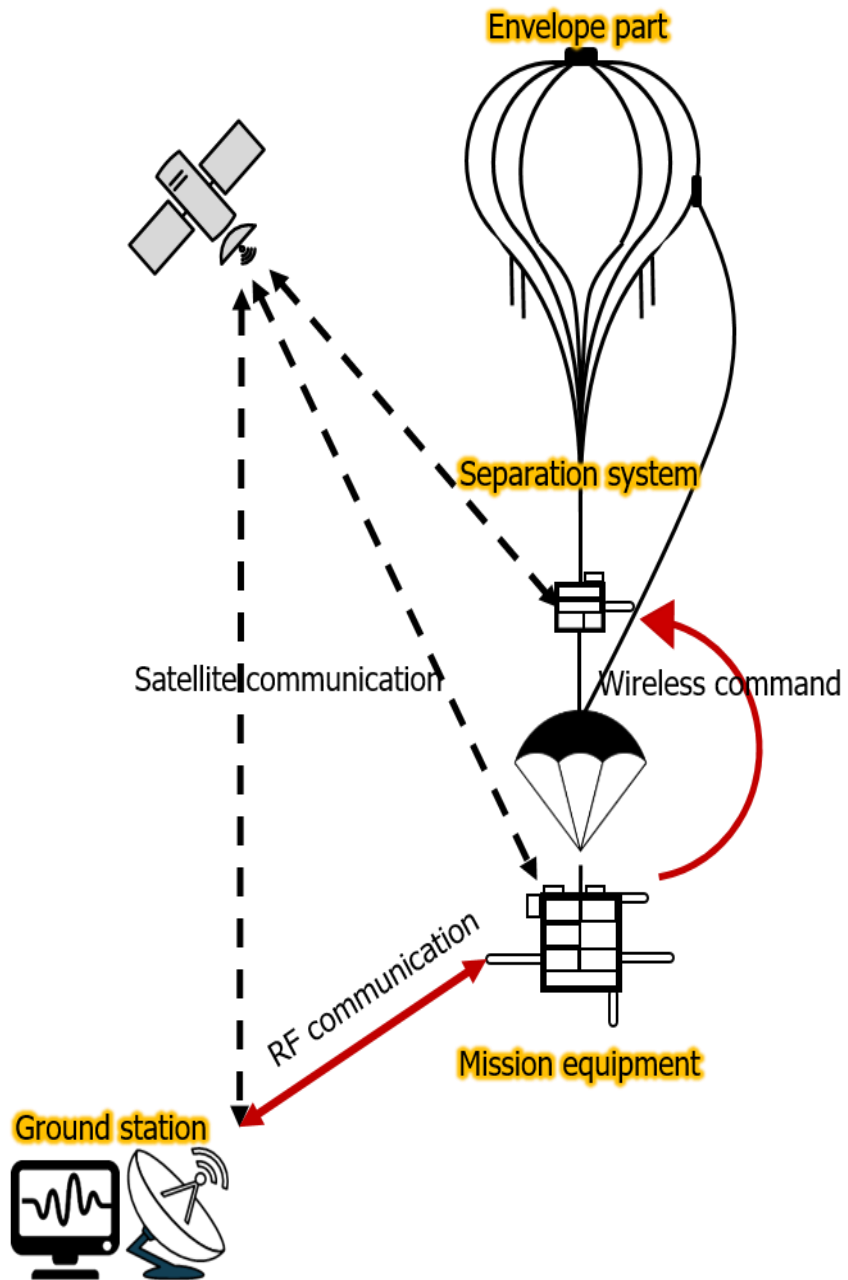


Figure 12 Structure of a scientific balloon platform and telecommand process^[9]

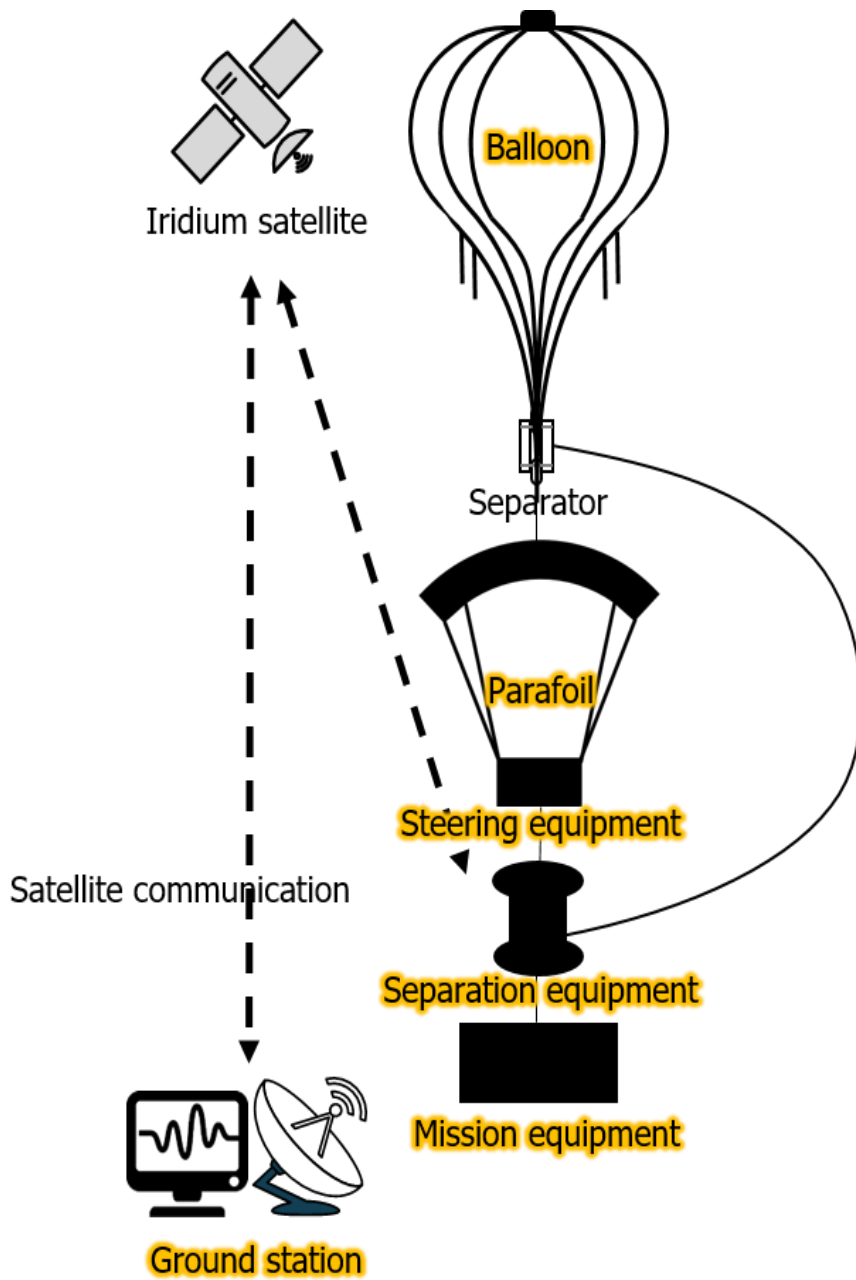


Figure 13 Structure of mission equipment return system

B. 임무형상

파라포일을 이용한 임무장비 회수시스템을 설계 및 제작하기 위한 임무형상은 서울대학교 비행체설계 연구실에서 진행된 Zero-pressure balloon 의 시험자료를 바탕으로 ① ~ ⑦까지 도출하였고 Fig. 14 에서 확인할 수 있다.

- ① 먼저 시스템의 무게는 20kg 으로 이는 임무장비 회수시스템 8kg 에 12kg 의 임무장비로 구성되어 있다. 시스템은 22kg 무게의 부력에 해당하는 약 3.9kg 의 헬륨을 부력제로 한다.
- ② 과학기구는 목표고도인 해발고도 15km 까지 상승속도 3.5m/s 로 상승하게 된다.
- ③ 목표고도에 과학기구가 도달하게 되면, 이리듐 위성통신과 분리장치를 이용해서 기낭 부를 시스템과 분리하게 되고 위·경도, 고도를 송신하며 파라포일은 정상적으로 산개 된다.
- ④ 이후 낙하속도 5m/s 로 하강하며 분리지역 반경 12km 이내에 사전 선정된 목표지역으로 비행하여 이동한다.
- ⑤ 목표지역 위·경도 도달 시 파라포일 캐노피의 한 쪽 면을 굴절(Deflection)시키는 Spiral descending 을 통하여 위도와 경도를 유지하며 고도를 하강하게 된다.
- ⑥ 목표지역 고도 20m 상공에서 파라포일 랜딩플레어(Landing flare)를 통해 하강속도를 3~4m/s 로 감소하여 임무장비를

보호한다. 파라포일 랜딩플레어는 파라포일이 지면에 닿기 직전에 캐노피의 양 쪽을 굴절(Deflection)시켜 순간적으로 낙하속도를 줄여 탑승자를 착륙과정에서 보호하는 행동을 말한다.

- ⑦ 사전에 지정한 목표지역 반경 100m 이내 임무장비가 낙하하게 되면 회수팀에 의해 임무장비를 회수함으로써 과학기구의 비행시험이 종료되게 된다.

본 논문에서는 임무장비 회수 시스템이 작동하게 되는 ④ ~ ⑦ 단계에 집중하여 설계, 제작 그리고 비행시험을 진행하였다.

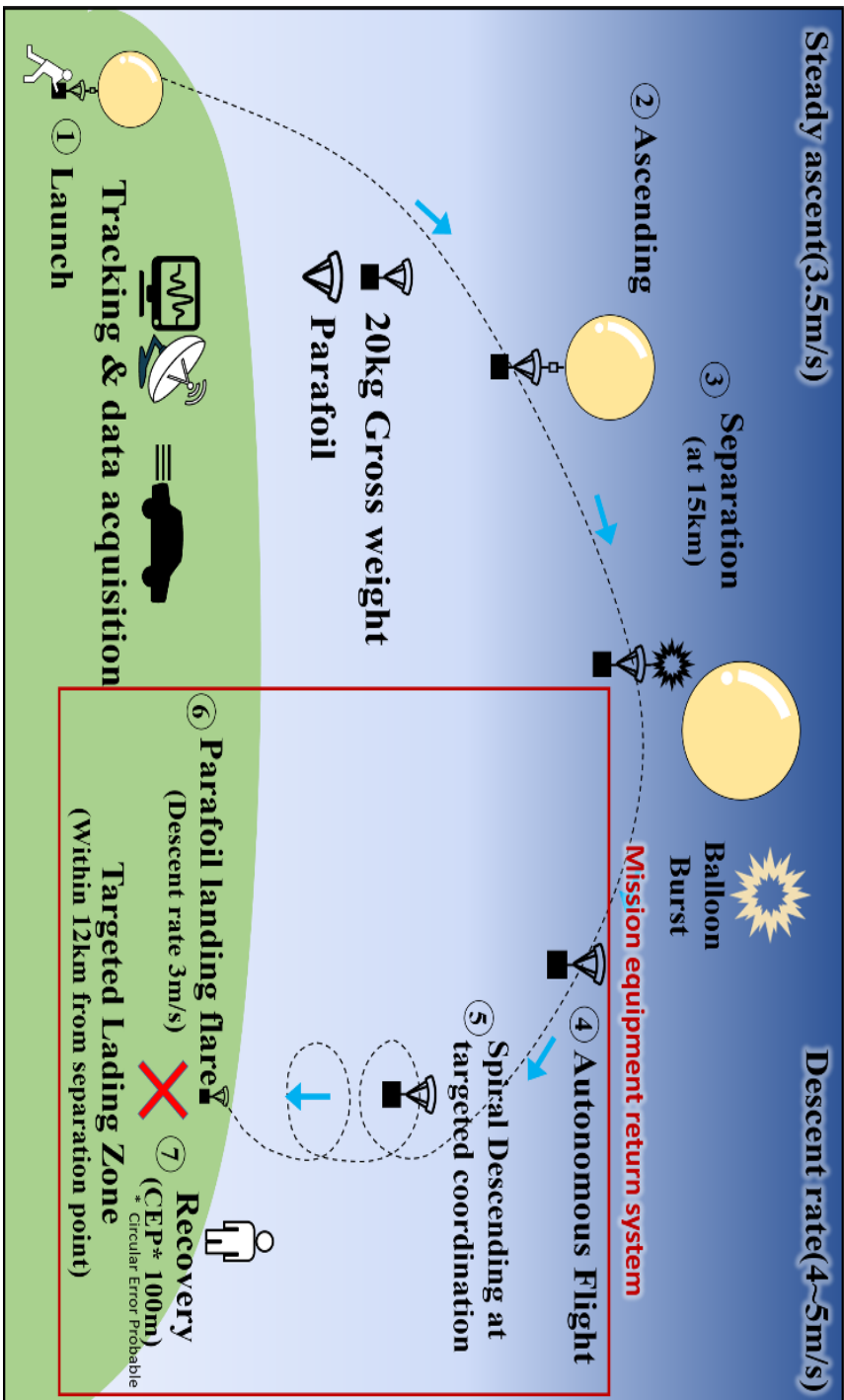


Figure 14 Mission profile

C. 요구조건

임무형상에 따른 각 단계별로 요구되는 조건들을 비행시간, 비행거리, 낙하속도, 무게, 외부 온도 하 작동성능 보장의 5가지 항목으로 수립하였다. 수립한 값 역시 18. 05. 27일 Zero-pressure balloon 비행시험의 실측정 값을 바탕으로 작성하였다.

총 비행시간은 168분 이상으로 기구 발사 후 목표고도 도달까지 비행 70분과 기구 분리 후 낙하지점까지 76분에 안전계수 1.15를 적용한 것으로 전원장치를 구성하는데 영향을 미친다.

임무장비와 기낭 부 분리 후 비행거리는 12km 이상으로, 이는 Fig 15에서 확인할 수 있듯이, 궤적예측 시 목표고도(15km)에서 예측된 궤적들 간의 차이의 최대값으로 설정하였다.

낙하속도는 5m/s 이하로 영 압력기구 비행시험 시 실 측정값을 바탕으로 정하였다.

영 압력기구 시험 시 총 중량은 20kg(기낭 부 4kg, 부력제 0.39kg, 낙하산 1.52kg, 임무장비 12kg)으로, 이 총 중량을 초과하지 않는 수준에서 무게를 정하였으며 기구4kg, 부력제 0.39kg, 파라포일 1.52kg, 분리장치 2kg, 조향장치 2kg, 임무장비 10kg이다.

마지막으로 고고도의 저온 하 작동 성능을 보장하여야 되는 것인데, 영 압력기구 시험당 시 외부 온도의 최저치는 -44.69° 였지만, 기본적인 MCU 자체 발열로 인해 특별한 발열장치 없이 장상작동

한 분리장치의 내부온도를 적용시켜서 -15° 하 작동 성능을 보장하여야 한다.



Figure 15 Maximum distance between trajectory predictions

D. 요구조건에 따른 구성요소 제작 및 선정

i. 파라포일 선정

파라포일은 자체 제작을 하기가 제한되기에 시중에 나와있는 제품을 요구조건에 맞추어 구매하는 방안을 사용하였다. 시판 중인 대부분의 파라포일은 임무형상에서 제시된 무게(20kg) 보다 무거운, 성인이 사용하는 목적으로 제작된 것이기에 시판되는 것 중 가장 작은 파라포일의 제원이 요구조건을 만족하는 것인지에 대해 검증하였다. 영향을 주는 요소는 낙하속도, 비행거리 그리고 파라포일의 무게이다. 먼저 낙하속도의 조건을 맞추기 위해서 파라포일의 항력계수를 추정하는 과정이 필요하다. 요구조건에서 도출된

5m/s의 낙하속도에서 파라포일의 항력계수는 (1)의 식에 임무형상에서 제시된 값과 파라포일 제원을 사용하여 도출하였고, 이 결과 3.8의 항력계수를 가진다. 이 항력계수와 낙하속도를 바탕으로 요구되는 파라포일은 3.37m² 이상의 날개면적을 가져야 된다는 것을 확인하였다.

$$W = D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_d S \quad (1)$$

과학기구 분리 이후 시스템의 비행거리에 대한 요구조건을 만족하기 위해서 구매하려는 파라포일과 유사한 조건을 가지고 있는 파라포일의 제원을 자료조사 하였고, 중횡비 2.5, 받음각 10° 에서 양항비 4.0^[9]를 가지는 유사한 파라포일이 있었고 이를 바탕으로 추가적인 동력원이 없는 파라포일에서 양항비는 곧 전진속도와 하강속도의 비와 같기에, 분리장치가 작동하는 15km 고도에서 12km 비행이 충분히 가능하다고 판단하였다. 마지막으로 파라포일 무게를 고려하여 Fig. 16과 같은 파라포일을 구매하였다.

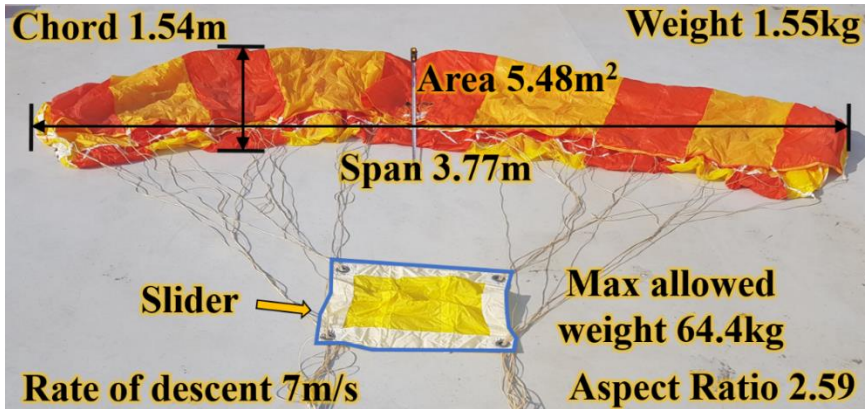


Figure 16 Specifications of commercial parafoil product

ii. 조향장치 선정 및 제작

조향장치를 구성하기 위해서는 토크를 발생시킬 수 있는 서보, 필요 전력을 공급할 수 있는 전원, 알고리즘을 실행시킬 수 있는 MCU, 이를 보호하고 물리적으로 구성할 수 있게 하는 케이스가 필요하다. 먼저 서보를 선정하는데 있어서 우선적으로 고려한 것은 서보의 회전 수이다. 일반적인 서보는 서보암이 120~180° 정도로 회전하며 토크를 전달하는데, 이러한 형상은 캐노피를 굴절시키기에는 부족하다. 그러므로 각도가 제한되지 않은 많은 회전이 가능한 Winch 서보 종류를 선정하였다.

다음으로 서보는 임무형상에서 제시된 무게 하 파라포일의 캐노피를 굴절시켜 시스템의 조향이 가능하게 할 수 있어야 한다. Fig.17 와 같이 구성되어 있는 파라포일 지지선들 중에서 실제 Steering line

에 걸리는 힘이 Suspension line에 걸리는 힘보다 작기 때문에, 6개의 파라포일 선(4개의 Suspension line, 2개의 Steering line)들이 동일한 하중을 지지한다고 가정한 뒤 서보의 토크를 선정하여 보수적으로 선정하였다. 이렇게 산출된, 서보의 요구되는 최소 토크는 $17.68\text{N} \cdot \text{cm}$ 이다. 그 뒤 작동 전압, 서보의 무게, 크기 등을 고려하여 Table 3와 같이 후보 군을 선정하였다. 후보 군에 해당되는 대부분의 서보의 토크가 요구되는 최소 토크를 훨씬 상회하며, 작동 전압 무게, 크기는 설계에 큰 제한사항을 주지 않는다. 그렇기 때문에 서보 후보군 중 서보암의 회전각도가 제일 큰 서보를 선정하였다.

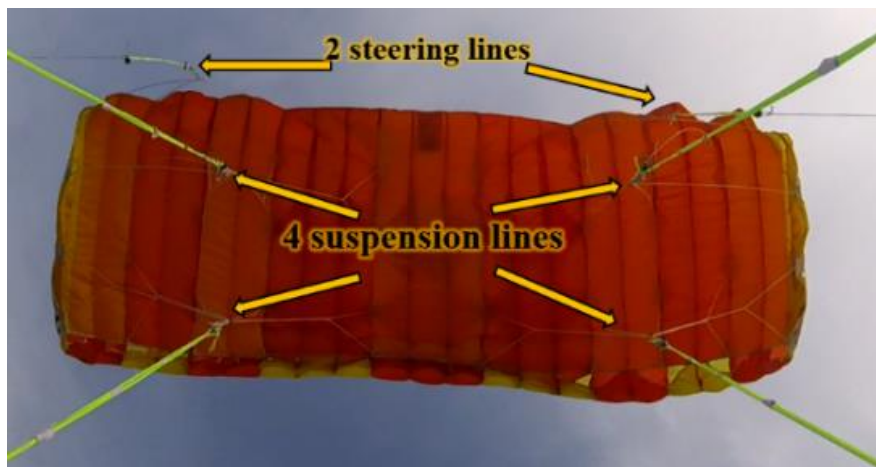


Figure 17 Parafoil line groups

Table 3 Available off-the-shelf Servos

	Torque[N·cm]	Operating voltage[v]	Max travel[°]	Weight[g]	Dimension[mm]
Hitec Hs-785HB	107~129.5	4.8~6.0	2826	110	59×29×50
Kawatomo BG-0828SW	168.7~279.5	4.5~8.5	2160	77	40.5×20×38
Futaba S5801	76.5~96.1	6.0~7.2	2160	83	46×25×46
Turnigy™ TGY-6114MD	120.8~142.2	4.8~6.0	2160	61	40.3×20.3×38.7

요구조건에서 시스템의 작동 시간은 168분 이상이 되어야 된다. 이에 따라 시스템의 전원을 구성하여야 한다. 마이크로프로세서 보드와 서보의 전력을 더한 요구되는 전력은 3680mAh이며 필요 전압은 6V이다. 이를 통해 3.6V | 2600mAh 배터리를 2Series 2 Parallel 형태로 구성하여, 7.4V | 10,400mAh 의 배터리를 구성하였다. 이는 7.4V로 169.5분을 사용할 수 있어 실제 6V로 하였을 때는 요구조건을 만족한다고 할 수 있다.

조향장치의 무게는 케이스, 서보, 배터리 등을 합한 결과 1.79kg이며, 마이크로프로세서 보드는 GPS송수신, 고도, 온도, 압력, 가속도, 자세측정, 서보제어 실험데이터 로그 및 멀티테스킹이 가능한 제품을 사용하였다.

또한 조향장치 내에 들어가는 모든 부품은 -15° 에서 작동이 가능한 제품이다. 이렇게 요구조건을 만족하는 조향장치를 Fig. 18과 같이 구성하였다.

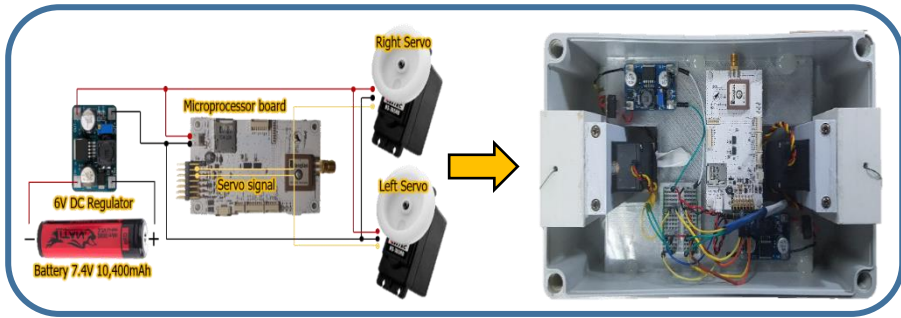


Figure 18 Steering module configuration

E. 알고리즘 적용 및 검증

i. 스티어링 알고리즘

파라포일을 스티어링을 하기 위한 알고리즘은 오픈소스 기반¹⁰⁾으로 수정 및 적용하였다. 알고리즘은 Fig. 19에 나타내었다. 시스템은 최초 GPS를 통한 위치정보, 요(Yaw)각 그리고 목표 지점의 위치정보를 입력 값으로 사전 지정된 목표지점까지의 거리, 시스템의 진행 방향과 목표지점까지의 방향의 차이를 (2)과 (3)를 이용하여 계산한다. 여기서 φ_1, φ_2 는 위도, λ_1, λ_2 는 경도, r 는 지구반지름, d 는 목표지점과 현 위치의 거리를, θ 는 목표지점과 현 위치의 각도를 말한다.

$$\begin{aligned}hav\left(\frac{d}{r}\right) &= hav(\Delta\varphi) + \cos(\varphi_1) * \cos(\varphi_2) * hav(\Delta\lambda) \\hav(\theta) &= \sin^2\left(\frac{\theta}{2}\right) = \frac{1 - \cos(\theta)}{2}\end{aligned}\tag{2}$$

$$\theta = atan2(\sin\Delta\lambda * \cos\varphi_2, \cos\varphi_1 * \sin\varphi_2 - \sin\varphi_1 * \cos\varphi_2 * \cos\Delta\lambda)\tag{3}$$

이 후 GPS 위치 정보를 갱신하면서 요구되는 목표지점까지의 Yaw각을 지속적으로 업데이트 한다. 업데이트 된 Yaw각은 시스템의 이동 방향과 시간을 고려하여 Yaw rate[° /s]로 계산되게 되고, 이는 최종적으로 Servo value의 형태로 마이크로 프로세서 보드의 출력 단자를 통해 서보에 전달되게 된다. 서보는 이 Servo value를 기본으로 서보를 움직이게 되고 여기에 연결된 Steering line을 통해 토크가 파라포일에 전달되게 된다. 이 후 파라포일을 조향하여 시스템의 위치와 방향을 조절하는 알고리즘이다. 시스템의 위경도가 목표지역과 같게 되면, 랜딩프로세서로 진입하게 된다.

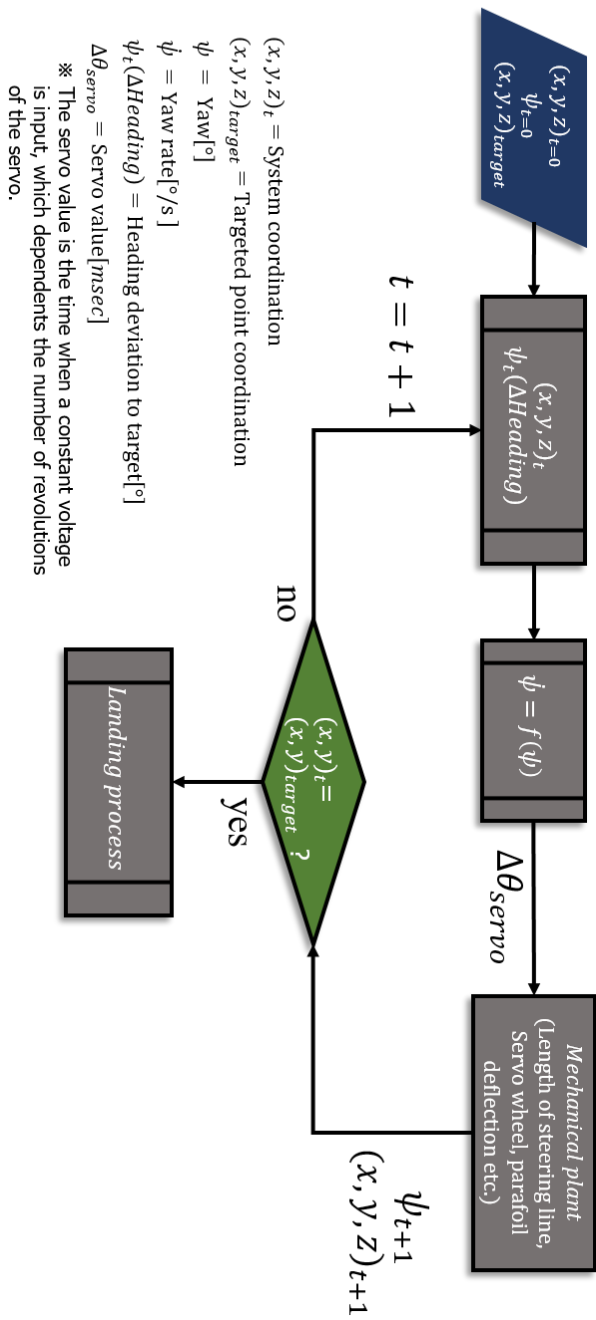


Figure 19 Steering algorithm

ii. 알고리즘 검증

스티어링 알고리즘을 검증하기 위해 Fig. 20과 같이 코드에 임의의 위치정보와 목표지역을 입력하였다. 그 뒤 이 위치정보를 목표지역을 향해 지그재그 형태로 이동하도록 변경하면서 코드를 실행하였다. 코드의 출력 값인 Servo value가 양수일 경우 조향을 좌측으로 하고 음수일 경우 우측으로 조향을 하게 된다. 또한 Servo value의 절대값은 서보의 회전 수에 비례한다. 이러한 조건으로 코드를 실행하였고, 그 결과 Fig. 20과 같은 결과를 얻을 수 있었다. 출발지점부터 목표지점까지 파란색으로 표시된 가상의 경로를 따라 이동하면서, 빨간색 사각형으로 표시된 출력 값을 확인해보면 목표지역이 시스템의 진행방향 우측에 있을 때, 출력 값은 우측 조향에 해당하는 음수를 나타내고 시스템의 진행방향 좌측에 목표지역이 있을 때는 좌측 조향에 해당하는 양수를 출력한다. 또한 시스템의 진행방향과 목표지역까지의 방향의 차이가 커질수록 절대값은 커지는 것을 확인할 수 있다. 이를 토대로 해당 코드는 목표지역을 향해 제어가 된다는 것을 간접적으로 검증할 수 있다.

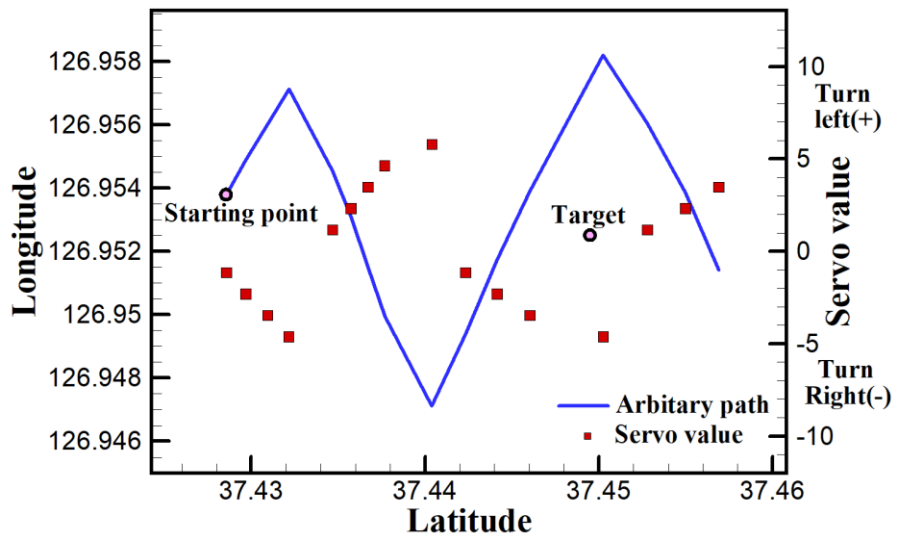


Figure 20 Algorithm validation

III. 비행시험

A. 비행시험 결과

i. 비행시험 개요

이렇게 설계 및 제작된 파라포일을 이용한 임무장비 회수 시스템은 Fig. 21 과 같다. 시스템에 대한 성능 확인을 위해 2018.09.14부터 12.28일까지 총 6회의 비행시험을 진행하였다. 1차부터 5차까지는 경기도 화성시 송산면 고포리 일대의 시화호(Fig. 22)에서 진행되었고 6차 비행시험은 서울대학교에서 진행하였다. 시험장소는 혹시 모를 안전사고를 예방하기 위해 인구밀도가 낮으면서 높은 산이나 건물이 없는 평지 일대로 선정하였으며, 설계과정에서 방수를 고려하지 않았기 때문에 편서풍으로 인하여 시스템이 침수되지 않는 장소를 선정하였다. 시험목적은 설계 및 제작한 임무장비 회수 시스템의 비행시험을 통해 신뢰성을 확인하는 것이다. 시험결과를 요약하면 1~3차 비행시험은 파라포일이 분리 이후 정상 산개가 되는 것을 확인하고 외풍이 시스템에 미치는 영향을 확인하였고, 4~5차 비행시험은 코드의 적절한 동작 주기를 확인하고 Servo value에 대한 조향상태를 확인하였다. 비행 시험 결과는 Table 4를 통해 확인 할 수 있다.



Figure 21 Mission equipment return system



Figure 22 Place of flight test

Table 4 Test summary

	1 st	2 nd	3 rd	4 th	5 th	6 th
Date	09.14 (Fri)	10.08 (Mon)	10.17 (Wed)	10.25 (Thu)	11.15 (Thu)	12.28 (Fri)
Launching / Landing point	Hwasung-si, Gyeonggi-do Province					SNU
Payload weight[kg]	5.55	5.69	5.69	7.05	6.64	13.78
Ceiling altitude[m]	454.7	1978	3201	3987	4337	11234
Flight time	7' 13"	18' 6"	26' 3"	33' 25"	47' 21"	42' 35"
Rate of descent[m/s]	3.08	3.28	6.2	3.6	3.62	11.1
Servo value [steering length]	0.7~2.3 [42.4cm]	0.7~2.3 [42.4cm]	0.7~2.3 [42.4cm]	0.9~2.1 [31cm]	1.2~1.8 [16.3cm]	1.3~1.7 [10.5cm]
Distance between launching and landing point[m]	2,030	4,700	9,350	4,510	8,613	116,390
Distance between launching and target point[m]	110	790	790	3,570	4,360	5,570
Distance between landing and target point[m]	1,920	5,180	8,730	2,880	4,890	111,640

ii. 시험 차수 별 결과

B. 비행시험 결과 분석

진행되었던 비행시험을 분석해본 결과, 각 시험차수별로 문제점 및 원인을 파악할 수 있었다. 문제점은 크게 3가지로 나타날 수 있다. 첫째, 파라포일 줄의 꼬임이다. 파라포일은 Fig. 23과 같이 많은 줄을 통해 임무장비를 지지하고 있으며, 상승시에는 줄에 장력이 걸리지 않은 상태에서 외풍에 의해 흔들리다 보니 줄에 의한 꼬임을 예방하는 것이 중요한 문제이다. 파라포일 줄의 꼬이는 현상은 크게 파라포일 슬라이더와 서보축에 나타나는데, 먼저 파라포일 슬라이더

를 살펴보면, Fig. 24와 같이 파라포일 아래에 달려 있는 파라포일 슬라이더는 파라포일 산개 시 캐노피로 유입되는 유속을 감소시켜 파라포일 캐노피의 손상을 예방하고 점퍼의 부상을 방지하기 위한 장치이다. 실제로 파라포일은 자유낙하하는 점퍼의 가방에서 급속으로 산개되어 하강속도를 낮추는 역할을 하기 때문에 파라포일 슬라이더는 중요한 부분이라고 할 수 있다. 앞서 말하였듯이, 이러한 파라포일 슬라이더 역시 줄 꼬임의 주된 원인이 된다. 파라포일을 이용한 임무장비 회수 시스템에서는 최초 지상에서부터 파라포일이 산개된 상태로 상승하게 되고, 점퍼의 부상 또한 관련이 없기 때문에 파라포일 슬라이더를 제거 하였다.

다음으로 서보축에서의 꼬임현상을 보면, 파라포일 캐노피를 굴절 시키기 위해 서보의 드럼에서 낚시줄을 이용하여 연결을 하였는데, 이 부분 역시 줄이 꼬이게 되는 원인으로 작용하였다. 비행시험 시 사용한 코드는 비행 시작부터 종료 시까지 지속적으로 동작하게 되는데, 상승하는 과정에서 장력을 받지 않는 **Steering line**에 캐노피 굴절을 위한 서보의 동작이 계속되면서 Fig. 25처럼 서보축에 낚시줄이 꼬이게 되는 현상이 나타났다. 그래서 3D 프린팅을 이용하여 서보의 드럼커버를 제작하여 줄의 꼬임을 방지 하였다.

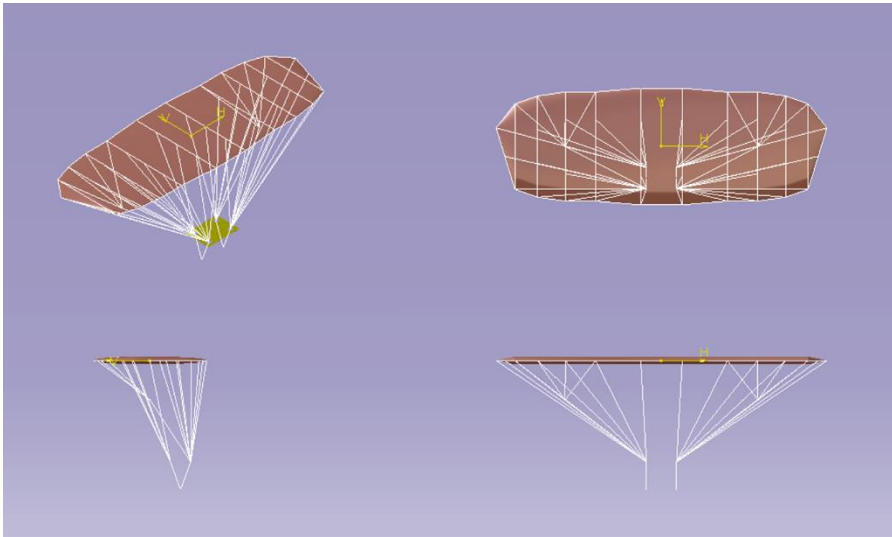


Figure 23 Parafoil sketch



Figure 24 Twisted line due to parafoil slider

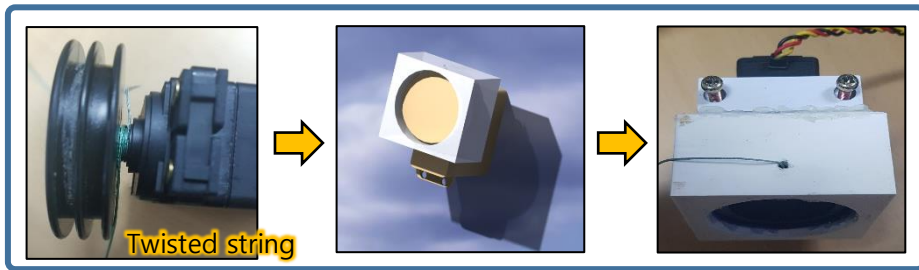


Figure 25 Servo drum cover 3D printing

둘째, 파라포일이 Drogue chute처럼 작용하는 것이다. Drogue chute는 고속으로 이동하는 자동차나 비행기에 대해 급격하게 감속을 하기 위해서 쓰는 낙하산의 한 종류이다. 이러한 파라포일이 낮은 윙로딩과 강한 외풍을 만나게 되면 바람에 휩쓸려 제 기능을 발휘하지 못하게 된다. 윙로딩(wingloading)은 날개의 단위 면적당 지지해야 되는 무게이다. 그렇기 때문에 윙로딩이 클 경우 낙하속도가 빨라져 임무장비가 충격으로 손상될 가능성이 있다. 반대로 윙로딩이 작을 경우는 외풍에 영향이 커져서 파라포일이 제대로 된 역할을 하기 힘들다. 그렇기 때문에, 적절한 윙로딩을 유지하는 것이 중요하다. 하지만 비행시험 특성상 헬륨을 이용하여 부력을 생성하기 때문에 비행시킬 수 있는 무게가 상당히 제한적이다. 예를 들어 Fig. 26은 고무풍선을 이용하여 진행한 실험으로 3kg의 헬륨을 주입한 것으로 약 17kg에 해당하는 부력이다. 이러한 크기의 고무풍선을 안전하게 작업할 수 있는 적절한 격납고가 없이 외풍을 그대로 받으면서 흔들리는 상태에서 실험을 준비하는 것은 물리적으로 상당히 제한된다. 이러한 이유로 윙로딩에서 무게를 늘리는 것은 제한적이다. 파

라포일의 면적을 작게 하는 것 또한 제한적이다. 실험용으로 원하는 크기의 파라포일을 제작하는 것이 제한되기 때문에 실제 레저용으로 사용하는 사람용 파라포일을 구매하는 방법밖에 없고, 그렇다보니 10~20kg 무게에 적합한 사이즈의 파라포일은 구하기 힘들다. 이러한 이유 때문에 적절한 윙로딩을 유지하는 것이 중요하며, 외풍의 영향이 적은 고도나 날씨에 비행시험을 하는 것이 중요하다. 하지만 비행시험 시 적용된 임무장비 회수 시스템의 윙로딩은 $1.5\sim 3\text{kg/m}^2$ 이었고 구매한 파라포일의 권장 윙로딩인 $8.7\sim 11.7\text{kg/m}^2$ 에 비해 낮은 수준이었다. 이는 파라포일 선정 시 고려한 페이로드인 20kg에 비해 실제 비행시험에서는 6~7kg의 페이로드를 사용하였기 때문이다. 그 결과 Fig. 27과 같이 파라포일이 외풍의 영향을 받아 지면과 수평하게 누워서 이동하는 모습을 확인할 수 있었다.



Figure 26 Inflated rubber balloon(3kg)



Figure 27 The influence of the wind on the parafoil

비행시험에서 확인한 문제점 및 원인 중 마지막은, 조향 성능에 영향을 미치는 요소에 대한 분석이다. 먼저 Steering code의 처리속도가 GPS 위치정보의 갱신속도와 맞아야 된다. 사용된 GPS는 NEO-M8N-0-10라는 제품으로 위치정보갱신 속도는 10Hz이다. Steering code의 처리속도는 마이크로프로세서에서 1000, 200, 100, 50, 10Hz에서 선택하여 처리할 수 있다. 이 두 속도가 동기화가 되지 않을 경우 조향성능에 영향을 미칠 수 있는 것이다. 먼저 코드의 처리속도가 GPS 위치정보의 갱신속도보다 높을 경우, 코드 실행 시마다 동일한 위치정보가 입력되고 위치정보가 없는 상태로 처리되어 출력 값이 없어지는 현상이 발생하게 된다. 다음으로 코드의 처리속도가 GPS 위치정보의 갱신속도보다 낮을 경우 서보 동작에 지연이 발생하여 제때 제대로 된 조향이 되지 않는다. 그렇기 때문에 코드의 처리속도를 GPS 위치정보 갱신속도와 같은 10Hz로 동기화를 시켜주었다. 다음 조향이 영향을 미치는 요소로 코드의 출력 값인 Servo value이다. 서보는 Table 5 와 같이 일정한 전압이 입력되는 시간에 따라 서보암의 각도가 변하게 된다. 쉽게 말해 일정 전압이 서보에 입력되는 시간이 1.5msec일 경우 서보는 0° 위치로 동작하고, 2.3msec 일 경우 +1308° , 0.7msec 일 경우 -1308° 로 동작하게 되는 것이다. 이렇게 동작된 서보암이 Steering line을 따라 파라포일을 굴절시켜서 조향을 하게 된다. 코드의 출력 값인 Servo value의 범위가 클수록 조향각이 커지게 되고 작을수록 조향각이 작아지게 되는 것이다. 그렇기 때문에 적절한 출력 값의 범위를 찾아내는 것이 중요하다. Fig. 28 은 과도한 출력 값의 범위를 설정하여 시스템이 과도한 조향으로 인해 지그재그 경로로 움직이는 모습이다. 반대로 출력 값의 범위가

작을 경우는 빠른 속도에서 제대로 조향하지 못하고 고도가 하강하여 목표지점으로 다 이동하지 못하는 경우가 발생할 수 있다는 문제가 있다. 그렇기 때문에 비행시험을 통해 적절한 값의 범위를 찾아내는 것이 조향성능에 있어 중요한 요소이다. 비행시험을 통해 확인한 적정한 값은 1.3~1.7, 1.4~1.6으로 이 값은 서보, 워터딩, 파라포일 줄의 길이 등에 따라 상이하하며, 서보가 작동하는 길이를 최대한 작은 값에서부터 키워가면서 시험을 진행하는 것이 큰 값에서부터 줄이는 것보다 훨씬 효율적이다.

Table 5 Servo value influence

Servo value [msec]	Servo maximum travel [°]	Parafoil deflection [cm]
0.7~2.3	1308	42.4
0.8~2.2	1143	36.9
0.9~2.1	961	31
1.0~2.0	799	25.8
1.1~1.9	629	20.3
1.2~1.8	505	16.3
1.3~1.7	325	10.5
1.4~1.6	192	6.2

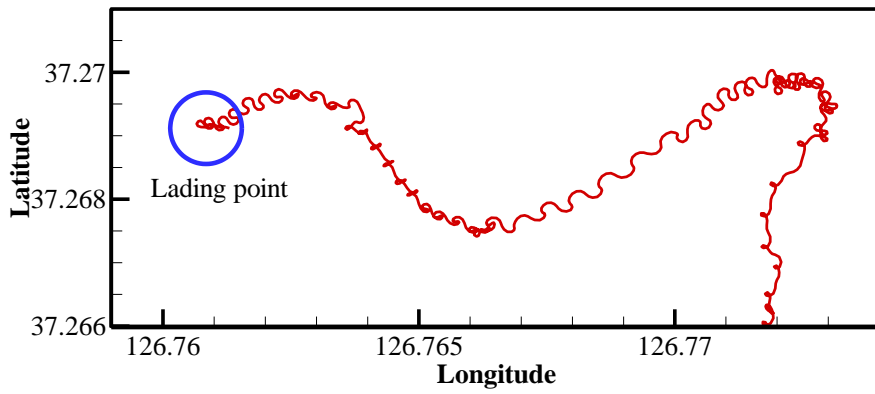


Figure 28 Zig-zag flight path due to overshoot yawing moment

V. 결론

과학기구는 실험자가 원하는 특정 고도의 환경을 제공하는 플랫폼으로 실험 이후 임무장비의 회수가 중요하다. 하지만 인구밀도, 계절풍, 산악지형등을 고려하면 안전사고의 위험이나 임무장비에 손상을 줄 가능성이 크다. 이러한 문제점을 해결하여 안전하게 임무장비를 회수하기 위해 파라포일과 서보를 이용한 임무장비 회수 시스템을 설계, 제작하여 비행시험을 진행하였다. 시스템을 개발하기 위해 기존에 운용하던 과학기구에 파라포일과 조향장치를 추가하여 시스템을 구성하고, 이를 토대로 임무형상을 구성하였다. 구성된 임무형상으로부터 비행시간, 비행거리, 낙하속도, 무게 그리고 온도의 5가지 요구조건을 산출하였다. 요구조건에 맞추어 파라포일과 조향장치를 선정하고 제작하였으며, 이를 구동하기 위한 스티어링 알고리즘을 수정 및 적용하고, 검증하였다. 완성된 시스템을 이용하여 2018. 09. 14 ~ 12. 28까지 총 6회의 비행시험을 진행하여 시스템의 성능을 검증하였다. 비행시험 결과로부터 시스템의 성능에 영향을 주는 요소를 확인하고 분석하였다. 시스템을 운용하는데 있어 물리적으로 줄이 꼬이는 현상을 방지하는 것이 중요하기에, 파라포일 슬라이더를 제거하고 서보축에서 줄이 꼬이는 것을 방지하기 위한 3D프린팅을 이용하였다. 10kg/m^2 정도의 적절한 윈로딩을 통하여 바람에 영향을 줄이고, 7m/s 이하의 낙하속도를 유지하는 것이 중요하다. 또한 조향성능을 위해서 코드의 처리속도와 GPS 위치정보 갱신속도를 10Hz 로 동기화 시켜야 정상적인 출력값을 얻을 수 있다. 마지막으로

로 코드의 출력 값인 Servo value의 범위를 사용하는 서보에 맞추어야 과도한 또는 미미한 조향이 되지 않는다. 이를 위해서는 그 범위를 작은 값에서부터 찾아가는 것이 효과적이다. 본 논문에서는 이러한 일련의 과정을 통해 임무장비 회수를 위한 시스템의 개발 및 비행시험을 진행함으로써 과학기구 운용에 대한 신뢰성과 안전성을 증대 시켰다.

참고문헌

- [1] JAXA Epsilon rocket \$38 million, Virgin Galactic high altitude balloon \$124,000 Clark, Stephen(2013. 10. 14). “Japan’ s ‘affordable’ Epsilon rocket triumphs on first flight.” , <https://spaceflightnow.com/epsilon/sprinta/130914launch/> [Jan. 7, 2019]
Spaceflight Now. Retrieved 2013. 10. 16. CNN, “The balloons that could fly tourists to the edge of space” , <http://edition.cnn.com/2015/03/05/tech/balloons-fly-edge-of-space/> [Jan. 7, 2019]
- [2] Google's Project Loon in India no longer up in the air, government may approve for a 4-day pilot, <https://m.yourstory.com/2016/05/google-project-loon-india/>, retrieved 2016. 12. 08.
- [3] Randolph, T. M., Mullenax, R., Schwantes, C., Sell, S.W., and Ball, D. R., “The First Balloon Flight of the Low Density Supersonic Decelerator Technology Demonstration Mission,” 2015 IEEE Aerospace Conference, IEEE, Piscataway, NJ, 2015, pp. 1–12.
- [4] Russo, G., Carmicino, C., de Matteis, P., Marini, M., Rufolo, G., Di Palma, L., Belardo, M., Corrado, F., and Verde, L., “Unmanned Space Vehicle Program: DTFT in Flight Experiments,” 18th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research, 2007, pp. 89–96.
- [5] Spherachutes

Available:<http://spherachutes.com/items/spherachutes/84-in-spherachute-84sp-detail.htm> [Nov, 2018].

[6] Richard, B., Joseph, M., Jaclyn, M., Andrew, M., Greg, N., Steve, T., “DOD JPADS PROGRAMS OVERVIEW & NATO ACTIVITIES,” 19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar 21 - 24 May 2007, Williamsburg, VA, 2007,

[7] Falcon 9 fairing halves deployed their parafoils and splashed down in the Pacific Ocean last week after the launch of Iridium-6/GRACE-FO. Space X via Twitter[Jan. 7, 2019]

[8] The Small Payload Quick Return(SPQR) system is being developed by NASA Ames Research Center.

http://mindworks.shoutwiki.com/wiki/File:SPQR_System.JPG/

[Jan. 7, 2019]

[9] John D. Nicolaidis, Parafoil Wind Tunnel Tests : Paperback, 1971, p. 70.

[10] Joshua E. Benton., “On Development of Autonomous HAHO Parafoil System for Targeted Payload Return”, Aerodynamic Decelerator System Technology Conferences 2013

부록 A: CODE FLOW CHART

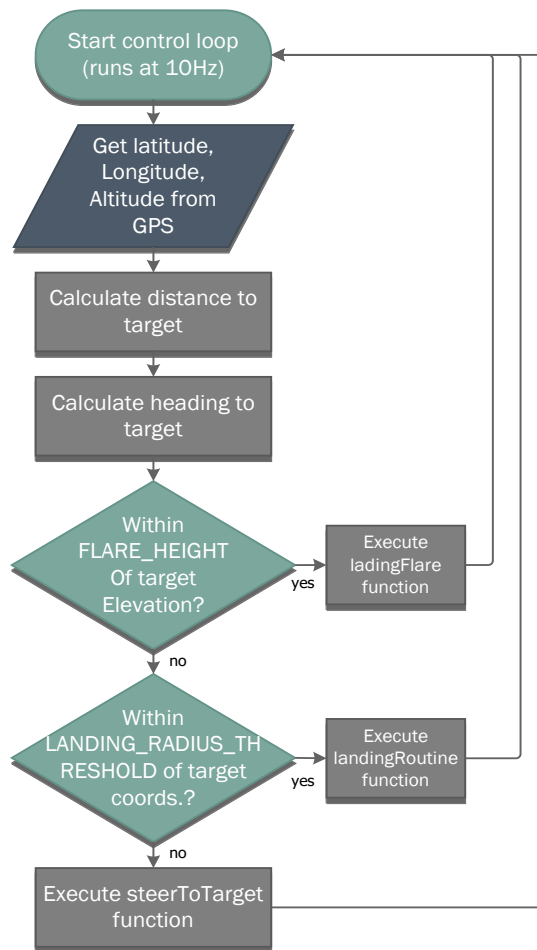


Figure 29 Main control flow chart

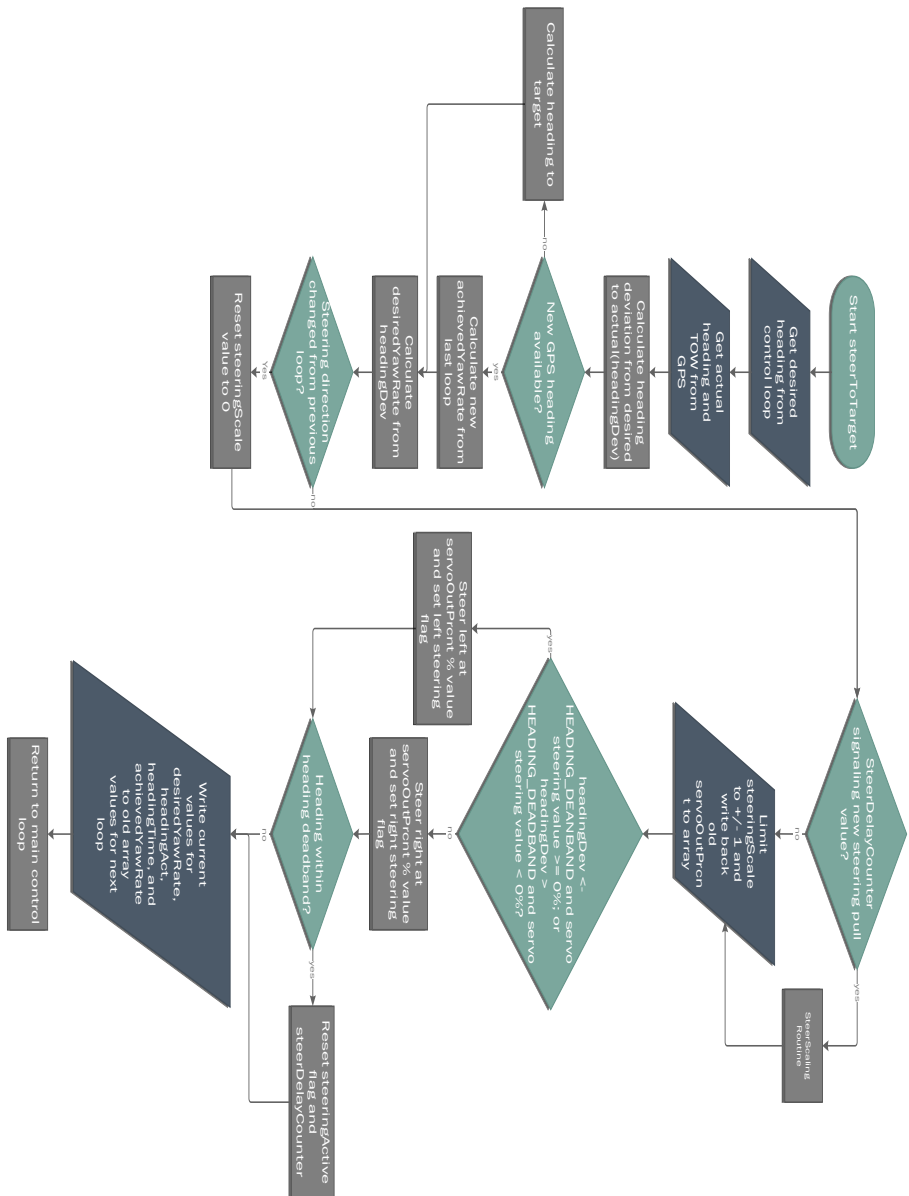


Figure 30 Steer to target flow chart

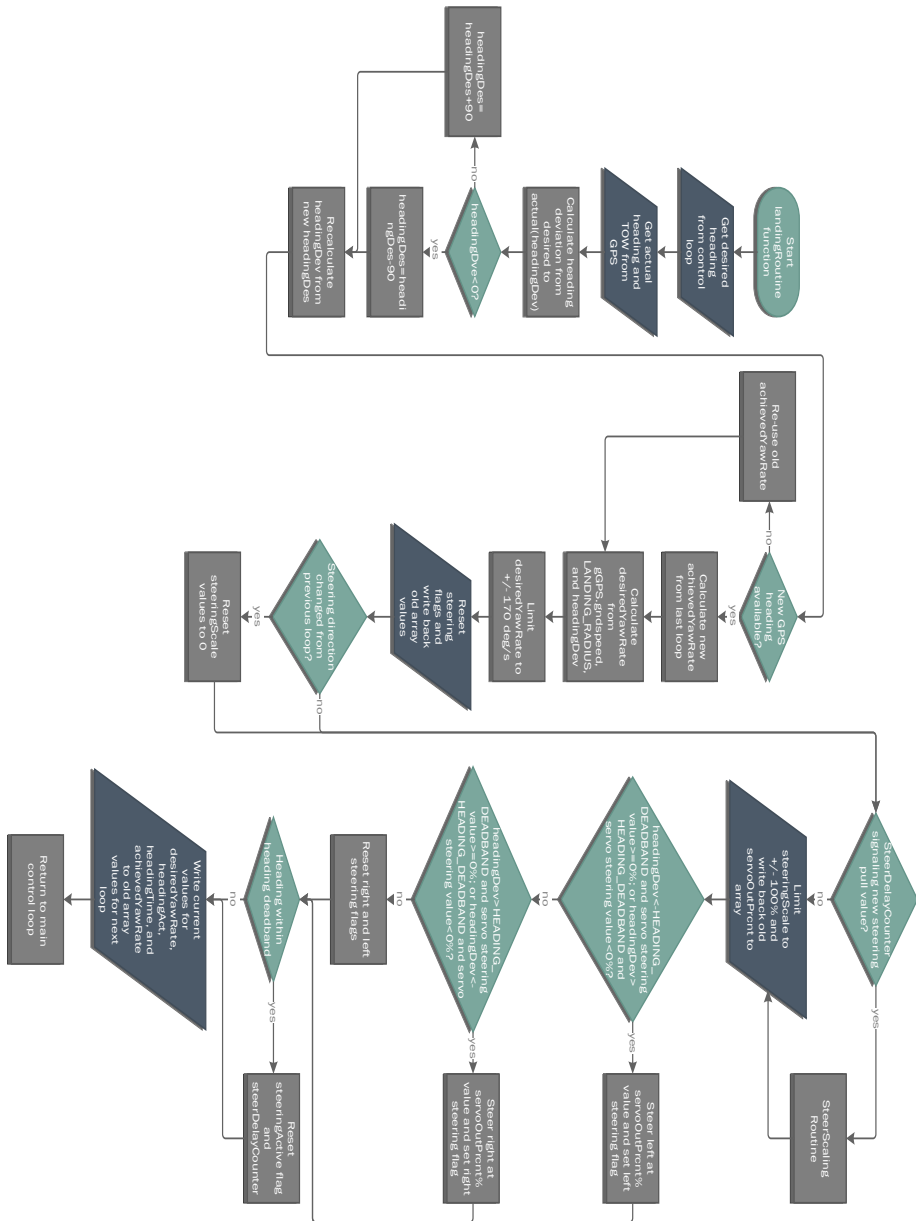


Figure 31 Landing route flow chart

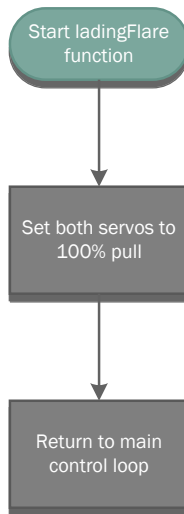


Figure 32 Landing Flare flow chart

ABSTRACT

Development and Flight Test of Scientific Balloon Mission Equipment Return System Using Guided Parafoil

Hweeho Kim

Mechanical and Aerospace Engineering

The Graduate School

Seoul National University

The scientific balloon is a platform that provides an experimental environment of specific altitude to the mission equipment. It is advantageous in that it can be manufactured and operated at an economical cost compared to the experiment using satellite and launch vehicle. In fact, it can reduce the cost by about 1/300 compared to the launch of the scientific satellite. It has widely used in USA, Japan, France and India, etc. However, since these scientific balloons are moved by the wind without any external power system, it is difficult to accurately predict the point at where the mission equipment of the scientific balloon falls after the end of the experiment, so that the damage of the mission equipment, possibility of inundation of mission equipment in the event of a river drop. In order to improve this point, this paper said the development and flight test of the mission equipment recovery system, which safely recovers the mission equipment by servo control of the parafoil generating the lift. The

mission profile for this task was presented based on the Zero-pressure balloon test data of Seoul National University on 18.05.27, and the requirements according to this mission profile were classified into flight time, flight distance, descent rate, weight, respectively. After that, the recovery system which was adapted to this requirement was divided into parafoil, steering system and algorithm, and the system was completed and the six flight tests were conducted at Seoul National University and Hwaseong City, Gyeonggi Province.

keywords : Scientific balloon, Mission equipment, Recovery, Parafoil, Servo

Student Number : 2017-21442