

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(4), 345-358(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.4.345

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

비용효율적인 고고도 과학기구 개발 및 비행시험

강정표*, 심규진*, 김휘호*, 이용선**, 이관중***

Cost-Effective High-Altitude Scientific Balloon Development
and its Flight Test

Jungpyo Kang*, Gyujin Shim*, Hweeho Kim*, Yongseon Lee** and Kwanjung Yee***

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University****

ADD(Agency for Defense Development)**

ABSTRACT

The high altitude scientific balloon has been used for decades in advanced aerospace countries such as United States, France, and Japan to carry out various research objectives. Since the initial cost for development and operation is enormous, it has been conducted by national research institutes. Recently, the advent of open source software/hardware ecosystems with low-cost yet high-performance have lowered barriers to enter into scientific balloon research and development. In this study, a zero pressure balloon prototype was designed considering the cost, usability, compatibility, and development period by using commercial off the shelf (COTS) items. In addition, the flight operation experience was accumulated through eight times of the flight tests, and operational reliability of the balloon system was verified. Finally, the foundation for the operation of the large zero pressure balloon was established.

초 록

고고도 과학기구는 다양한 과학연구목표를 수행하기 위해 미국, 프랑스, 일본과 같은 항공우주선진국에서 수십 년간 사용되어 왔다. 고고도 과학기구는 초기 개발 및 운용비용이 막대하게 소요되므로 국가연구기관 중심으로 연구개발이 진행되어 왔지만 최근에는 저비용 고성능 오픈소스 소프트/하드웨어 생태계의 출현으로 과학기구 개발 진입장벽이 낮아졌다. 본 연구에서는 상용 기성품을 활용하여 저비용, 사용 용이성, 호환성, 제품 개발신속성을 고려한 소형 영압력기구(Zero Pressure Balloon) 시제품을 제작하였다. 또한, 8회에 걸친 비행시험을 통하여 비행운용기술을 축적하였으며 기구시스템의 작동신뢰성을 검증하여 향후 대형 영압력기구 운용을 위한 기반을 구축하였다.

Key Words : Zero pressure balloon(영압력 기구), Stratospheric balloon(성층권 기구), Telemetry track and command system(원격추적 추적 및 명령 시스템), Flight test(비행시험)

† Received : December 7, 2017 Revised : February 6, 2018 Accepted : February 9, 2018

*** Corresponding author, E-mail : kjyee@snu.ac.kr

I. 서 론

열기구(熱氣球)는 기낭 내부의 공기를 가열하여 상승하고 관광 또는 레저스포츠에 사용된다. 그러나, 고고도 과학기구는 공기보다 밀도가 작은 부력가스를 사용하여 상승하며 우주, 대기, 태양, 우주환경 관찰 및 측정을 위한 임무장비를 탑재하여, 20~40km의 성층권 고도에서 우주환경조건을 모사하여 과학 또는 공학 실험이 가능하도록 제작된 기구이다.

고고도 과학기구의 종류는 Fig. 1과 같이 영압력기구(Zero Pressure balloon, ZPB)와 초고압력기구(Super Pressure balloon, SPB)로 분류할 수 있다. 영압력기구는 기낭(Envelope) 하부에 배출덕트(Venting duct)가 있어, 기낭을 둘러싼 외부 대기와 기낭 내부의 압력이 같게 유지된다. 제작 및 운용이 용이한 장점이 있지만, 반복되는 낮과 밤의 온도차로 기낭 내외부의 압력차가 발생하여, 부력가스가 유출되는 일몰효과(Sunset effect)가 발생한다. 따라서 동일 고도를 유지하기 위해 탑재한 발라스트(Ballast)를 소모하여 상승하게 되며, 반복되는 일몰효과로 인해 탑재 발라스트가 소진되면 운용을 중단해야 하는 단점이 있다. 초고압력 기구는 기낭이 완벽히 밀폐되어 있어 기낭 내부의 부력가스가 외부로 배출되지 않는다. 기낭 내/외부 압력차가 없어, 일정한 고도를 유지할 수 있어 장기체공에 유리하다. 그러나 영압력기구의 기낭보다 수십 배의 강도를 가진 기낭필름이 필요하다.

고고도 과학기구는 수 톤에 이르는 고중량 임무장비를 탑재하는 것이 가능하다. 또한, 과학위성 발사 대비 비용이 저렴하며, 제안에서 발사까지의 준비기간이 짧고 발사장소의 제약이 적으며 높은 시험의 안정성 등의 장점을 가진다.

앞서 기술한 장점을 바탕으로 미국, 일본 등의 항공우주 선진국에서는 40~50년 전부터 고고도 과학기구를 활용하여 다양한 과학 및 공학적 목적의 연구를 수행하고 있다. 2004년 Maryland의 8개 대학의 공동 연구팀은 남극에서 과학기구에 고에너지 우주선(Cosmic ray) 측정 장치를 탑재하여 관측을 수행하였다[1]. 2009년 일본 JAXA는 유연한 에어로셸(Flexible aeroshell)에 대한 과학기구 낙하 시험을 실시하고 에어로셸에 장착된 팽창 가능한 토러스(Inflatable torus)의 거동에 관한 데이터를 수집하였다[2]. 세계 최대 IT 회사인 Google은 2013년에 다수의 과학기구를 이용하여 인터넷망 개설이 제한되는 격오지에 공중 인터넷망을 보급하는 서비스를 수행하고 있다



(1) NASA Zero Pressure Balloon



(2) NASA Super Pressure Balloon

Fig. 1. Configuration of Balloon

[3]. 2014년에는 NASA가 화성의 저밀도 대기환경에서 활용할 초음속 감속기(Low density supersonic decelerator) 기술 시현에 과학기구를 사용하였다[4].

미국, 일본 같은 우주기술 선진국은 수십 년간의 연구개발로 기술안정화 단계에 있으나, 국내는 과학기구 개발 및 운용 경험이 전무한 상태이다. 향후 우주 강국으로 발돋움하기 위해 우주환경시험 플랫폼 제공, 우주과학 연구, 고층기상 대기 과학 연구 등 다양한 분야에 활용될 수 있는 과학기구의 연구 개발이 반드시 필요하다.

과학기구 개발 및 응용연구는 막대한 초기 개발 및 운용비용이 요구되므로, 해외에서도 NASA, JAXA와 같은 국가연구기관 중심으로 연구개발이 진행되어 왔다. 그러나, 최근 저비용이지만 신뢰성과 호환성이 높은 상용품(Commercial Off The Shelf, COTS) 오픈소스 소프트웨어/하드웨어 생태계의 출현으로 과학기구 개발 및 응용연구 분야의 진입장벽이 낮아졌다. 이에 따라, 교육기관에서 학술적 용도로 활용할 수준으로 개발 및 운용에 필요한 비용이 줄어들었다.

과학기구를 활용하여 과학 및 공학적 목표를 달성하기 위해서는, 과학기구 시스템 및 탑재장비의 상태를 관측하고 제어하는 원격 계측 추적

및 명령 시스템(Telemetry Track and Command system, TT&C)이 가장 중요하다. NASA의 Jeffrey Chin 등[5]은 상용 위치추적 장치인 Spot tracker, 단일 마이크로컨트롤러인 아두이노, 또는 Pixhawk 오픈소스 하드웨어를 탑재컴퓨터(On-board computer, OBC)로 활용하여 고무벌룬(Rubber balloon)의 상태정보를 원격계측 하였다. Margarita Safonova 등 [6]은 고무벌룬을 활용하여 행성 및 천체 관측을 위해 아마추어 VHF 무선대역을 사용하는 위치송신기인 Micro-Trak의 APRS tracker를 사용하였다.

선행연구사례 모두 상용기성품을 활용하여 원격계측 및 추적에 사용하였지만, 비행종료, 상승률 조절을 위한 밸러스트 제어 등 원격 제어에는 적용하지 못하였다. 또한, 구성품이 아닌 완제품을 사용하여 사용자의 임무형상에 적합한 운용이 어려운 단점이 있다.

본 연구에서는 비교적 제작 및 운용이 용이한 목표 도달 고도 30km, 유상하중 50kg급 영압력 기구 개발을 위한 사전연구로써 목표 도달고도 10km, 유상하중 3kg 급 소형 영압력기구시스템을 설계, 제작 및 운용하였다. 이를 통해 첫째, 저비용의 상용품을 이용해 기낭, 원격 측정, 추적 및 제어시스템, 비행종료장치, 발라스트를 포함하는 안정적인 소형 영압력 기구 시스템을 설계, 제작하는데 성공하였으며, 둘째, 8차에 걸친 비행 실험을 통해 개발한 소형 영압력 기구 시스템의 작동 신뢰성을 확인하였고 마지막으로, 비행 시험 및 회수절차를 포함하는 운용기술을 확보할 수 있었다.

II. 영압력기구 시스템 설계, 제작

2.1 영압력기구 구성

Figure 2에서 보는 것과 같이, 기낭은 기구의 고도 하강을 위해 부력가스 방출량을 조절하는 배기밸브, 비행 종료 시 기낭을 찢는 분리패널(Tear panel)로 구성되어 있다. 낙하산은 기구의 비행 종료 시 임무장비를 손상 없이 회수하기 위해 탑재화물의 강하속도를 늦추는 역할을 한다. 상부 곤돌라는 지상국으로 기구의 상태정보(위치, 고도, 온도, 압력, 영상정보)을 송신하고 지상국으로부터 기구관련 제어명령을 수신하기 위한 임무필수장비, 기구의 상승을 제어하기 위한 밸러스트로 구성되며, 하부 곤돌라는 특정 실험을 수행하는 관측 장비가 탑재되어있다. 밸러스트는 탑재화물에 포함된 중량물(에틸알콜 또는 철가

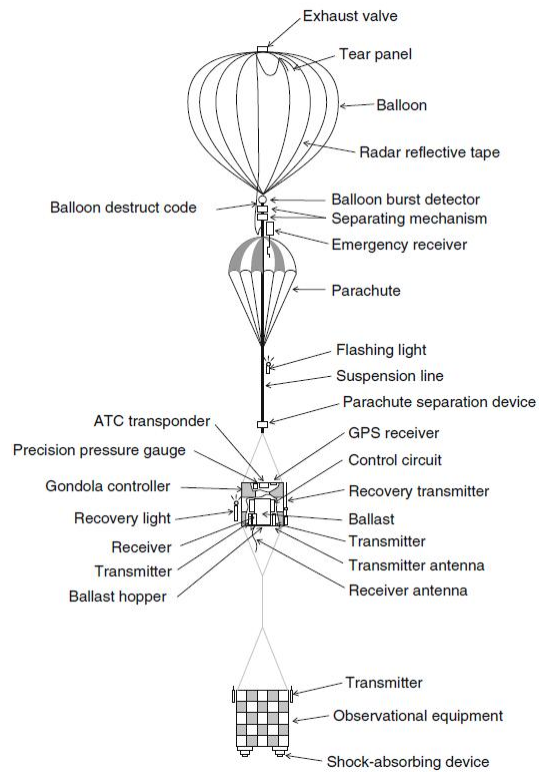


Fig. 2. Composition of the Scientific Balloon[7]

루)을 떨어뜨려 기구의 무게를 감소시킴으로써 기구의 상승속도를 조절한다.

2.2 임무형상(Mission profile)

고고도 과학기구의 임무형상은 Fig. 3과 같이 지상에서 부력가스를 충전하여 발사 하는 단계, 상승 후 목표고도 도달 시 부여된 특정임무를 수행하는 단계, 임무종료 후 기낭과 곤돌라(Gondola)를 분리 및 하강하는 단계, 이후 해상 또는 육지에서 분리된 기낭과 곤돌라를 회수하는 단계로 나누어진다.

비행종료 후 기구에서 분리된 곤돌라는 낙하하여 인구밀집지역에 떨어져 인명, 재산상의 대민 피해를 유발하거나 도로를 점유하여 차량 운행에 지장을 줄 수 있기 때문에 낙하 시 각별한 주의가 요구된다. 또한, 산악지형이 많은 국내 지형을 감안하였을 때 임무종료 후 곤돌라가 접근이 불가능한 산악지형에 착륙하여 회수가 불가능한 사례가 발생 할 수 있다. 한편, 중위도 지역에 위치한 한국은 하 계절에 부메랑현상이 발생하는 풍향 특성이 있다. 부메랑현상은 지상에서 20km 고도까지는 서풍이지만, 20km 이상 고도에서는 동풍으로 부는 현상이다(Fig. 4). 따라서, 하계절에는

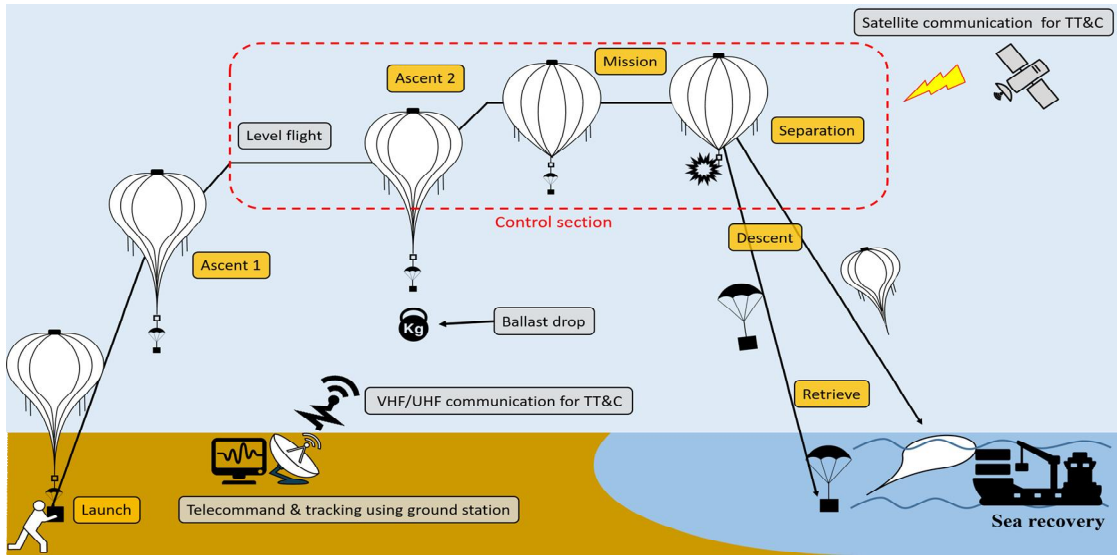


Fig. 3. Mission profile of a scientific balloon

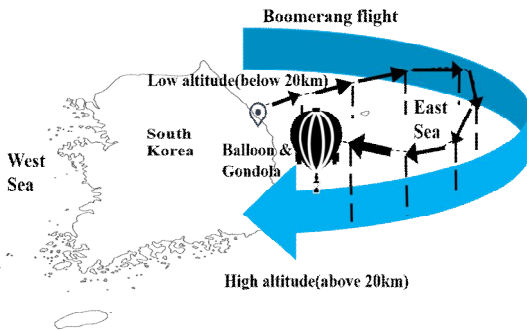


Fig. 4. Boomerang flight

발사장소 근처로 돌아오는 기구의 부메랑 비행으로 인해 회수에 소요되는 노력과 시간을 줄일 수 있다. 따라서 본 연구에서는 안전사고 예방 및 끈돌라 낙하 후 회수를 위한 접근의 용이성을 고려하여 인구밀도가 낮은 연안에서 하계절에 발사 후 4시간 이내의 기구 운용 및 해상 회수를 임무 형상으로 결정하였다.

2.3 영압력기구 기낭 설계 알고리즘

영압력기구를 설계하기 위해 부분팽창 상태에서부터 완전팽창 상태까지 눈물방울(Teardrop)을 뒤집어 놓은 일정한 기낭 형상을 유지하는 Σ-shape natural shape balloon 설계 알고리즘을 적용한 Lee 등의 연구를 참고하였다[8]. 기낭 설계를 위한 알고리즘은 다음과 같다.

1) 주어진 임무를 수행하기 위한 목표 고도, 기구에 탑재되는 화물 무게, 기낭의 재료인 폴리

에틸렌 필름의 밀도 및 두께 결정

2) 장력(T_θ), 무게(Σ_e), 부력(b_g)의 Natural shape 파라미터를 찾기 위해 기구의 기낭 길이(l_s) 및 초기 각도(θ_0) 추정

3) Natural shape 파라미터와 식 (1)과 같은 상관관계를 갖는 기낭의 힘 평형 방정식을 풀어 기낭 형상 도출

$$\tilde{\gamma} \tilde{T}_\theta \frac{d\theta}{ds} = -k \sum_e \tilde{r} \frac{d\tilde{r}}{ds} - (\tilde{z} - \tilde{z}_b) \tilde{r} \quad (1)$$

여기서, $\tilde{\gamma} = \frac{r}{\lambda}$, $\tilde{z} = \frac{z}{\lambda}$, $\tilde{z}_b = \frac{z_b}{\lambda}$, $\tilde{s} = \frac{s}{\lambda}$,

$$\tilde{T}_\theta = \frac{T_\theta}{b_g \lambda^2}, k = (2\pi)^{-\frac{1}{3}}$$

$$\sum_e = \frac{w_e g}{k b_g \lambda}$$

위 수식의 풀이 조건 및 방법은 참고문헌[7]에 설명되어 있다.

4) 만약 초기각도와 기낭의 길이 추정이 잘못 되었다면 상기 계산 절차를 적절한 기낭 형상이 나올 때까지 반복하여 최종 기낭형상을 도출한다. Fig. 5는 목표고도 30km, 유상하중 10kg, 기낭 필름 밀도 940kg/m³, 필름두께 20μm 조건일 때 고도상승에 따라 변화되는 Natural shape balloon의 기낭 형상으로, 30km 고도에서 완전히 팽창된 기낭의 형상을 확인할 수 있다.

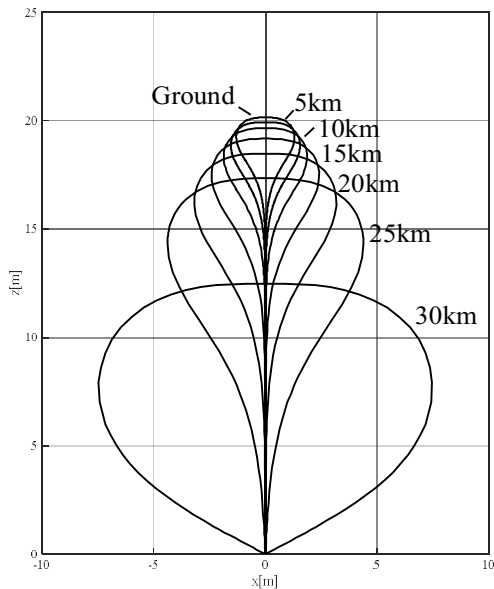


Fig. 5. Designed balloon shape and its variance according to the altitude [Class 30 km / 50 kg]

2.4 기낭 제작

기낭제작에 사용되는 재료는 대류권을 통과하면서 노출되는 저온환경에도 견딜 수 있는 낮은 취성온도(Low brittleness temperature), 높은 인장 강도(High strength), 높은 연신율(Elongation percentage), 높은 인열강도(Tear strength)를 가진 초경량 박막 재료이어야 한다.

미국, 일본 등 과학기구 선진연구국가에서는 자체 개발한 20 μ m 이하의 초경량 박막재료인 폴리에틸렌필름을 사용한다. 그러나 국내에서는 기구용 초경량 박막재료에 대한 연구 및 제작경험이 전무하고 과학기구 선진연구국가의 재료를 구할 수 없어 비행선 제작 시 사용되는 일반 폴리에틸렌 필름으로 기낭을 제작하였다.

기낭은 Fig. 6과 같이 고어(Gore)로 이루어져 있으며, 각 고어는 열 접합을 통하여 연결된다. 열 접합된 고어 연결 부분에는 고인장 폴리에스터

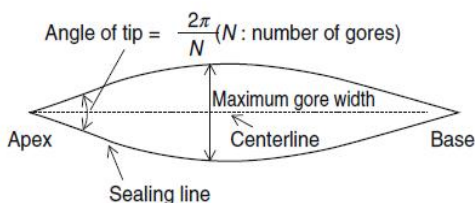


Fig. 6. Shape of a gore[7]



Fig. 7. Manufactured configuration of the envelope [Class 10 km / 3 kg]

섬유를 기낭의 정점(Apex)과 기저(Base)를 연결하는 자오선방향으로 접합하여, 기낭에 연결되는 곤돌라의 무게를 기낭 전체로 전달 및 분포하게 하여 기낭의 파손을 방지한다. Fig. 7은 제작된 목표고도 10km 유상하중 3kg급 영압력 기구의 기낭이다.

2.5 원격 측정, 추적 및 명령시스템

과학기구의 연구 목표 달성을 위해 원격 측정, 추적 및 명령 시스템(TT&C)이 필수적이다. 원격 측정 시스템은 기구에서 지상국으로의 단방향 통신 시스템이며, 비행 중 임무장비의 온도, 압력, 배터리, 전압과 같은 상태정보를 지상국으로 전송하여 기구의 운영 건전성을 분석한다. 추적 시스템은 탑재된 GPS모듈을 통해 기구의 위도, 경도 및 고도 정보를 지상국에 제공한다. 원격 명령 시스템은 임무종료를 위한 비행종료장치 작동 및 상승을 위한 밸러스트 밸브 작동과 같은 특정 임무를 수행하는 데 사용된다.

본 연구에서는 개발기간 단축, 개발비용 절약, RF(Radio Frequency) 초보자도 사용가능한 편의성, 상업용(COTS) 전자 제품과 오픈 소스 생태계와의 호환성을 고려하여 과학기구의 TT&C 시스템을 개발하였다. 전파법,과학기구의 운용 고도 및 거리를 고려하여 적정대역의 주파수를 선정하였으며, 통신 시스템의 신뢰성 확보를 위하여 링크버짓(Link-budget)을 계산하였다. 마이크로 컨트롤러 기반 RF 무선통신 모듈, Iridium 위성 시스템모듈로 구성된 TT&C 시스템은 Fig. 8 같이 기구의 필수임무장비가 탑재된 상부 곤돌라 및 비행종료장치에 각각 탑재되어있다.

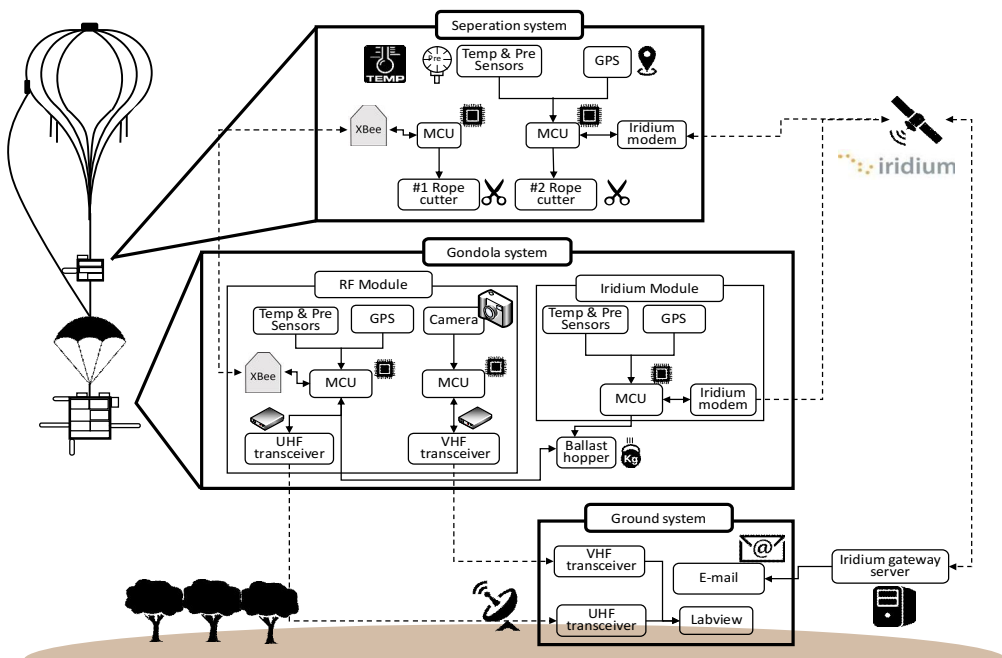


Fig. 8. Block diagram of the Telemetry, Tracking and Command Systems

2.5.1 주파수 선정

무선 통신 모듈에 주로 사용되는 주파수 대역은 ISM(Industry-Science-Medical) 밴드와 아마추어 무선 대역으로 구분할 수 있다. ISM 밴드는 산업, 과학, 의료용 전파용설비 등에 폭넓게 사용되고, 2.4GHz, 5GHz 등의 고주파수 대역으로 넓은 주파수 대역폭을 가지고 있어, 고속의 데이터 전송이 가능하다. 그러나, 고고도에서 사용시 타 기기에 간섭을 유발할 수 있으며, 10 dBm 이하의 소출력 기기에만 사용가능하도록 전파법 상 제한되어 있어 과학기구에서 사용하기에는 어려움이 있다.

아마추어 주파수 대역은 취미, 혹은 연구 목적으로 개인 또는 단체가 무선국으로 운용한다. 아마추어 무선기사 자격증을 보유시 100 W 출력 이내에서 자유롭게 사용이 가능하며, 자유공간손실(Free Space Loss)을 나타내는 식 (2)와 같이 동일하게 주어진 운용거리에서 주파수 대역이 낮을수록 손실이 적으므로 ISM 주파수 대역보다 장거리 통신에 이점이 있다.

$$FSL = 20\log_{10}(d) + 20\log_{10}(f) - 147.55 \quad (2)$$

여기서, d는 거리(km), f는 주파수(MHz)이다. 따라서, 과학기구의 무선통신을 위하여 아마추어 V/UHF 무선대역을 선정하였다. 장거리 송수신

의 신뢰성을 확보하기 위해 UHF 모듈의 Down-Link 및 Up-Link의 링크 마진을 해석하였으며, 그 결과 Table 1과 같이 각각 19dB이상으로 양호한 Link 결과를 보여주었다.

2.5.2 통신 장비

과학기구 RF 무선통신 시스템을 위하여 상용 V/UHF 송수신기가 사용되었으며, 세부 제원은 Table 2와 같다. 기구의 상태정보를 신뢰성 있게 수신하기 위하여 주파수 혼선시에 강한 FHSS와 데이터 패킷의 에러 검출 및 정정기능(FEC)이 있는 UHF 송수신기를 사용하였다. 실시간 정사진 송신을 위해서는 FEC기능이 있는 VHF 송수신기가 사용되었다.

RF 모듈의 고장, 건물 산과 같은 지상 장애물에 의한 전파간섭으로 인한 통신두절 상황을 대비한 다중화 조치로 저궤도 위성인 Iridium 통신을 사용하였다. Iridium 통신은 SBD(Short Bus Data) 방식으로 1회 최대 통신 가용 데이터의 크기는 송신 시 340 byte, 수신 시 270 byte이다. 탑재된 Iridium PCB 모듈에서 기구의 상태정보 데이터는 Iridium 위성 및 지상 Gateway 서버를 거쳐 사용자의 전자우편주소로 전달된다. 제어명령을 지상에서 기구로 전송하는 경우, Iridium gateway 서버주소로 제어명령을 첨부한 전자우편을 전송하면 지상 Gateway 서버 및 Iridium 위성을 거쳐 기구에 탑재된 Iridium 모듈에서 명령 데이터를 수신하여 부여된 제어임무를 수행한다.

Table 1. Link margin for the telemetry operations

(a) Down-Link

No.	Parameter	Value
1	On-board Transmitter power	30 dBm
2	On-board feeder losses	1 dB
3	On-board antenna gain	2.5 dBi
4	Free space path losses for 300km	134 dB
5	Ground receiver antenna gain	13 dBi
6	Ground receiver feeder losses	1 dB
7	Ground received power (No. 1 - 2 + 3 - 4 + 5 - 6)	-90.5 dBm
8	Ground receiver sensitivity	-110 dBm
9	Link Margin for telemetry (No. 7 - 8)	19.5 dB

(b) Up-Link

No.	Parameter	Value
1	Command Transmitter power	30dBm
2	Feeder losses	1dB
3	Transmitter antenna gain	13dBi
4	Free space path losses for 300km	134dB
5	On-board antenna gain	2.5dBi
6	On-board feeder losses	1dB
7	On-board received power (No. 1 - 2 + 3 - 4 + 5 - 6)	-90.5dBm
8	On-board receiver sensitivity	-110dBm
9	Link Margin for telecommand (No. 7 - 8)	19.5dB

개발한 소형 마이크로 컨트롤러 기반 Iridium 위성 모뎀을 활용한 TT&C 시스템은 기존 RF 통신을 사용하여 원거리의 기구를 추적할 때 필요했던 2m 크기의 고이득 자동 추적 안테나 및 이를 위한 안테나 서포터, 케이블, 랩탑과 같은 지상지원 장비 및 지상국을 설치하는 공간이 불필요하다.

따라서, 이에 따른 제반 비용 절감을 통한 경제성, 발사 후 인터넷이 연결된 어느 곳에서나 전자우편으로 기구의 상태정보를 실시간으로 관측 가능한 편의성, 곤돌라 임무장비의 경량화 등의 장점이 있다. 또한, 세계 전역에서 통신이 가능하므로 전파가시거리 제한에 따른 기구의 통신 두절 문제를 해결할 수 있다.

Table 2. V/UHF Transceiver specifications

	UHF Module	VHF Module
Communication Interface	UART	UART
Air data rate (Maximum)	128 Kbps	25 Kbps
Sensitivity	-109 dBm @64 kbps	-121 dBm @1 kbps
Frequency	430 MHz	144 MHz
Transmitting power	30 dBm (1 W)	27 dBm (500 mW)
Features	FHSS (Frequency Hopping Spread Spectrum) FEC (Forward Error Correction) Full-duplex	FEC (Forward Error Correction)

2.5.3 탑재 패키지(On-board package)

곤돌라 시스템에 탑재된 TT&C 장비는 고장에 대비한 다중화 개념으로 RF 모듈과 Iridium 모듈로 성되어 있다. 다음과 같은 기능을 수행한다.

1) 원격 측정

기구의 상태정보를 확인하기 위한 주 통신장비는 UHF 대역 RF 장비이며, 센서, MCU, UHF 송수신기로 구성되어 있다. 온도 센서는 최대 -55도의 저온이 측정 가능하며, 압력센서는 지상의 1/30인 공기밀도를 측정하기 위해 진공상태까지 측정 가능한 절대 압력계를 사용하였다. MCU는 측정한 상태정보를 UHF 송수신기를 통하여 15초 간격으로 지상국으로 송신한다. 이리듐 위성 통신은 보조 통신장비로 사용되며, 별도의 센서, MCU, 이리듐 모뎀으로 구성되어 있으며 30초 간격으로 전자우편으로 기구의 상태정보를 송신한다.

RF 모듈 중 VHF 대역 무선 장치는 카메라, MCU(Micro control unit), VHF 송수신기로 구성되어 있다. UART TTL 카메라로 촬영된 파일은 JPEG 파일로 microSD에 저장되며, 저장된 사진은 MCU의 명령을 통해 32 Byte의 패킷으로 분류되어 VHF 송수신기를 통해 지상국으로 실시간 전송된다. 12 MB 크기의 사진 1장을 수신하기 위한 소요 시간은 1분으로 설정하였다. 해상도는 VGA(640 X 480)급까지 촬영 가능하다. 본 연구에서 전송시간 감소 및 기구외부 식별이 가능한 수준의 해상도를 고려하여 QVGA(320 X 240)급으로 사용하였다. Fig. 9는 실시간으로 지상국에서 사진을 받고 있는 사진이다.

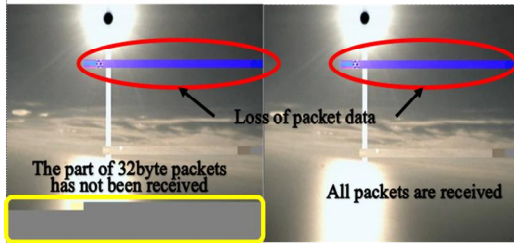


Fig. 9. Live Images from the Gondola

2) 원격 추적

U-blox Neo-6m GPS가 이중화 조치로 RF 모듈 및 이리듐 위성통신 모듈에 각각 탑재되어 있다. 이를 통해 기구의 경도, 위도, 고도, 수평 속도 정보를 실시간으로 확인 가능하다.

3) 원격제어

UHF 송수신기는 양방향 통신이 동시에 가능한 Full-duplex 기능이 있어, 지상으로 기구의 상태정보를 전송하면서, 지상국으로부터 수신된 비행종료 또는 발라스트 조절 명령을 동시에 수신하여 MCU로 전달한다. MCU에서는 비행종료 명령 수신시 경량, 저전력 Zigbee 무선 통신을 통하여 비행종료 시스템에 탑재된 #1 Ropecutter를 작동시키며, 발라스트 제어 명령 수신시에는 솔레노이드 밸브를 개폐한다. 이리듐 위성통신장비는 #2 Ropecutter 작동 및 밸러스트 제어를 보조적으로 수행한다.

비행종료 시스템에 탑재된 TT&C 장비는 기구의 분리를 위해 사용되며, 다중화를 위해 RF 모듈, Iridium 모듈을 상부 곤돌라시스템과 동일하게 동시에 적용하였다. 비행종료 시 분리된 기구의 위치 및 상태 파악을 위하여 GPS, 온도, 압력 센서가 탑재되어 있으며, 30초 간격으로 지상으로 정보를 송신하게 설정하였다(Fig. 10). 장시간 비행임무 시 배터리 소모 감소를 위해 통신간격은 사용자 의도에 따라 연장 조정이 가능하다.

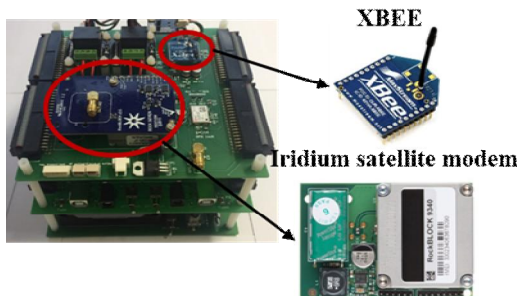


Fig. 10. Electronics of the flight termination system



(a) VHF Yagi antenna



(b) UHF Yagi antenna



(c) GUI for receiving the live still images



(d) GUI for receiving the status information

Fig. 11. Developed Ground TT&C system

2.5.4 지상국 패키지(Ground station package)

지상국 장비는 Fig. 11과 같이 V/UHF Yagi 안테나, V/UHF 송수신 모듈, 과학기구 사진/ 상태정보 확인을 위한 Labview GUI 프로그램으로 구성되어 있다.

VHF Yagi 안테나 9dB의 이득(Gain)을 가진 1.5 m의 지향성 안테나로 기구에 탑재된 카메라에서 촬영한 데이터를 수신한다. 이 데이터는 VHF 송수신 모듈을 통하여 복조된 후 과학기구 Labview 정사진 GUI를 통하여 실시간으로 사용자에게 전달된다.

UHF Yagi 안테나는 13dB의 이득을 가진 2m급 지향성 안테나로 기구 상태정보 수신 및 제어명령을 전송한다. 수신된 기구 상태정보는 UHF 송수신 모듈을 통하여 복조된 후 Labview 추적 및 제어 GUI 창에 전시된다.

2.6 비행종료 장치

비행이 승인된 임시공역을 이탈하여 타 항공기의 운항안전을 위협하는 상황을 방지하거나, 또는 주어진 비행 임무를 종료하고 임무장비를 회수하기 위하여 신뢰성 있는 비행 종료장치가 요구된다. 비행종료 장치는 기구의 기저에서 낙하산 상부까지 연결된 고인장력 지지줄(Suspension Line)을 분리하는 장치이다. 일본 JAXA/ISAS에서는 파이로테크닉을 활용한 선 절단장치(Rope Cutter)를 활용하여 기구를 분리한다(Fig. 12).

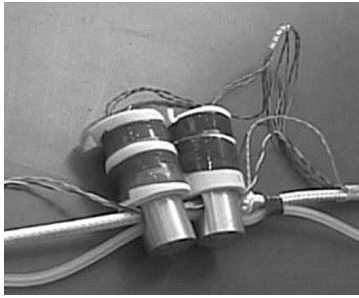


Fig. 12. Rope cutter[7]

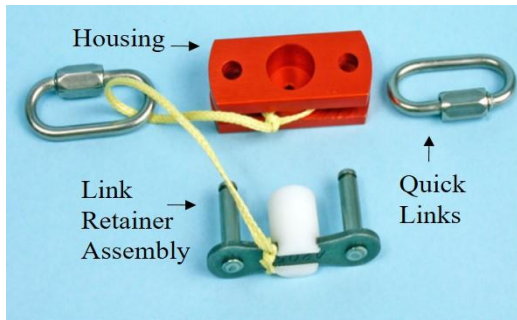


Fig. 13. Tender descender

그러나 이러한 선 절단장치 제품은 군수 통제 품으로 분류되어 국내/외에서 민간으로 판매가 제한되어 있으며, 소량 주문생산이기 때문에 국내 방산 업체에서 제작하기도 쉽지 않다. 따라서 이에 따른 대안으로 부력과 임무장비의 하중을 양방향으로 견디며 흑색화약과 과염소산칼륨의 연소반응의 폭발력을 활용하여 기구 분리작동이 가능한 Tender Descender(Fig. 13)를 사용하였다.

기낭 기저와 낙하산 상부의 지지줄을 분리하기 위한 다중화 조치로 UHF, 이리듐 위성통신용 Tender Descender 각 1개를 Quick links를 이용하여 상호 체결한 후 지지줄에 연결하였다.

분리 제어 명령을 위해 다음과 같은 2가지 방법이 사용되었다.

1) 무선통신을 통한 기구분리 원격제어

주어진 임무가 종료, 또는 안전에 저해되는 상황이 발생 시 실시간으로 기구의 비행을 종료시키는 방법이다. UHF 주파수 대역을 활용하여 기구에서 분리 명령을 수신 시, 연소반응을 일으키기 위해 Relay circuit을 작동시켜 전기적 신호가 Tender descender로 흐르게 한다. 지상국으로 작동완료 신호를 전송하게 하여 비행종료자치의 정상작동 여부를 실시간으로 확인할 수 있게 하였다. 또한, RF의 가시거리(Line of sight)가 확보되지 않을 경우를 대비하여 Iridium 위성통신을 통하여서도 실시간으로 작동시킬 수 있도록 하였다.

2) Timer를 활용한 비행종료 장치

Timer 기능은 원인 미상의 고장이 발생하여 무선통신을 통한 기구분리 명령이 불가할 시 안전장치로서 사용된다. 발사 전 설정한 시간에 기낭과 낙하산사이의 지지줄을 분리시키는 방법이다. 마이크로 컨트롤러에 내장된 Clock 기능을 이용하여 임무형상에 요구되는 비행운용시간을 설정하여 그 시간에 도달 시 기폭신호가 작동하여 Tender descender를 분리한다. 또한, 기존 계획보다 연장된 임무시간 필요 시 지상국에서 필요 임무시간만큼 기구의 Timer 설정을 조절 가능하다.

2.7 발라스트(Ballast) 및 사출장치

기구의 상승속도를 증가 시키거나 일몰 후 부력가스의 온도 저하로 부력이 감소하여 기구의 고도가 하강하는 일몰효과를 보상하여 고도를 유지하기 위해 비행 중 탑재한 끈돌라의 무게를 감소시키는 발라스트가 필요하다.

발라스트는 주로, 모래, 철가루, 에틸알콜 등이 사용되며, 본 연구에서는 어는점이 159K로 극 저온에서도 사용가능한 에틸알콜을 사용하였다. 챔버에 탑재된 발라스트를 사출하기 위한 장치로는 저온에서 동작이 가능한 NC(Normal Close)형 솔레노이드 밸브를 사용하였다(Fig. 14). 소형 영압력기구에서는 끈돌라의 유상하중의 제한으로 발라스트의 비행시험은 실시하지 못하고 지상시험만 수행하였다. 지상에서 UHF 및 이리듐 위성통신을 활용한 솔레노이드 밸브 개폐 원격제어를 수행한 결과 정상 작동하는 것을 확인하였지만, 향후 30km/50kg급 과학기구 비행시험을 통하여 추가적으로 작동신뢰성을 검증할 예정이다.

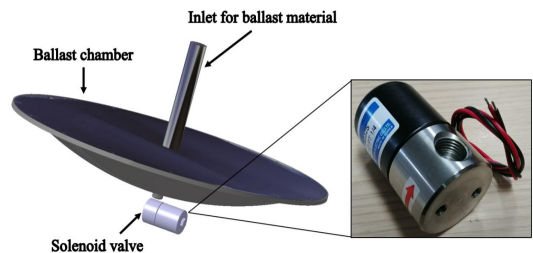


Fig. 14. Solenoid valve and ballast chamber

III. 비행시험

3.1 비행절차

기구가 임무 수행 중 노출되는 환경은 200K의 저온, 12hPa의 지상보다 84배나 낮은 저압 환경

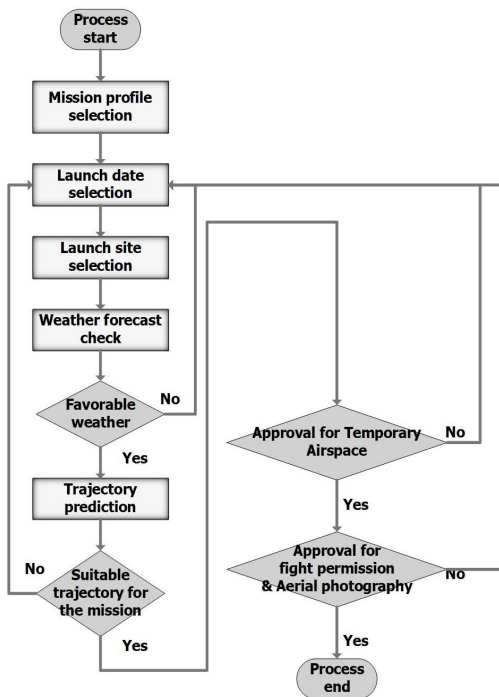


Fig. 15. Pre-launch flowchart

이다. 따라서 제작한 소형 기구시스템의 작동신뢰성 확인을 위하여 실제 환경에서의 비행시험이 필수적이다. 비행 시험 절차는 비행 전 단계, 발사 및 임무수행 단계, 비행종료 및 회수단계로 구분된다.

첫 번째, 비행 전 단계는 Fig. 15와 같다. 이 단계에서는 기구의 체공시간, 임무고도, 유상하중 무게 등의 임무형상을 결정하고 기구발사를 위한 날짜와 장소를 선정한다. 선정된 날짜의 기상데이터를 확인하여 비행이 가능한 양호한 기상인지 확인 후, 개발한 기구궤적 예측 프로그램[8]을 활용하여 예상 비행경로를 검토한다. 검토 중점 사항은 기구의 인구밀집지역 회피 및 항공로 침범 여부 등의 안전사항과 비행 종료 시 기구의 예상 위치가 임무장비 회수가 가능한 지역인지 확인하는 것이다.

예상비행경로가 안전사항을 위배하지 않고, 회수가 가능한 것으로 판단되면, 이 후 비행시간 동안 시험비행 장소 상공을 사용하기 위한 임시공역 신청이 필요하다. 국토교통부 항공관제국에서 항공기 운항안전을 고려하여 임시공역 할당 가부를 정하여 통보 하여준다. 임시공역 할당이 인가되면 국토교통부 항공운항과에 비행승인 신청서를 작성하여 비행허가를 받고, 불가 시에는 비행일자 선정단계로 돌아가 다시 절차를 진행한다.

Table 3. Classification of unmanned free balloons

Characteristics	Payload mass(kg)						
	1	2	3	4	5	6	more
Rope or other suspension 230newtons or more							
Individual payload package Area density							
Area density more than 13g/cm ²							
Area density less than 13g/cm ²							
Combined mass if suspension or area density are not factors							

Table 3과 같이 과학기구는 항공법상 “초경량 비행장치중 기구류”로 분류 되므로, 고정익 항공기를 위한 운항기술 기준의 무인자유기구 분류에 따른 운영 규정을 충족하여야만, 비행허가가 가능하다[9].

본 비행시험에 사용되는 유상하중 3kg급 소형 무인자유기구는, 중/대형 과학기구가 의무적으로 장착해야 할 항공기의 위치 및 고도 정보를 항공관제센터로 전송하는 ATC(Air Traffic Controller) 트랜스폰더, 레이더 반사기(Radar reflector) 및 이중 비행종료 장치(Dual flight termination device) 관련 행정 절차를 진행할 필요가 없어, 비교적으로 비행 승인절차가 간소하다.

두 번째는 기구 발사 및 임무수행 단계이다. 기구 발사 시 부력 형성을 위한 헬륨주입 절차가 필요하다. 이 때 얇고 쉽게 찢어지는 기낭 필름이 손상되지 않도록 세심한 주의가 요구된다. 지상에서 소형 과학기구의 취급 및 발사 절차는 다음과 같다.

- 1) 기낭 이송박스를 바람의 외란 영향이 없는 격납시설로 이동
- 2) 바닥에 기낭의 찢어짐을 방지하기 위한 보호 매트 설치
- 3) 기낭을 높이 방향으로 길게 매트위에 나열

후 육안 손상 검사

- 4) 기낭 하부 지지줄을 무게추에 고정 후 헬륨 주입 및 헬륨 누출 검사
- 5) 임무필수장비 정상작동 확인 후 지지줄에 장비 체결
- 6) 기낭의 상승을 방지하는 무게추를 제거하고 격납시설 밖으로 이동 후 발사
- 7) 발사 후 임무필수장비 상태정보 정상 수신 확인

기구의 부력은 대기와 부력가스의 밀도차로 생성되며, 부력가스는 주로 헬륨 또는 수소가 사용된다. 본 연구에서는 취급 안정성을 고려하여 헬륨을 사용하였다. 등속도로 안정적인 상승속도를 유지 위하여 통상 총 기구 시스템 중량(The total weight of the balloon system)의 10%에 해당하는 추가적인 부력이 요구된다[1]. 헬륨주입량은 식 (3)의 이상기체 방정식을 이용하여 계산한다.

$$\rho_{He} = \frac{pM}{RT} [kg/m^3] \quad (3)$$

ρ_{He} 는 부력기체 밀도이고 M는 물질량, R은 일반기체상수, T는 온도이다. 부력기체의 단위 부피당 유효 부력은

$$b = (\rho_{air} - \rho_{He})g \quad (4)$$

이며, 총 기구시스템 중량에서 부력가스의 무게를 제외한 기구시스템의 중량(The weight of the balloon system)인 W를 단위부피당 부력으로 나누면 필요한 부력가스의 부피를 구할 수 있다.

마지막으로, 비행 종료 및 회수 단계이다. 임무 수행 완료 후 비행종료장치를 사용하여 기구를 낙하시킨다. 낙하 속도는 낙하산의 크기 및 공기 밀도에 의해 결정된다. 통상 7m/s의 종단속도를 고려하여 적절한 낙하산의 크기를 선정한다[1]. 지상국에서 위성 또는 UHF 무선 모듈을 이용하여 비행종료 명령을 전송한다.

필수임무장비에 탑재된 GPS 장치가 무선통신을 통해 지상국 및 회수팀으로 위치정보를 지속적으로 제공하지만, 회수 성공률 증대를 위해 낙하한 임무 장비를 가능한 한 빨리 찾아 회수하는 것이 권장된다. 회수 방법은 육상회수와 해상회수로 구분된다. 미국 NASA, 또는 인도의 TIFR (Tata Institute of Fundamental Research)의 경우 인구밀도가 낮은 넓은 내륙 지역에서 육상회수 방법을 사용한다. 일본 JAXA/ISAS의 경우에

Table 4. Search and recovery procedure

Time to separation (Min.)	Operation
H-150	The recovery team departs near the expected landing point.
H-60	Arrive and stay near the expected landing point
H	Gondola separation Keep the location of the descending gondola and envelope informed to the recovery team
H+40	Gondola landing Recovery team approaching to the landed point of the gondola
H+60	Gondola recovery starts by the recovery team.
H+90	Recovery team approaching to the landed point of the envelope
H+120	Envelope recovery starts by the recovery team.
H+150	Search and recovery boats return to the port

는 좁고 긴 열도의 지형적 제한 및 수 톤의 고중량 임무장비로 인한 낙하 피해 우려로 40년 전부터 해상 회수방법을 수행하고 있다.

본 연구에서는 산악지형이 많고 인구밀도가 높은 국내 환경을 고려하여 일본 JAXA와 같이 해상 회수방법을 사용하였다. Table 4는 해상회수 세부절차이다.

해상에서 회수할 경우 분리 전후 약 2시간 반 정도의 준비 및 회수 시간이 소요될 것으로 예상하였다. 회수 준비 시간은 선박을 이용한 착륙 예상 지점에서의 이동과 대기시간을 고려하여 결정하였고 회수 시간은 최종 착륙지점으로 이동, 기구 회수 후 복귀를 포함한다.

해양환경 보호를 위하여 폴리에틸렌 필름으로 제작된 기낭을 회수하여야 하며, 기낭 하부에 매달린 비행종료장치 구성품에도 GPS 위치 추적 장치가 탑재되어 있기 때문에 용이하게 위치를 파악할 수 있다.

Figure 16은 선박에 탑재한 기구 추적장비로 회수팀에서도 기구의 실시간 위치를 지상국과 별도로 파악 할 수 있게 하였다. 이를 통해 지상국에서 기구의 위치를 추적할 수 없게 되는 상황에서도 회수팀이 독자적으로 회수 절차 수행이 가능하게 하였다.

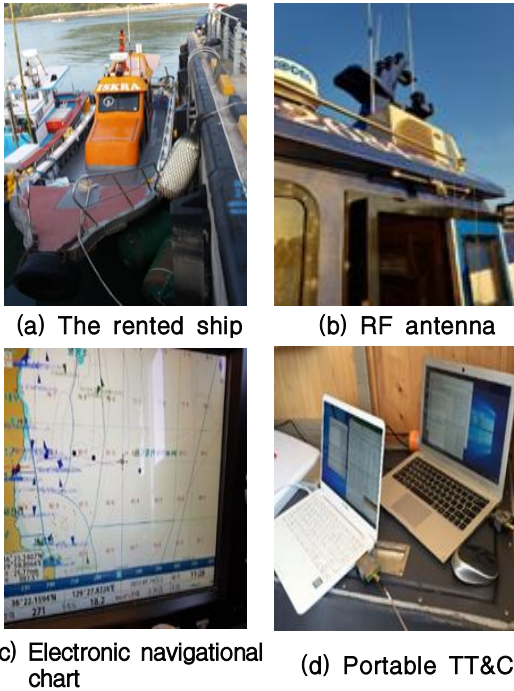


Fig. 16. Shipboard TT&C system

3.2 비행시험 결과 및 논의

비행시험을 위해서 임시 공역이 필요하나, 국내에서 지상지원시설의 제공을 받으면서 편리하게 비행시험을 할 수 있는 고흥 항공센터에서 실험을 진행하였다. 임시 공역할당을 받기 위해서는 최소 2주 전까지 대전이남 지역을 관할하는 부산지방 항공관제국과 협의가 필요하다.

Figure 17은 고흥항공센터에서 비행시험을 위하여 허가 받은 임시공역이다. 항공센터로부터 가장 멀리 떨어진 수평 거리는 약 42km이다. 5 km 고도의 평균 풍속을 15m/s로 가정 시 60분 이동시 약 54km의 수평거리를 이동하기 때문에 1시간 이상 비행이 진행되면 지정된 공역을 이탈하는 문제가 발생하여, 기구의 비행시험을 수행하는데 어려움이 있었다.

비행승인 시간은 군 항공기운용이 최소인 주말에만 비행허가가 가능하였다. 국내 항공로가 지나가는 지역을 제외하면 대부분 군사작전구역으로, 평일에는 비행을 제한하고 있다.

기구의 최적 발사 시간은 대기가 안정하여 바람에 의한 외란이 적은 일출 전 박명시간이다. 이는 쉽게 찢어지는 기낭을 취급하기 가장 안전한 시간이기도 하다. 하지만 고흥 주변을 지나가는 V-543, A-586 항공비행로에 박명시간에 운항하는 항공편이 있어 항공기와의 운항안전성을 고려

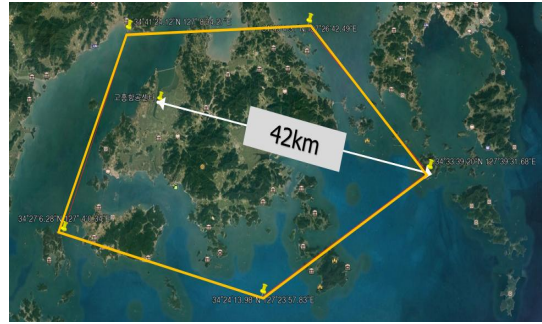
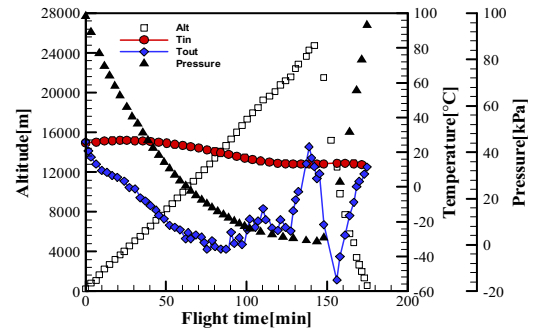


Fig. 17. Temporary airspace of the Goheung

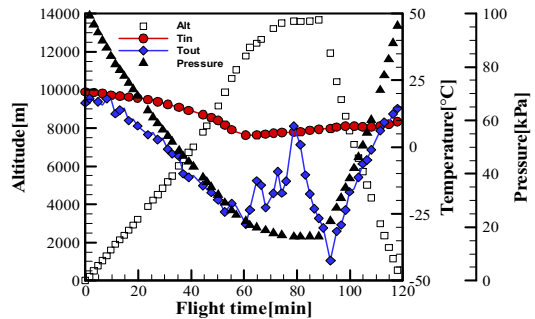
하여 기구의 비행시간을 7시 30분 이후로 결정하였다. 이 시간대는 외란이 커 기낭 파손의 위험이 우려되므로 추후에는 발사시간을 보다 앞당길 필요가 있다.

제작한 TT&C 시스템 작동 신뢰성 확인 및 운용기술 확보를 위해 고무벌룬 6회, 영압력기구 2회의 총 8회의 비행시험을 진행하였다.

Figure 18은 단열제를 부착한 곤돌라에 탑재된 TT&C 시스템을 각각 고무벌룬, 영압력기구에 장착하여 획득한 내/외부 온도, 대기압, 고도 정보이다. 고무벌룬은 최대 고도 25km에 도달하였으며 지상국에서 정상적으로 상태정보를 지속적으로 수신하였다.



(1) Rubber balloon flight



(2) Zero pressure balloon flight

Fig. 18. Flight data



(a) Live images from VHF module (b) Recorded image from the recovered on-board camera

Fig. 19. Images from the live camera and On-board camera

Figure 19는 VHF 모듈로 지상국에서 실시간으로 수신한 정사진과 회수 후 카메라에서 획득한 동사진이다. 기구의 고도가 상승함에 따라 전파가시거리확보 및 지상장애물에 의한 전파간섭 영향이 줄어들어, Fig. 9와 같이 중간에 사진데이터 손실 없이 양호한 사진 데이터를 수신되는 것을 확인할 수 있다.

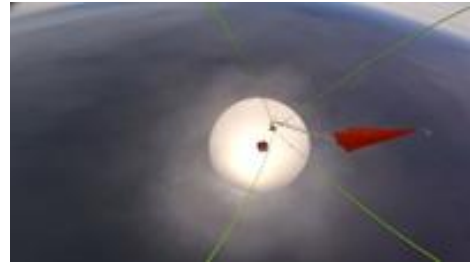
본 비행시험에서는 비행종료 제어회로의 정상적인 작동을 위하여 단열성이 양호한 Isopink를 활용하였으며, 저온환경에 직접 노출된 비행종료장치 정상작동 검증을 위하여 고고도 과학기구가 대류권을 통과하면서 노출되는 약 200K의 최저 온도 환경을 가정하여 지상시험을 진행하였다.

폭발 파편으로 인한 피해 예방 및 경제성을 고려하여 대용량 아이스박스 내부에 드라이아이스를 넣어 대류권과 유사한 환경을 모사하였다. 약 2시간동안 분리장치를 저온환경에 노출시킨 후 기폭신호를 보내 작동시킨 결과 정상적으로 분리되는 것을 확인하였다. 이후 6회의 비행시험종료 및 일정시간 경과 후 자율적으로 분리되는 Timer 기능구현을 모두 성공적으로 수행하였다. Fig. 20은 비행 종료 명령 수신시 고무벨룬에서 Tender descender가 분리되어 낙하산이 산개되는 사진이다.

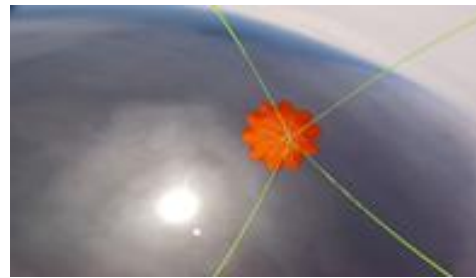
해상회수 시험은 경북 축산항에서 수행하였다. 오전 7시에 발사를 수행하였으며 45분 뒤 분리 명령을 송신하였다. Fig. 21은 목표 고도 10km, 유상하중 3kg급 영 압력 기구의 실 비행 궤적이다. 기구에 탑재된 GPS 수평 속도 데이터 분석 결과 고도가 상승함에 따라 풍속이 증가하였으며, 5km 이상 고도에서는 30m/s 이상의 속도로 비행하여 승인된 공역 이탈이 우려되었다. 또한, 기구의 해상착수 지점으로 회수팀 선박의 신속한



(a) Before separation



(b) Moment of separation



(c) parachute deployment

Fig. 20. The process of parachute deployment

접근이 불가할 것으로 예상되었다. 따라서, 해상 회수 시험 목적에 맞게 약 7.3km 고도에서 비행을 조기 종료하였다. 발사 시작부터 약 1시간동안 대기 및 기구의 상태정보를 받는데 성공하였고 분리도 성공적으로 수행되었으나 결과적으로 끈돌라의 회수에는 실패하였다.

측정된 데이터를 분석한 결과 낙하속도가 약 23m/s로 예상 중단 속도인 7m/s보다 세 배 이상 빨랐고, 이로 인해 끈돌라가 착수 시 파손되어 전자장비가 침수된 것으로 판단된다. 이러한 빠른 낙하속도는 낙하산이 제대로 산개되지 못한 것을 의미하며, 발사 시 동영상을 분석한 결과 낙하산 줄꼬임을 확인할 수 있었다. 이러한 현상을 방지하기 위해 이후 발사 시에는 외란이 없는 격납시설에서 면밀한 발사 전 최종점검이 필요할 것으로 판단된다. 또한, 향후 시제품 제작 시 끈돌라의 방수 성능을 향상시킬 필요가 있다.

IV. 결 론

본 연구에서 비용 효율적인 고고도 과학기구 체계개발을 위하여 상용품을 활용하여 소형 영압력기구 시스템을 설계 및 제작하였다. 고무벌룬 6회, 영압력기구 2회의 비행시험을 진행하여 TT&C의 작동신뢰성 검증 및 과학기구 발사/추적 관련 운용기술을 확보하였다. 세부내용은 다음과 같다.

첫째, 소형 영압력기구 시스템을 설계 및 제작하였다. 폴리에틸렌 필름을 이용하여 기낭을 제작하였고 임무수행에 핵심적인 TT&C는 마이크로 컨트롤러 기반 V/UHF모듈과 Iridium 위성 시스템을 이용해 개발하였다.

둘째, 제작한 기구 시스템의 작동신뢰성을 확인하기 위하여 총 8회의 비행시험을 실시하였다. 고무벌룬 및 영압력 기구를 활용한 비행 실험결과 개발된 TT&C시스템이 안정적으로 기구의 상태정보 및 제어명령을 송수신함을 확인하였다.

셋째, 기구 임무장비 낙하로 인한 대민피해 방지 및 용이한 임무장비 회수를 고려하여 해상회수 절차를 추진하였다. 그러나 기낭과 분리된 낙하산의 미전개로 임무장비가 침수되어 해상 회수를 실패하였다. 해상 회수 성공률 증대를 위해 향후 발사 전 면밀한 기구 최종점검을 할 수 있는 격납시설을 보유한 장소와 낙하 충격에 강한 방수 기능 향상이 필요하다.

후 기

본 연구는 거대과학연구개발사업의 ‘비용 효율적인 우주환경 시험 플랫폼 제공을 위한 고고도 과학기구 개발’의 과제명으로 한국연구재단의 지원을 받아 진행되었다(NRF-2015M1A3A3A02027433).

References

1) Ahn, H. S. et al., “Measurements of cosmic-ray secondary nuclei at high energies with the first flight of the CREAM

balloon-borne experiment,” *Astroparticle Physics*, Vol. 30, Issue 3, 2008, pp. 133-141.

2) Nobuyuki Yajima, et al., “Scientific Ballooning-Technology and Applications of Exploration Balloons Floating in the Stratosphere and the Atmospheres of Other Planets,” Springer New York, 2009.

3) Katikala, S., “GOOGLETM PROJECT LOON,” *InSight: Rivier Academic Journal*, Vol. 10, No. 2, 2014, pp. 1 - 6.

4) 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.

5) Jeffrey Chin, Anthony Roberts, and Jeremiah McNatt, “Avionics and Power Management for Low-Cost High-Altitude Balloon Science Platforms”, NASA/TM-2016-219148, NASA, U.S.A., 2016.

6) Margarita Safonova, Akshata Nayak, A. G. Sreejith, Joice Mathew, Mayuresh Sarpotdar, S. Ambily, K. Nirmal, Sameer Talnikar, Shripathy Hadigal, Ajin Prakash, Jayant Murthy, “An Overview of High-Altitude Balloon Experiments at the Indian Institute of Astrophysics”, *Astronomical and Astrophysical Transactions (AApTr)*, Vol. 29, Issue 3, 2016, pp. 397 - 426.

7) Yajima, N., Imamura, T., Izutsu, N., and Abe, T., *Scientific Ballooning*, Springer, Berlin, 2004.

8) Lee, Y. S. and Yee, K. J. “Numerical Prediction of Scientific Balloon Trajectories While Considering Various Uncertainties”, *Journal of Aircraft*, Vol. 54, No. 2 (2017), pp. 768-782.

9) Ministry of Land, Infrastructure and Transport, “Flight safety regulations for aeroplanes-unmanned Free Balloons Operation,” pp. 79-81.