

## 비행선 여압장치 설계 및 시험

이용교<sup>†</sup>·김동민\*·이진우\*·염찬흥\*\*

### Design and Tests of an Airship Pressurization System

Yung-Gyo Lee, Dong-Min Kim, Jin-Woo Lee, Chan-Hong Yeom

**Key Words:** Airship(비행선), Pressurization(여압), Buoyancy(부력), Ground Test(지상시험)

#### Abstract

Pressurization system of a 50m unmanned airship was manufactured according to the detailed design. In this paper, the whole procedures including system design, simulation and fabrication were described. The fabricated parts were ground tested to check compliances with design requirements. Ground tests include operational tests, leakage tests, endurance tests and low temperature environmental tests. Results shows pressurization system of a 50m unmanned airship meets design requirements. Currently, pressurization system is installed to the KARI airship, Via 50, and performance verification through the flight tests are being conducted.

#### 1. 서론

##### 기호설명

- h : 고도
  - M : 질량
  - Q : Volume Flow Rate
  - R : 기체상수
  - ROC : 상승률
  - Ta : 외기온도
  - $\rho$  : 밀도
- 하첨자
- He : 헬륨
  - 1,2,3 : , 중앙 및 후방 공기낭
  - 0 : 초기치

비행선의 상승 또는 하강시 외기의 압력변화에 관계없이 비행선 기낭에 작용하는 용력을 일정 범위내로 유지하기 위해 비행선의 내압(비행선 내부압력과 외기압의 차압)이 일정하게 된다<sup>1</sup>.

본 연구의 대상인 50m급 연식비행선의 경우 여압장치를 이용하여 내압이 35~5 mmAq 범위를 유지하도록 설계하였으며, 비행선 기낭의 부피는 4091m<sup>3</sup>이고, 5km 이하에서 최대 2400 m<sup>3</sup>이다. 설계된 여압장치의 작동여부의 적절성 및 효율적인 전력 운용을 위하여, 상승 및 하강 비행시 고도에 따른 비행선 내부의 압력 변화를 예측하여 제어 논리에 반영하였다.

이러한 해석 결과를 토대로 상세설계가 완료되었으며, 내구성 시험 및 누설시험을 포함한 지상시험을 통하여 설계 요구조건을 만족함을 검증하였다.

제작된 여압장치는 한국항공우주연구원의 50m 비행선( Via 50 )에 설치되어, 전남 고흥에 위치한 항공센터에서 수행중인 비행시험을 통하여 그 성능을 검증하고 있다.

---

† 한국항공우주연구원 항공체계실 비행선그룹  
E-mail : lyg@kari.re.kr  
TEL : (042)860-2353 FAX : (042)860-2006

\* 한국항공우주연구원 항공체계실 비행선그룹

\*\* 한국항공우주연구원 항공체계실

---

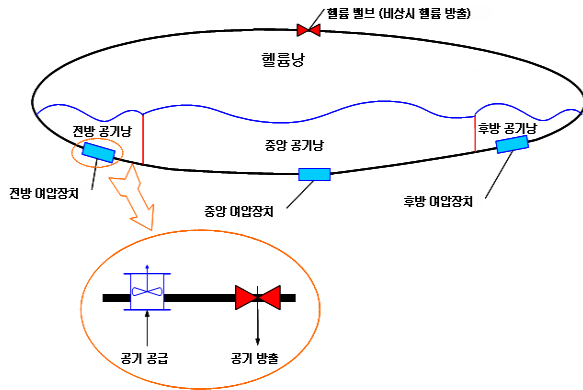


Fig. 1 Pressurization System of an Airship

## 2. 설계 및 제작

### 2.1 설계요구조건

여압장치의 설계요구조건은 개발규격서에 정의되어 있으며 이를 요약하면 다음 표와 같다. 여기서,  $V = 3m/s$  이다.

Table 1 Design Requirements

구성품	항목	요구 조건
헬륨 압력 조절기	위치	플랫폼 적도의 상향 10 : 아래의 기낭 표면
	작동 방식	자동 및 수동, 95mmAq 이상에서 자동 열림
	용량	최대 헬륨 운용압력의 1.25 이하를 유지하며 설계 상승율로 압력고도 이상 상승가능
공기낭 압력조절기	작동 방식	자동 및 수동, 75mmAq 이상에서 자동 열림
	용량	최대 헬륨 운용압력의 1.15 이하를 유지하며 설계 상승율로 압력고도까지 상승 가능
		기낭 압력을 최소 규정치(35 mmAq) 이상으로 유지하며 최대 설계 하강률로 하강 가능
기낭압력	정상 비행시 압력 범위 : 35 ~ 55 mmAq	
중량		150 kg 이하

### 2.2 용량 설계 결과

이상의 설계 요구조건을 만족하는 여압장치,

즉 팬과 밸브의 용량은 다음과 같다.

Table 2 Capacity Estimation

구 분	총 용량	
	m <sup>3</sup> /s	CFM
전방 공기낭	0.5	1059
후방 공기낭	0.5	1059
중양 공기낭	1.0	2119

### 2.3 압력제어 로직 설계

#### 가정

##### A. 비행선의 전체부피는 일정

내부적으로 전방/ / 후방 공기낭과 헬륨낭 각각의 부피는 비행선의 상승 및 하강에 따라 변화하지만 비행선 전체의 부피는 변화가 없도록 제어하므로 비행선 전체의 부피는 일정하다고 가정할 수 있다.

$$V_1 + V_2 + V_3 + V_{He} = V = \text{const.}$$

$$-\frac{dV_1}{dh} + \frac{dV_2}{dh} + \frac{dV_3}{dh} + \frac{dV_{He}}{dh} = 0 \quad (1)$$

##### B. 비행선 내부의 기낭온도는 외기온도와 동일

고도변화에 따른 외기 온도 변화는 일정 시간을 두고 비행선의 각 기낭 내부 온도와 평형을 이룰 것이나 본 논문에서는 간단한 Simulation : 통해 여압장치의 압력제어 능력을 검증하는데 목적이 있으므로 비행선 내부와 외부 사이에 순간적으로 열적 평형이 이루어진다고 가정한다.

$$T_{He} = T_1 = T_2 = T_3 = T_a \quad (2)$$

##### C. 기낭 및 각 공기낭의 압력은 동일

비행선 외기의 압력변화는 내부 기체의 압력에 영향을 주나 여압장치를 통한 내부 기체의 체적 제어를 통하여 순간적으로 내압을 일정 범위 이내로 조절함과 동시에 내부 각 기낭간의 격막 위치가 조절되므로 각 기낭 사이의 압력은 순간적으로 평형을 이루게 된다.

$$\begin{aligned}
 P_{He} &= P_1 = P_2 = P_3 \\
 \rho_{He} R_{He} T_{He} &= \rho_1 R T_1 = \rho_2 R T_2 = \rho_3 R T_3 \\
 \rho_{He} R_{He} &= \rho_1 R = \rho_2 R = \rho_3 R \quad (3)
 \end{aligned}$$

**상승비행시 지배방정식**

비행선이 상승비행을 하게 되면 고도가 높아짐에 따라 대기의 압력이 낮아지게 되어 내부 압력과의 차압이 증가한다. 따라서 차압을 일정하게 유지하기 위해 상승비행시에는 밸브를 통해 공기낭의 공기를 방출하는 과정을 적용하여 지배방정식을 유도한다. 1 Control Volume 1 (1방 공기낭)

$$\begin{aligned}
 -\frac{dM_1}{dt} &= -\rho_1 Q_1 \\
 -\frac{d(\rho_1 V_1)}{dt} &= -\rho_1 Q_1 \\
 V_1 \frac{d\rho_1}{dt} + \rho_1 \frac{dV_1}{dt} &= -\rho_1 Q_1 \\
 V_1 \frac{d\rho_1}{dh} \frac{dh}{dt} + \rho_1 \frac{dV_1}{dh} \frac{dh}{dt} + \rho_1 Q_1 &= 0 \\
 \frac{dh}{dt} &= ROC \\
 V_1 \frac{d\rho_1}{dh} ROC + \rho_1 \frac{dV_1}{dh} ROC + \rho_1 Q_1 &= 0 \quad (4)
 \end{aligned}$$

중앙 및 후방 공기낭에 대해서도 같은 방법으로 다음의 식을 얻을 수 있다.

$$V_2 \frac{d\rho_2}{dh} ROC + \rho_2 \frac{dV_2}{dh} ROC + \rho_2 Q_2 = 0 \quad (5)$$

$$V_3 \frac{d\rho_3}{dh} ROC + \rho_3 \frac{dV_3}{dh} ROC + \rho_3 Q_3 = 0 \quad (6)$$

식 (1), (3) [(4)+(5)+(6)]

$$\begin{aligned}
 (V_1 + V_2 + V_3) \frac{d\rho_1}{dh} + \rho_1 \left[ -\frac{dV_1}{dh} - \frac{dV_2}{dh} - \frac{dV_3}{dh} \right] \\
 + \frac{\rho_1}{ROC} (Q_1 + Q_2 + Q_3) = 0
 \end{aligned}$$

$$(V - V_{He}) \frac{d\rho_1}{dh} + \rho_1 \left( -\frac{dV_{He}}{dh} \right) + \frac{\rho_1}{ROC} Q = 0$$

$$V_{He} = -\frac{M_{He}}{\rho_{He}} = -\frac{R_{He}}{R} \frac{M_{He}}{\rho_1}$$

$$-\frac{dV_{He}}{dh} = -\frac{R_{He}}{R} \frac{M_{He}}{\rho_1^2} \frac{d\rho_1}{dh} = -V_{He} \frac{1}{\rho_1} \frac{d\rho_1}{dh}$$

$$V \frac{d\rho_1}{dh} + \frac{Q}{ROC} \rho_1 = 0$$

$$\therefore -\frac{d\rho_1}{dh} + \frac{Q}{V \cdot ROC} \rho_1 = 0 \quad (7)$$

여기서,  $Q = Q_1 + Q_2 + Q_3$

식 (7)

$$\rho_1 = \rho_0 \exp\left(-\frac{Q(t-t_0)}{V}\right) \quad (8)$$

식 (8)로부터 고도에 따른 비행선 공기낭의 밀도 변화를 구할 수 있으므로, 비행선 내부의 압력( $P_{airship}$ ) : 상태 방정식과 고도에 따른 대기의 온도분포를 이용하여 식 (9), 또한 고도에 따른 외기 압력( $P_{atmosphere}$ ) : 표준 대기 모델로부터 구할 수 있다.

$$P_{airship} = \rho_1(k) \cdot R \cdot T(k) \quad (9)$$

밸브가 닫혀 있는 경우, 밸브를 통해 방출되는 공기의 양이 없고 따라서 공기낭의 부피 변화가 없으므로 밀도가 일정하다. 이 경우 내압은 다음 식으로 단순히 계산된다.

$$\Delta P = P_{airship} - P_{atmosphere}$$

밸브가 열리는 경우, 열리는 순간의 공기낭의 밀도로부터 계속적으로 밀도가 변화하므로 식 (8) ( ) | 따른 내압을 계산할 수 있다. 하강비행시도 이와 유사하게 유도된다.

**2.4 압력 제어 논리 시뮬레이션**

이제, 2 (8) (12) 3 |의 밸브 /Fan | 용량을 이용한 시뮬레이션 결과는 그림 3, 4 . 3, 4 ( ) | 4m/s 35~ 5 mmAq . Fan 1/2/3/4 5/6/7/8 2 |로 구분한 것은 Fan 및 밸브의 전력소모와 작동 빈도수를 최소화하고 Redundancy | 확보하기 위하여 전/ 2 Fan | 밸브를 중앙 공기낭엔 각각 4 Fan | 밸브를 장착하여 표 2 |서와 같이 순차적으로 작동되도록 하였기 때문이다.

표 2

Simulation | 통

해 전력소모 및 작동 빈도 관점에서 효율적인 여압제어가 가능토록 구성되었다.

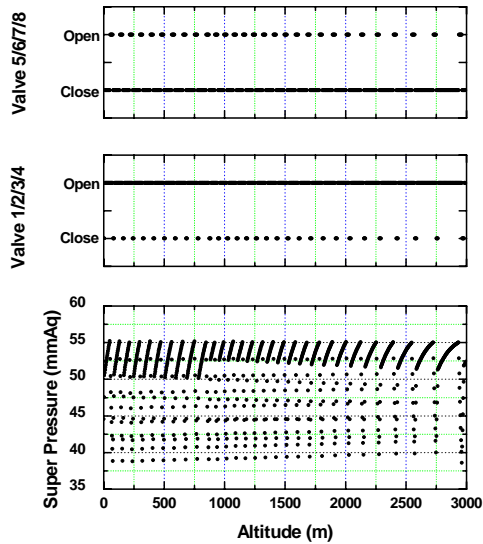


Fig. 2 Simulation of a Climb Flight

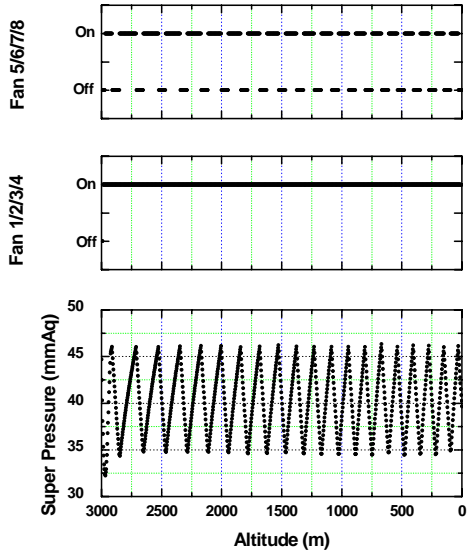


Fig. 3 Simulation of a Descent Flight

2.4 제작

상세설계를 통하여 제작된 여압장치 핵심부품인 팬과 밸브는 다음과 같다. 밸브는 기낭압력을 감지하여 솔레노이드를 통하여 여단힘과 동시에 스프링의 힘만으로도 여단히는 2중안전 구조로 되어 있다.

Table 3 Operational Schedule (mmAq)

밸브	전방		중앙				후방	
	V1	V5	V2	V6	V3	V7	V4	V8
Open	50	55	50	55	50	55	50	55
Close	40							
Fan	전방		중앙				후방	
	F1	F5	F2	F6	F3	F7	F4	F8
On	40	35	40	35	40	35	40	35
Off	45							

또한, 2중권선을 이용하여 솔레노이드의 열발생을 최소화 하였고, 영구자석을 부착하여 미압에서의 누설을 확실하게 방지하였다.



Fig. 4 Valve for a Pressurization System



Fig. 5 Fan for a Pressurization System

3. 시험 및 조립

3.1 지상시험

상세설계에 따라 제작된 여압장치는 10m ± 비

행선 기낭을 이용한 시험을 통하여 설계사양 만족여부를 점검하였다.



Fig. 6 10m Scaled Airship in Ground Tests

또한, 팬의 요구전력 시험과 저온 환경 시험 등을 위하여 외부 기관의 시험시설을 임차하여 시험을 수행하였다. , 설계요구조건을 만족함을 확인할 수 있었다.



Fig. 7 Low Temperature Environmental Test

3.2 조립

제작된 팬과 밸브는 다음의 그림처럼 조립체로 제작되었다. 조립체는 팬 및 밸브 각 2조, 기낭 레벨 측정 센서 및 기타 전기장치로 구성되었다.

다음 그림에는 비아 50호에 총조립후 장착된 형상이 나와 있다. 비아50호에는 이러한 조립체가 4조 장착되어 있다. 비행시험을 통하여 여압장치의 성능이 검증되었다.

Table 4 Ground Test Results

항목	설계사양	시험 결과
밸브누설	공기밸브 차압 50 mmAq 이하 누설 없음	차압 50 mmAq 이하 누설 없음
	헬륨밸브 차압 70 mmAq 이하 누설 없음	차압 71 mmAq 이하 누설 없음
밸브 Self Opening	공기밸브 50~75 mmAq   서 열림	50~73 mmAq   서 열림
	헬륨밸브 70~95 mmAq   서 열림	87 mmAq  서 열림
밸브유량	공기밸브 40 mmAq  서 0.25m3/s 이상	38 mmAq  서 0.36m3/s
	헬륨밸브 70 mmAq  서 0.25m3/s 이상	해석으로 입증
밸브작동	공기밸브 설정차압에서 On/Off	설정차압에서 정 상작동
	헬륨밸브 설정차압에서 On/Off	설정차압에서 정 상작동
밸브 내구성	1300   작동후 누설 없음	정상작동, 누설 없음
밸브 저온시험	-20℃ 서 정상 작동	정상작동
밸브 소요전력	초기 10A , 정상 0.3A  하	초기 8.9A, 정상 0.2A  하
팬 누설	40 mmAq  서 100ml/s  하	40 mmAq  서 91ml/s  하
팬 유량	40 mmAq  서 0.25m3/s 이상	40 mmAq  서 0.32m3/s 이상
팬 작동	설정차압에서 On/Off	설정차압에서 정 상작동
팬 저온시험	-20℃ 서 정상 작동	정상작동
팬 소요전력	초기 100A , 정상 16A  하	초기 100A , 정상 16A  하
여압장치 총중량	150 kg 이하	142,4 kg

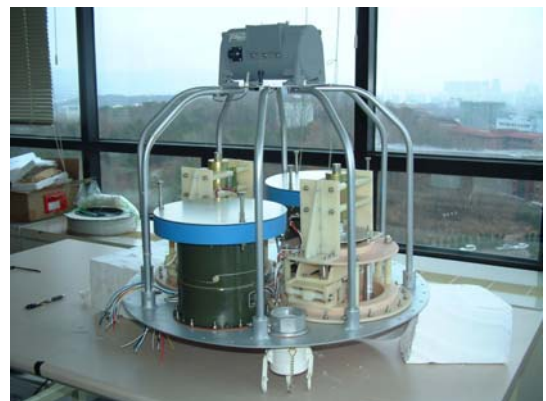


Fig. 8 Pressure Control Unit



Fig. 9 External Shape of a Pressure Control Unit



Fig. 10 Installation of a Pressure Control Unit



Fig. 11 Flight Tests of Via 50

#### 4. 결론

50m 이상 비행선 여압장치의 상세설계 결과와 제작 및 시험결과를 기술하였다. 제작된 여압장치의 성능은 지상시험을 통하여 설계요구조건 만족여부를 점검하였다. 자동/ , 모두 설계

사양을 만족함을 알 수 있다. 또한 비행시험을 통한 여압장치의 성능 검증 시험은 계속 진행될 예정이다.

#### 후기

본 연구는 산업자원부가 지원한 “1층권 장기체공 무인 비행선의 체계종합 기술개발 과제” 일환으로 수행되었으며 사업비 지원에 감사드립니다.

#### 참고문헌

- (1) Khoury, G. A. and Gillet, J. D., 1999, *Airship Technology*, Cambridge University Press, Cambridge.
- (2) Oh, Soo-Hun, Kim, Dong-Min, Lee, Yung-Gyo and Lee, Jin-Woo, 2001, "Pressurization System Capacity Estimation for a 50m Unmanned Airship," *KSAS Fall Conference*, pp. 242~245.
- (3) Oh, Soo-Hun, Kim, Dong-Min, Lee, Yung-Gyo and Lee, Jin-Woo, 2002, "Simulation of Pressure Control Logic for a 50m Unmanned Airship," *KSAS Fall Conference*, pp. 759~762.