

## 체공형 부양선(Aerostat) 개념설계

이윤교\*, 김동민\*\*, 엄찬홍\*\*\*

### Conceptual Design of an Aerostat

Yung-Gyo Lee\*, Dong-Min Kim\*\*, Chan-Hong Yeom\*\*\*

#### Abstract

Conceptual design of an Aerostat was completed. Configuration was determined based on wind tunnel test results of aerostat hulls to have longitudinal static stability. Hull surface area and volume were obtained by using of Cubic spline method for given configuration and length. Final length of a hull was determined by iteration process. Cable tension and payload were estimated for conceptual design. A parametric study was performed for various weight and mission altitude. As results, a 30m class aerostat was designed and described.

#### 초 록

체공형 부양선인 Aerostat에 대한 개념설계를 수행하였다. 기존의 풍동 시험자료를 참조하여, 정적 종안정성을 확보하기 위한 Aerostat의 외형 설계를 수행하였다. 주어진 동체형상과 길이에 대한 표면적 및 부피는 Cubic Spline을 이용하여 수치적으로 계산하였고, 반복 계산을 통하여 동체의 길이를 결정하였다. 개념설계를 위한 케이블 장력과 중량, 그리고 임무장비 무게를 산정하였다. 중량과 임무고도 등과 같은 중요한 설계 변수에 대한 민감도를 분석하였으며, 그 결과로서 30m급의 Aerostat 시스템에 대한 개념 설계결과를 제시하였다.

키워드 : 체공형 부양선(aerostat), 형상(configuration), 개념설계(conceptual design)

#### 1. 서 론

고공 부양선 (Aerostat)은 크기에 따라서 고도 150m부터 6Km 이상 까지 체공시킬 수 있는 지구 형상의 기낭에 레이더, 통신장비, 전자전장비, 영상장비 등을 탑재하여, 조기경보, 국경감시, 이동물체 추적, 영상정보획득, 통신중계, 전파정보 획득 등을 지속적으로 수행할 수 있는 장비이다.

이는 유선으로 연결되어 매우 저렴한 비용으로 손쉽게 운용할 수 있어, 1970년 대 초반부터 각국에 의해 운용되고 있으며, 최근 관련기술이 성숙됨에 따라 실전배치가 증대되고 있다. Aerostat의 개발 필요성은 다음과 같다.

- 일반 지상용 레이더로는 거리 약 30Km 이후는 지구 곡률반경에 의해 수평선이나 지평선

\* 비행선그룹/lyg@kari.re.kr

\*\*\* 항공체계설/yeom@kari.re.kr

\*\* 비행선그룹/dmkim@kari.re.kr

- 이후 영역(OTH)에 대한 정보수집이 불가능함.
- OTH 정보 수집은 항공기에 의존할 수밖에 없으나, 지속적인 관찰이 힘들고 비용이 많이 소요됨. 장기체공 부양시스템을 이용할 경우 저비용으로 항시 정보수집이 가능함.
  - 고고도에서 해안 및 국경감시를 지속적으로 수행함에 따라 서해교전 등과 같은 국경 국지전을 사전 예방하고, 불가피한 상황 발생 시 즉각적 대처 및 효율적인 작전 수행, 실시간 피해 추적 등을 가능케 해주는 체계임.
  - 유인 항공기에 따르는 작전 위험성, 소요비용 등의 요소와 무인 항공기에 따르는 운용 복잡성 및 다수의 운용요원 필요성 등의 요소에 비해 낮은 운용비로 항시 경계체계를 구축할 수 있음.
  - 국내 주요행사 및 국제행사에 부양시스템을 활용할 경우, 저비용 치안감시체계를 구축할 수 있으며, 고공촬영을 통한 방송중계가 가능함.
  - 부양시스템은 개발 초기 기술적 불완전성이 내포되어 있었으나, 기술 성숙도가 높아져서 미국, 중동, 지중해 등의 국경감시용으로 사용되고 있으며, 세계적으로 그 사용이 증대되고 있는 추세임.
  - 본 부양시스템의 개발 및 운용경험 축적에는 오랜 기간이 소요되며, 세계적으로 독점판매되고 있어, 해외 구매시 높은 비용을 지불하여야 함.
  - 부양시스템에 적용되는 경량 고강도 막재료, 광섬유를 함유한 고장력 견인로프 및 전자통신 기술은 타분야로의 파급효과가 높으며, 국내 항공기 및 비행선 개발 기술을 활용할 경우 성공적인 개발이 가능함.

아울러, 현재 운용중인 Aerostat의 예를 살펴보면 다음과 같다.

- 미국의 TCOM사는 15m, 35m, 및 71m급에 이르는 다양한 부양시스템을 개발하여 미국 남부해안의 밀입국 및 마약밀수 감시, 남부 이탈리아의 불법이민 감시 등에 사용 중에 있음. (TCOM사는 지난 20년간 5,000만불 정도를 연구개발에 투자하여 초기 불완전성을 극복하고 전세계에 실전 배치하고 있음.)
- 미국의 AEROS사는 21m급 aerostat을 개발하여 미해병 훈련용 통신중계, 스포츠 중계 및 캐나다 NRC-CNRC의 LAR (the Large Adaptive Reflector) 프로젝트에 활용중에 있음.
- 국내에서는 23m 저공 무인비행선 개발('94 대전 엑스포 사용) 경험이 있으며, 2003년 비행한 50m급 중형 무인 비행선을 개발을 마치고, 기낭구조, 여압장치 및 지상 무어링 장치 개발을 위한 기본 기술을 확보하고 있으므로, 적은 투자비로 국제 수준의 장비를 전력화 할 수 있음.

이상의 장점과 응용성을 가진 Aerostat에 대하여, 본 논문에서는 국내에는 생소한 탑재중량 300Kg, 부양고도 1Km를 만족하는 고공 부양선 개념 설계 수행결과를 제시하였다.

## 2. Aerostat 개념설계

본 장에서는 부양선의 형상을 결정하고, 그에 따른 케이블의 장력과 시스템의 중량을 산정하여 개략적인 Aerostat 부양선의 설계 결과를 제시하였다.

### 2.1 형상

Aerostat을 위한 일반적인 형상으로는 다음의

4가지 경우에 대하여 연구된 바가 있다[1]. 일반적인 구형상, 일반적인 비행선 형상(NAVAL C Type), 전방이 큰 형상(Barrage Type) 및 2개의 동체가 맞붙은 형태 (Vee Ballon) 등이 있다. 이 중 우리의 관심을 끄는 형상은 C-type (오른쪽 위, 그림1)과 Barrage Type(왼쪽 아래, 그림 1)이 될 것이다.

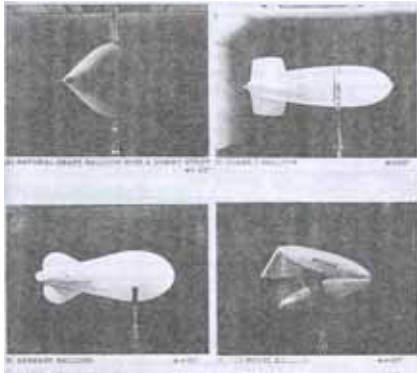


그림 1. 일반적인 Aerostat 형상

꼬리날개 형상은 그림 2에 나와 있으며, 일반적인 동력 비행선의 경우 특성 면적의 약 10% 정도에 해당하는 크기를 가지는데 비하여, Aerostat은 약 15% 내외로서 상당히 큰 면적을 갖는다. 이는, 동력 비행선의 경우는 정적 종안정성을 확보하지 못하더라도 동적으로 안정하면 비행이 가능하나, Aerostat은 동력비행이 불가능하고 지상관측 등의 임무를 용이하게 수행하기 위하여 정적 안정성을 갖는 것이 필수적이다.

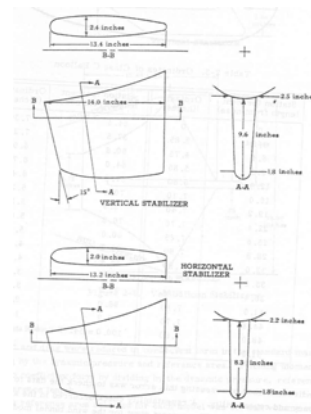
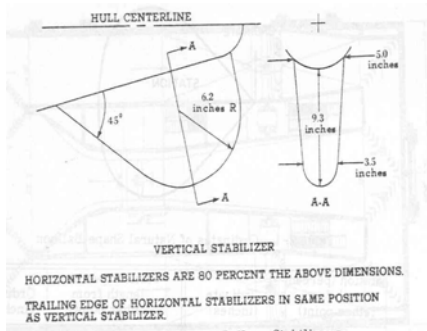
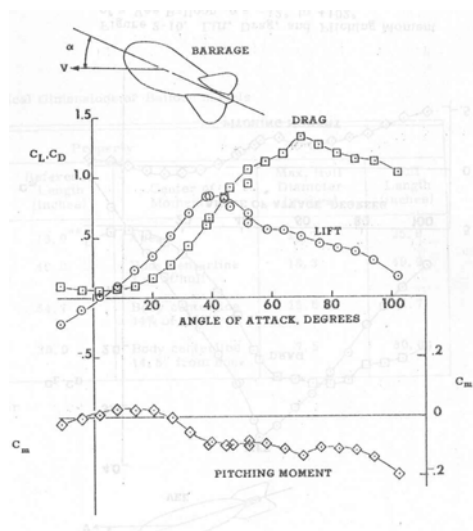


그림 2. 꼬리날개 형상  
(좌: Barrage, 우 : Class C)

참고 문헌에서는 이들 형상에 대한 풍동시험을 수행하여 양력, 항력 및 피칭 모멘트 등의 공력특성을 측정하였다. (그림 3) 그 결과, 두 가지 형상 모두 받음각 증가에 따라 양력계수가 직선적으로 증가하다가 감소하며, 항력계수는 S자형을 갖는다. 또한, 앞에서 언급하였듯이 큰 꼬리날개로 인하여 정적 종안정성을 갖는 것으로 드러났다. C-type의 경우, 받음각 25도 부근에서 꼬리날개의 실속으로 인하여 양력이 급격히 감소하고, 피칭모멘트가 증가하는 현상을 보이고 있다.



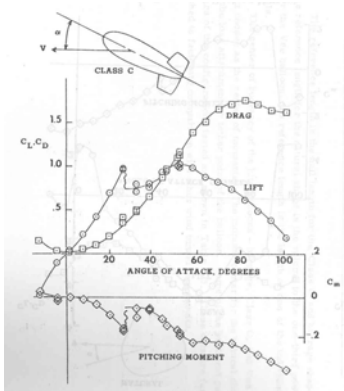


그림 3. 풍동시험 결과

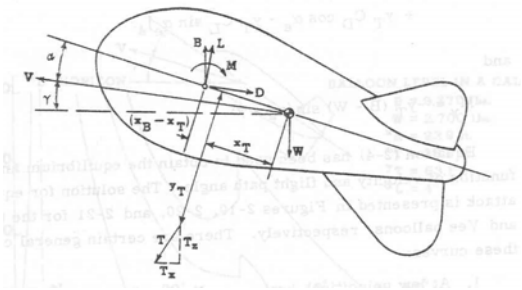


그림 4. Aerostat에 작용하는 힘

한편, 두 가지 형상에 대하여 운용상의 안정성을 비교하기 위하여 자유 물체도를 도시하였고(그림 4), 3자유도 방정식을 수립하였다.

X-force ;

$$T_x = L \sin \gamma + D \cos \gamma \quad (1)$$

Z-force

$$T_z = L \cos \gamma - D \sin \gamma + B - W \quad (2)$$

Pitching Moment (무게중심) ;

$$\begin{aligned} M_{C.G.} &= M + Lx_B \cos \alpha + Dx_B \sin \alpha \\ &+ Bx_B \cos(\alpha + \gamma) - T_z x_T \cos(\alpha + \gamma) \\ &- T_z y_T \sin(\alpha + \gamma) - T_x x_T \sin(\alpha + \gamma) \\ &+ T_x y_T \cos(\alpha + \gamma) = 0 \end{aligned} \quad (3)$$

외형 설계 변수를 용이하게 추출하기 위하여, 경로각이 없으며, 또한 케이블 하중도 동체축에서 작용한다고 가정한다. 즉,  $\gamma = 0$ ,  $y_T = 0$ 에 대하여 윗 식을 간략하게 다시 쓰면 다음과 같다.

X-force ;

$$T_x = D \quad (4)$$

Z-force ;

$$T_z = L + B - W \quad (5)$$

Pitching Moment (무게중심) ;

$$\begin{aligned} M_{C.G.} &= M + Lx_B \cos \alpha + Dx_B \sin \alpha \\ &+ Bx_B \cos \alpha - T_z x_T \cos \alpha \\ &- T_x x_T \sin \alpha = 0 \end{aligned} \quad (6)$$

윗 식들과 다음의 정의를 이용하여 모멘트를 다시 쓰면,

$$M_{C.G.} = \frac{C_m}{qsc}, \quad L = \frac{C_L}{qs}, \quad D = \frac{C_D}{qs}$$

$$\begin{aligned} C_{m.c.c.} &= C_m + \frac{(B+L)x_B - T_z x_T}{qsc} \cos \alpha + \frac{Dx_B - T_x x_T}{qsc} \sin \alpha \\ &= C_m + \frac{(B+L)x_B - (B-W-L)x_T}{qsc} \cos \alpha \\ &\quad + \frac{D(x_B - x_T)}{qsc} \sin \alpha \end{aligned}$$

정적 종안정성을 추정하기 위하여 받음각에 대하여 미분하여 정리하면 다음과 같이 표현된다. 여기서, 부력(B)과 중량(W)은 받음각과 무관하다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_{m.c.c.}}{\partial \alpha} &= \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} + \frac{(C_{D\alpha} qs - C_L qs - B)(x_B - x_T) + W x_T}{qsc} \sin \alpha \\ &\quad + \frac{(C_D + C_{L\alpha})(x_B - x_T)}{c} \cos \alpha \end{aligned}$$

이제, 작은 받음각( $\alpha \approx 0$ )에서의 정적 종안정성의 조건을 검토하여 보면,

$$\frac{\partial C_{m,c}}{\partial \alpha} = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} + \frac{(C_D + C_{L\alpha})(x_B - x_T)}{c} < 0 \quad (7)$$

로 나타난다. (7)식을 항목별로 살펴보면,

- $C_{m\alpha} < 0$  : 공력적으로 종적 정안정성을 가져야 한다. 일반적인 비행선 형상의 경우, 대부분 이를 확보하지 못하므로, 일반적인 비행선의 꼬리날개보다 큰 꼬리날개를 가져야 한다. 또한, 동체만을 생각한다면, 세장비가 작고 구형에 가까울수록 유리하다.
- $(x_B - x_T) < 0$  : 케이블의 지지점이 부력중심보다 전방에 위치하여야 한다. 이론적으로는  $(x_B - x_T) \geq 0$ 인 경우, 즉 케이블 지지점이 부력중심과 일치하거나 후방에 위치하더라도  $C_{m\alpha}$ 가 음(-)으로 큰 값을 가지면 정적 종안정성을 확보할 수 있으나, 이는 현실적으로 매우 어렵고, 바람 속도가 없는 경우 공력계수가 무의미하게 되어 불안정해 진다.
- $C_D$  : 항력계수가 클수록 유리하다. 즉, 세장비가 작고 구형에 가까울수록 유리하다.
- $C_{L\alpha}$  : 클수록 유리하며, 동체의 세장비가 커지면 이 값도 커지는 경향이 있다. 그러나, 세장비가 커지면 동체의  $C_{m\alpha}$ 도 양(+)으로 커지게 되어 안정성을 저해하게 된다.
- $c$  : 표준길이가 짧을수록 유리하다. 즉, 같은 체적을 가지는 동체를 생각하면, 길이가 짧고 구형에 가까울수록 유리하다.

이상을 종합하여 보면, 일반적인 비행선의 동체 형상(Class c)보다는 구형의 동체가 더 유리하다고 할 수 있다. 그러나, 동시에 큰 꼬리날개를 후방에 멀리 장착하여 큰 모멘트를 발생시켜야

하므로, 결국 전방에 큰 볼륨을 가지는 Barrage 형이 Aerostat을 위한 최적의 형태라고 결론지을 수 있다.

이상의 검토를 바탕으로 Aerostat의 외형을 설계한 결과가 그림 5에 도시되어 있다. 우선, 동체의 세장비는 가장 항력이 적다고 알려져 있는 3:1을 적용하였고[4], 동체의 최대두께는 전체 길이의 25%에 위치하고 있다. 꼬리날개의 면적은 정적 종안정성을 확보하기에 충분한 그림 2의 면적비(20%)를 그대로 이용하였다. 지상운용의 용이성을 위하여 Inverted-Y 형상을 적용하였고, 수평 꼬리날개의 모든 길이는 수직 꼬리날개의 80%가 되도록 설계하였다.

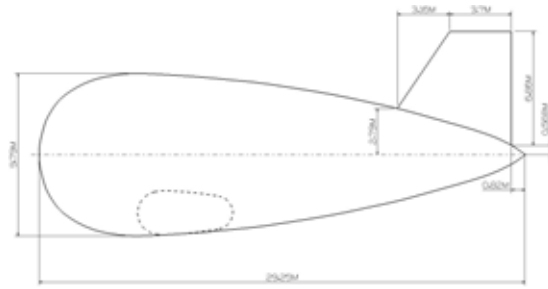


그림 5. 외형설계 결과

그림 6에는 케이블의 연결 부위와 최대 자세각의 관계를 도시하였다. 힘 작용점과 모멘트 평형식을 생각하면 쉽게 알 수 있듯이, 연결점이 동체 후방으로 이동할수록 평형 자세각은 증가하게 되고, 전방으로 이동할수록 평형각은 줄어들게 된다. 이러한 경향을 바탕으로, 부력과 중력, 그리고 케이블 하중의 관계에 의하여 평형 자세각이 결정되게 된다. 즉,

$$B = T + W \quad (8)$$

$$Bx_B = Tx_T \quad (9)$$

받음각이 존재할 경우, 식 (9)는 다음과 같이 된다.

$$Bx_B \cos^2 \alpha = Tx_T \quad (10)$$

따라서, 정적 평형 상태의 받음각은 다음과 같이 결정된다.

$$\alpha = \cos^{-1} \sqrt{\left(1 - \frac{W}{B}\right) \frac{x_T}{x_B}} \quad (11)$$

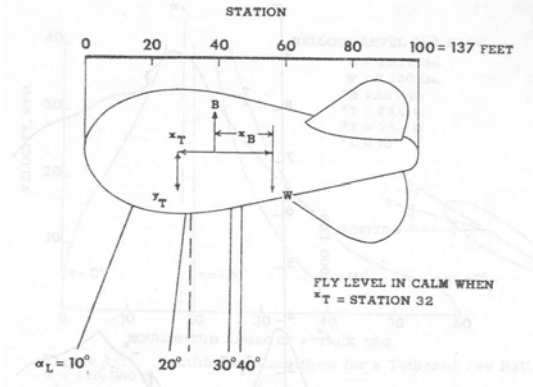


그림 6. 케이블 연결점과 평형 받음각

케이블의 연결점은 최대 받음각을 제한하는 운용조건을 만족시키고 정적 안정성을 확보하기 위하여, 동체의 25%에 위치한 부력중심보다 전방인, 동체의 약 15% 부근에 두는 것이 바람직한 것으로 판단된다.

한편, Aerostat의 크기와 개략적인 시스템을 설계하기 위하여 케이블 등의 중량 자료가 필요하게 된다. 케이블에 걸리는 하중은 다음과 같이 산정되었다. 여기서, 계산의 편의를 위하여 부력중심, 공력, 중력 및 케이블 하중 작용점이 동일하다고 가정한다. 지상에서 23m/s의 풍속조건보다 1km 고도에서의 32 m/s의 풍속조건에서 동압 및 공력하중이 더 크므로 이를 기준으로 케이블의 하중을 계산하였다. 설계 최대 받음각인 10도의 조건에서 그림 3의 공력자료를 이용하여 계산하면, 양력계수와 항력계수는 모두 0.1로 나타나 있으므로,

X-force ;

$$T_x = D = 0.5\rho v^2 C_D S = 3292 N = 335.9 kgf$$

Z-force ;

$$\begin{aligned} T_z &= L + B - W = 0.5\rho v^2 C_L S + 1182.3 kgf - 1074.8 kgf \\ &= 4345.5 N = 443.4 kgf \end{aligned}$$

따라서 케이블에 걸리는 총 인장력은 556.3 kgf 가 되며 수직선과 이루는 각은,

$$\theta = \tan^{-1}(T_x/T_z) = \tan^{-1}(335.9/443.4) = 37.1^\circ$$

가 된다. 여기서 기준면적은

$$S = Volume^{2/3} = 1244.4^{2/3} = 115.7 m^2$$

윗 식에서 보듯이, 부력과 양력이 크면 클수록 케이블은 수직에 가깝게 되며, 이는 Aerostat의 운용반경과 직결된다.

## 2.2 개념설계 결과

이상의 계산결과를 이용한 Barrage Type의 동체에 대하여, 표면적과 체적을 구하고, 요구 부력과 Aerostat의 중량을 계산하여, 반복 계산법으로 동체의 길이를 결정하는 프로그램을 작성하여 부록에 설명하였다. Barrage Type의 동체 형상은 Cubic Spline을 이용하여 수치적으로 근사하여 체적과 표면적을 구하였다.

부록에 제시된 Aerostat 체계설계 프로그램(KASCO ; Kari's Aerostat Sizing COde)을 이용하여, 표 1에는 고도 1km에서 운용되는 부양선의 개념설계 결과를 나타내었다. 운용시 부력은 총중량의 110%가 되도록 설계 되었으며, 그 결과 약 30m 길이의 Aerostat System이 요구되는 것으로 나타났다.

## 2.3 민감도 분석

본 장에서는 임무장비의 하중과 운용고도에 따른 Aerostat의 동체길이에 대한 민감도 분석을 수행하여 그림 8에 수록하였다. 이를 이용하여,

향후 설계조건이 변화될 경우에도 간편하게 비행체의 길이를 추정할 수 있다. 즉, 임무고도 1km 증가에 따라 동체길이는 약 8m 가량 증가하고, 임무중량이 500kg 증가할 경우, 동체길이는 약 2m 가량 증가하는 것으로 추정된다.

### 3. 결 론

본 논문에서는 매우 저렴한 비용으로, 조기경보, 국경감시, 해안감시, 정보획득, 전자전, 통신중계 등의 국가방어 및 군사용으로 주로 사용되고 있으며, 스포츠 중계 등과 같은 민수용으로도 사용 가능한 부양선의 개념설계를 수행하였다. 그 결과로서, 가장 많은 수요가 예상되고 운용면에서 상대적으로 편리한 것으로 판단되는 길이 약 30m, 운용고도 약 1Km, 탑재중량 약 300kg의 부양선이 제시되었다. 또한, 컴퓨터 프로그램(KASCO, Kari's Aerostat Sizing COde)을

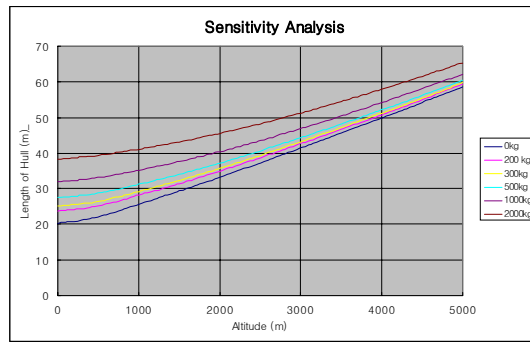


그림 7. 고도 및 Payload에 대한 동체 길이의 민감도 분석

이용하여 중량과 임무고도 등과 같은 중요한 설계 변수에 대한 민감도를 분석한 결과, 임무고도 1km 증가에 따라 동체길이는 약 8m 가량 증가하고, 임무중량이 500kg 증가할 경우, 동체길이는 약 2m 가량 증가하는 것을 알 수 있다. KASCO를 이용하면, 향후 설계조건이 변화될 경우에도 간편하게 비행체의 길이를 추정하여 개념설계를 수행할 수 있을 것이다.

표 1. 30m급 Aerostat 개념설계 결과

항 목		수 치	비 고
입력 변수	운용고도	1 km	
	임무장비 중량	300 kg	
	탑재장비 중량	300 kg	추정치
	기낭 단위무게	0.25 kg/m <sup>2</sup>	TCOM 자료
면적	케이블 단위 무게	0.26 kg/m	TCOM/ Aeros자료
	기낭	631.8 m <sup>2</sup>	
	공기낭	129.3 m <sup>2</sup>	∞ (공기부피/헬 륨부피) <sup>2/3</sup>
	수평 꼬리날개	70.9 m <sup>2</sup>	2 조
부피	수직 꼬리날개	113.4 m <sup>2</sup>	
	기낭	1244.4 m <sup>3</sup>	
	헬륨	1129.3 m <sup>3</sup>	
중량	공기	115.2 m <sup>3</sup>	
	기낭	158.0 kg	
	공기낭	10.8 kg	
	꼬리날개	46.1 kg	
	케이블	260.0 kg	
	총 중량	1074.8 kg	
	동체 길이	29.2 m	

### 참 고 문 헌

- Peters, P.A. and Shindo, S., "Aerodynamic Coefficients of Four Balloon Shapes at High Attack Angles," Proceedings, Seventh AFCRL Scientific Balloon Symposium, pp. 19-47, March, 1975.
- Peters, P.A. and Shindo, S., "Analytical and Experimental Investigation of the Stability of a Balloon Tethered in Wind," Proceedings, Seventh AFCRL Scientific Balloon Symposium, pp. 49-70, March, 1975.
- Ollila, R.G. and Duffy, M.A., "Aerodynamic Performance of the Family II Tethered Balloon System," Proceedings, Eighth AFCRL Scientific Balloon Symposium, pp. 143-160, Sep. 30, 1974.
- 이봉준, 항공역학, pp. 151-152, 한국항공대 학출판부, 1973.

5. Conrey, W.F., "High Altitude Tethered Balloon Design", Proceedings, AFCRL Tethered Balloon Workshop, pp.43-59, 1967.