

# 최소항력을 갖는 비행선의 구조 및 공력 설계

윤성찬\* · 이재홍\* · 허현우\* · 유새롬\* · 김두만\*\*\*\*

## Aerodynamic and Structural design of Low drag Airship

Sungchan Yun\*, Jaehong Lee\*, SaiRom You\*, Hyeonu Heo\*, Kim Dooman\*\*\*\*

### ABSTRACT

The Airship which uses light gases(Helium) can afford to be managed safely, and economically. In this paper, it executed Airship aerodynamic design using Theory of the Airship shape. With the change of main design factor, aerodynamic coefficients were investigated by FLUENT and the shape of the Airship which has low drag was chosen. For low drag coefficient of the Airship, the theory of traditional Airship shape was used. The structural analysis of the Airship is executed by ANSYS.

Key Words: Airship, Aerodynamic design, Structure Analysis, FEM, CFD

### 1. 서 론

#### 1.1 연구 배경.

광범위한 영역의 관측을 위해서는 경제적이며 장기 체공이 가능한 관측 시스템이 필요하다. 그리고 환경문제가 대두되고 있는 현실을 볼 때 친환경 비행체에 대한 연구는 반드시 수행되어야 하고 그 연구의 방향으로 비행선은 매우 좋은 대안이 될 것이다. 저 소음/진동 상태에서 장시간 체공 가능한 비행선의 장점을 이용하여 관측이 가능한 비행선을 설계하고자 한다.

비행선의 장점으로는 공기보다 가벼운 기체(헬륨)를 사용하여 안전한 운용이 가능하고 양력을 얻기 위한 독립된 동력기관이 필요하지 않아 경제적이다. 그리고 최근에 개발된 첨단 소재들을 이용하여 가벼우면서 강도와 강성을 확

보할 수 있다. 또한 사용 분야가 민간 분야의 관측용, 광고용으로 사용 가능하고 전투감이나 국경감시용으로 사용되어 기술의 확장이 용이한 것이 큰 장점이다. 이와 같은 비행선의 장점을 바탕으로 친환경 비행체인 비행선의 설계를 하고자 한다.

#### 1.2 연구 목적

본 연구를 통하여 항공 무인촬영용 장치를 갖춘 비행선의 설계를 수행한다. 공력파트에서는 최소 항력 외형 설계, 구조파트에서는 고강도, 경량 소재의 발굴 및 적용, 추력파트에서는 백터추력 기법 연구, 제어분야에서는 무인 촬영 시스템 구축 및 정점 체공 기술의 연구를 실시하였다.

본 논문에서는 요구조건에 부합하는 최소 항력 외형 설계 과정을 수행하여 항력이 가장 적게 발생하는 최적의 형상을 찾아내었고, 비행상황에 안전한 비행선의 설계를 하였다.

\* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주및기계공학부  
\*\*\*\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주및기계공학부  
연락처, E-mail: dmkim@kan.ac.kr

또한 현재 널리 사용되는 FEM(유한요소해석)을 이용하여 구조 해석을 수행하고 그 안전성을 확인하였다.

## 2. 비행선 공력설계

### 2.1 비행선 요구조건

설계하고자 하는 비행선의 요구조건으로는 다음과 같은 사항으로 결정하였다.

- ① 순항 고도는 500 m이고, 최대운용고도는 1000 m로 제한
- ② 평균운용속도는 20 km/h(5.5 m/s)
- ③ 운용시간은 30~60분
- ④ 탑재장비(항공 촬영용 장비)의 중량은 카메라, 영상 송신장치 등 5 kg 이내

### 2.2 공력 설계

공력부분에서 설계시 공기역학적으로 가장 큰 비중을 차지하는 부분은 본체의 기낭이다. 기낭은 전체 비행선의 하중을 감당하는 부력을 발생해야 하기 때문에 부피가 크고, 표면적 또한 크다. 본 연구에서는 공기역학적 항력을 최소화하는 고 기능성 비행선의 공력설계를 하였다.

#### 2.2.1 형상이론

비행선 기낭의 형상이론은 전통적 형상 이론과 자연 층류 형상 이론에 의해 결정되어 진다.

전통적 형상이론은 층류에서 난류로의 자연적인 천이점을 이동시키기 위한 형상의 변화를 고려하지 않음으로써 형상을 결정하는 변수 하나가 줄어들게 되고, 그로 인해 해석이나 시험이 간단해지게 된다. 1930년대 비행선 개발의 초기 단계에서 이 분야가 연구가 진행되었고, Young의 결과를 사용하고 있다. Young은 체적이 같은 축대칭 형상 동체에 대하여 세장비( $d/l$ )의 함수로 항력계수를 나타내었다.

자연층류 형상이론은 비행중 기낭 주변의 공기흐름이 층류에서 난류로 천이되는 형상의 변화를 고려하여 비행선의 형상을 설계하는 이론이다. 이 이론은 부착물에서 발생되고 있는 국부적 유동박리와 기낭 주변의 경계층 천이의 촉진 가능성의 관계 및 대기의 난류도 등을 고려하는 것이다. 이러한 이유 때문에 자연층류 형

상이론은 제작에 어려움이 있고 비행선 주위의 대기 조건에 대한 엄밀한 고려까지 이루어져야 하므로 이 이론이 본 연구에서는 비효율적인 방법으로 판단되었다.

본 연구에서 설계하고자 하는 비행선은 관측용 무인 촬영용으로써 제작이 편리하며 효율적으로 최소의 항력을 발생시킬 수 있는 전통적 형상 이론을 활용하여 공력설계를 실시하였다.

#### 2.2.2 비행선의 기하학적 형상

단축길이를 2 m로 고정된 후 장축의 길이를 7.212 m, 8.414 m, 9.616 m, 10.816 m, 11.419 m, 12.020 m 으로 기낭의 형상을 변화시켜가며 받음각에 따른 공력해석을 실시하여 항력이 최소가 되는 형상으로 결정하였다. 속도는 비행선의 설계 순항속도인 5.5m/s로 설정하고 시뮬레이션을 실시하였다.

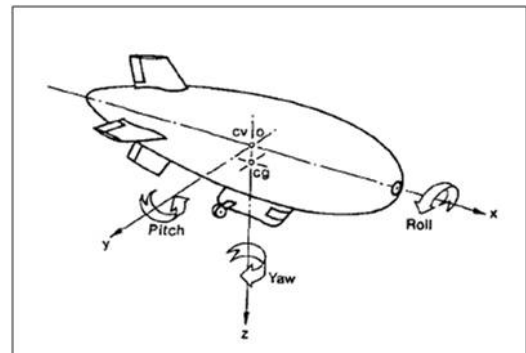


Fig. 1 Airship Coordinate

Table 1. 장축길이에 따른 항력 변화

장축 [m]	x방향(N)	y방향(N)	z방향(N)
7.212	-14.2850	0.2542	0.1029
8.414	-13.2296	0.4247	-0.1445
9.616	-12.3980	0.2712	-0.0494
10.818	-12.0841	-0.1902	0.3035
11.419	-11.8779	-0.1199	0.3569
12.020	-11.9294	0.4603	-0.2537

단축을 고정시키고 장축길이의 변화에 따른 항

력 변화를 고려하면, 장축의 길이가 길어질수록 항력이 감소하는 것을 알 수 있었다. 이는 장축의 길이가 길어질수록 비행선의 형상은 유선형이 되어서 항력이 감소하므로 장축 길이가 커질수록 항력이 작은 좋은 형상으로 보인다. 하지만 장축의 길이가 지나치게 길어질 경우에는 항력이 다시 증가될 것으로 예상된다.

하지만 비행선의 비행 중에 발생할 수 있는 받음각이 변화를 함께 고려하여야 하므로, 받음각 효과를 함께 고려하여 각 장축길이에 따라 받음각이 변할 때 항력의 값을 알기 위해 시뮬레이션을 실시하였다.

각 장축길이에 따라 받음각에 따른 시뮬레이션을 통하여 항력 변화의 결과를 바탕으로 장축의 길이비  $1 : \sqrt{2}$  이고 2개의 타원 회전체를 결합한 모양과 세장비 1:4 에 가장 근접한 형상인 장축 8.414 m와 단축 2 m인 형상이 받음각에 따라 저 항력을 가지는 형상임을 확인할 수 있었다. 이 시뮬레이션의 결과를 통하여 비행선 기냥의 기하학적 형상이 선정되었다 다음2에서부터 표7까지는 각 장축길이에 따른 비행선의 각 방향(x,y,z축 방향)에 대한 항력 값을 제시하고 있다.

Table 2 장축 길이 7.212 m일 때 받음각에 따른 항력 변화

장축 길이[m] : 7.212			
받음각 [deg]	x방향(N)	y방향(N)	z방향(N)
0	-14.2850	0.2542	0.1029
1	-13.8141	1.4573	0.1144
2	-14.4236	3.1726	0.0832
3	-14.6036	5.2052	0.4708
4	-14.4073	6.7587	0.5490
5	-15.0766	14.1406	1.2117
10	-17.2109	17.6681	0.3804
15	-20.8980	26.5106	0.1594

Table 3. 장축 길이 8.414 m일 때 받음각에 따른 항력 변화

장축 길이[m] : 8.414			
받음각 [deg]	x방향(N)	y방향(N)	z방향(N)
0	-13.2296	0.4247	-0.1445
1	-13.3962	2.2070	-0.1821
2	-13.4382	3.8320	-0.0168
3	-13.4633	5.9967	0.1805
4	-13.5835	7.4678	0.5359
5	-13.8947	9.3897	0.3341
10	-16.3728	19.8705	0.0641
15	-20.8966	30.4028	0.2189

Table 4. 장축 길이 9.616 m일 때 받음각에 따른 항력 변화

장축 길이[m] : 9.616			
받음각 [deg]	x방향(N)	y방향(N)	z방향(N)
0	-12.3980	0.2712	-0.0494
1	-12.8447	2.2776	0.2689
2	-13.0203	4.5720	0.1023
3	-13.1283	6.5470	0.1168
4	-13.3354	8.4763	0.2891
5	-13.7726	11.0716	0.7410
10	-16.3823	22.5863	0.4814
15	-21.6383	34.6862	0.6146

Table 5. 장축 길이 10.818 m일 때 받음각에 따른 항력 변화

장축 길이[m] : 10.818			
받음각 [deg]	x방향(N)	y방향(N)	z방향(N)
0	-12.0841	-0.1902	0.3035
1	-12.1517	2.4129	0.2537
2	-12.4084	5.0093	-0.1115
3	-12.4371	6.7584	-0.1648
4	-12.8227	9.6464	-0.0509
5	-12.8568	11.8007	0.5241
10	-16.1829	24.3036	0.1552
15	-21.7266	37.8690	0.7217

Table 6. 장축 길이 11.419 m일 때 받음각에 따른 항력 변화

장축 길이[m] : 11.419			
받음각 [deg]	x방향(N)	y방향(N)	z방향(N)
0	-11.8779	-0.1199	0.3569
1	-12.0581	2.1689	0.2312
2	-12.0840	5.0561	0.2864
3	-12.5367	7.0193	0.0373
4	-12.5709	9.7080	0.3121
5	-12.5708	9.7080	0.3121
10	-16.2352	25.0525	0.6839
15	-22.6297	40.8793	0.6650

Table 7. 장축 길이 12.020 m일 때 받음각에 따른 항력 변화

장축 길이[m] : 12.020			
받음각 [deg]	x방향(N)	y방향(N)	z방향(N)
0	-11.9294	0.4603	-0.2537
1	-12.0582	2.1690	3.5673
2	-12.0840	5.0561	0.2864
3	-12.5367	7.0193	0.0373
4	-12.5708	9.7080	0.3121
5	-13.0207	12.2388	0.3905
10	-16.2353	25.0525	0.6839
15	-24.6349	41.0423	0.6640

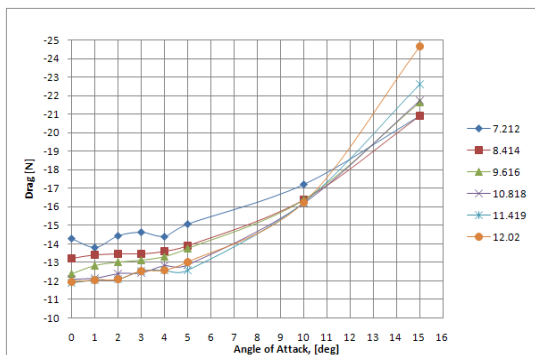


Fig. 2 각 장축 길이의 받음각에 따른 x 방향 항력 변화

Figure 1.은 각 장축 길이의 받음각 변화에 따

른 비행선의 x축 방향 항력의 변화를 나타낸 그래프이다. 장축 길이가 8.414 m일 때 받음각에 따른 항력의 변화가 크지 않고 받음각이 커질 때 항력의 증가가 가장 적게 발생하므로 비행선의 공력 특성이 가장 우수하여 이 형상으로 선정하였다.

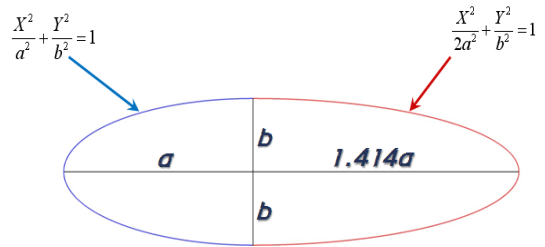


Fig. 3 공력해석 결과 기낭 형상

### 2.2.3 항력계수의 비교

FLUNET를 이용한 각 장축의 길이에 따라 받음각 변화에 따라 시뮬레이션의 결과를 통하여 비행선 기낭의 기하학적 형상을 설정하였다. 각 장축길이에 따른 받음각의 항력 변화 해석결과를 비교하기 위해 Young과 Hoerner의 실험식의 결과를 비교하였다. 이 실험식은 체적이 같은 축대칭 형상 동체에 대하여 세장비(d/l)의 함수로 항력계수를 나타내었고, 그 결과를 나타내면 다음 표8과 같다.

Table 8 세장비 1:4 의 항력계수 비교

d/l \ C <sub>DV</sub>	Young	Hoerner	해석결과
	0.250	0.02370	0.02420

본 연구의 공력 해석을 통해 얻은 항력계수 CD가 Young의 결과 보다 3.88%, Hoerner의 경우보다 5.87%적게 계산되어 최소의 항력을 얻을 수 있었다.

### 2.2.4 꼬리날개

비행선에서 주로 사용되는 꼬리날개의 종류는 ' + ' Type, ' X ' Type, Inversed-Y Type 등이

있다. ‘+’ Type의 경우 비행선 조종시 안정성이 우수한 장점이 있지만 흔들라나 랜딩기어가 설계변수로 고려되어야 한다. ‘X’ Type은 선회반경이 작지만 조종 안정성은 떨어지는 단점이 있다. Inversed-Y Type의 경우 조종면이 각각 움직일 때는 조종성이 낮지만 조종면의 컨트롤의 조합에 의해 동시에 움직이면 조종성이 아주 우수한 장점이 있다.

먼저 꼬리날개의 면적을 결정하기 위해 비행선에서 주로 사용된 Goodyear사의 경험식을 사용하여 비행선 꼬리날개 면적을 계산하였다.

$$\frac{AF}{V^{2/3}} - 1.10 \left[ \frac{0.5 + 0.067f}{f^{2/3}} \right] = 0$$

Equation 1 Goodyear's Equation

Equation (1)에서 AF는 꼬리날개의 평면적, V는 비행선의 체적, 그리고 f는 세장비를 의미한다.

위의 경험식에 비행선에서 주로 사용되는 꼬리날개의 Aspect Ratio 1.6을, Taper Ratio는 0.5로 선정하여 꼬리날개를 설계하였다.

### 2.3 최종 형상

위 같은 비행선 기낭의 형상, 꼬리날개 형상의 선정을 통하여 기낭과 꼬리날개 형상을 다음 표 9와 같이 결정하였다.

본 연구에서 얻어진 비행선은 장축 길이 8.414m의 연식 비행선으로 Inverse Y Type의 꼬리날개를 갖는 것으로 결정하였다.

Table 9 Airship Spec

제원			
기낭		꼬리날개	
장축 [m]	8.414	A.R	1.6
단축 [m]	2	T.R	0.5
면적 [ $m^2$ ]	40.52	b(span) [m]	2.67
부피 [ $m^3$ ]	16.755	$C_{root}$ [m]	2.227
Design $C_D$	0.02278	$C_{tip}$ [m]	1.113

## 3. 구조 해석

### 3.1 Model

공력 해석을 통하여 결정된 제원을 바탕으로 구조해석 모델을 작성 하였고, 해석의 효율을 위하여 흔들라, 기낭, 패치, 꼬리날개를 제외한 다른 부분은 모델에서 제외 하였다.

### 3.2 Meshing

제작한 모델을 바탕으로 2-D Solid로 메쉬한다. 본 해석에서는 ANSYS를 이용하여 Meshing과 Solving작업을 하였다.

Table 11 Meshing Stastics

Node Quantity	9587
Element Quantity	5984

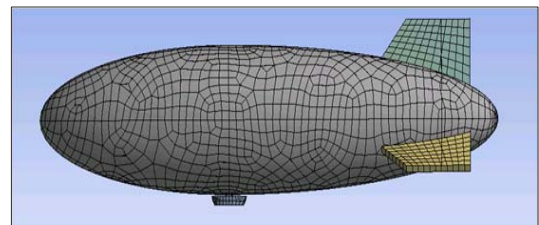


Fig. 4 Airship Modeling

### 3.3 경계조건

보통 대칭형상의 경우 해석의 편의를 위해 절반의 모델을 해석 하지만 본 해석은 전체적인 경향을 파악하기위하여 Full Model을 해석 하였다.

때문에 2Point, 2Line의 구속를 잡았으며 이는 기낭의 변형에 방해되지 않으면서 전체 시스템의 움직임에는 변동이 없도록 하였다.

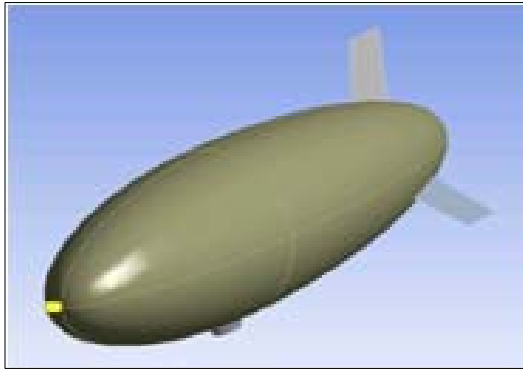


Fig. 5 2Point X-Direction Fixed

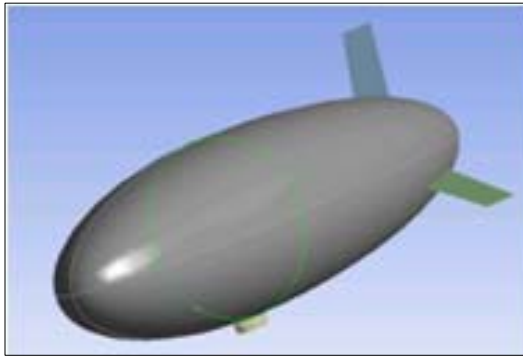


Fig. 6 Line Y-Direction Fixed

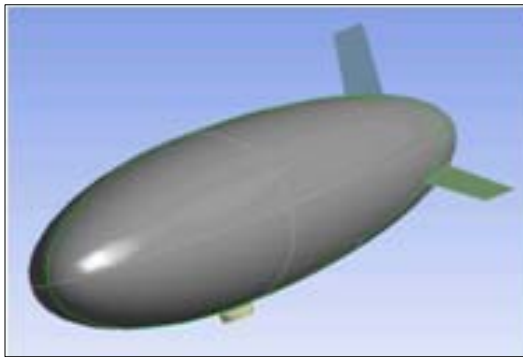


Fig. 7 Line Z-Direction Fixed

진행 방향을 X방향, 수직방향을 Z방향으로 하고 수평방향을 Y방향으로 설정 하였다.

**3.4 비행선의 재료**

현재 주로 사용되는 기낭의 재료는 합성수지 계열이다. 그러나 고강도이며 헬륨 누수를 막고, 자외선 등의 환경적 영향을 최소로 하는 단

일재료는 아직 없으며, 각각의 기능을 하는 여러 재료를 적층하여 사용하는 것이 널리 쓰이고 있다.

본 논문에서 설계한 비행선 기낭의 재료로 L1412DEP라는 필름으로 기낭의 재료로 널리 쓰이는 재료로 비등방성 재료이다. 곤돌라의 재질 또한 FRP로 비등방성이지만 변형 정도가 기낭에 비해 미미하므로 등방성 재료로 가정하여 해석해도 결과에 영향을 주지 않을 것으로 판단된다.

Table 12 Material Property

Part	Elastic Modulus (GPa)	Shear Modulus (GPa)	Density (kg/m <sup>3</sup> )	Poisson ratio	
기낭	$E_x$	96.3	0.0376	1420	0.3
	$E_y$	54.3			
곤돌라	68.9		2440	0.183	
꼬리날개	1		25	0.33	
패치	210		7850	0.3	
와이어	210		7850	0.3	

**3.5 하중**

비행선이 처하게 되는 수많은 하중 상태가 있으며, 모든 상태를 고려 할 수 없으므로 대표적으로 가장 구조적으로 불안정한 상태를 선별하여 하중을 주게 된다. 또한 비행선의 운동 특성상 고속운동이 없으므로 관성하중은 제외하고, 정적인 상태에서 해석하여도 무리 없을 것으로 판단하였다. 때문에 비행선에 영향을 주는 대표적인 하중들을 적용하였다.

**3.6 적용 하중**

기본적으로 기낭의 형상이 유지되도록 하는 여압과 최대 상승시 지상과 기압차의 합을 내압으로 하였다.

Payload의 무게와 그리고 자중을 고려하였으며, 5.5 m/s로 운용중일 때 2.5 m/s의 돌풍을 만난경우의 항력을 적용하였다.

Table 13 Load Spec

Load	Direction	Magnitude
자중	지상방향	9.81 $m/s^2$
돌풍 항력	진행방향의 반대	37 $Pa$
운용 항력		0.77 $Pa$
내압	기낭의 법선 방향	245.16 $Pa$
기압차		591.2 $Pa$
Payload	지상방향	68.67 $N$

**3.7 결 과**

일반적으로 비행선은 곤돌라에 무게가 집중 되므로 곤돌라가 연결된 기낭부위에서 가장 큰 응력과 변형이 발생한다.

**3.7.1 변 형**

기낭의 변형으로 인해 곤돌라의 변위가 2.5 mm 처짐이 발생하였으며 기낭의 변형은 평균적으로 1 mm 이다.

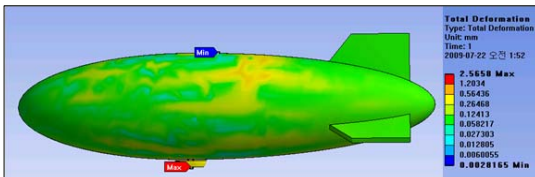


Fig. 8 Deformation

**3.7.2 응 력**

곤돌라와 기낭을 연결해 주는 패치 부분에서 74.3 MPa의 최대 인장응력이 발생 하였으며, 국 부적으로 압축응력이 발생 하였다.

기낭은 평균 1.5 MPa의 응력이 분포하며 국부 적으로 압축응력이 발생 하는 부분이 있다

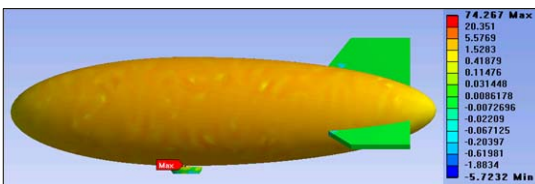


Fig. 9 Stress

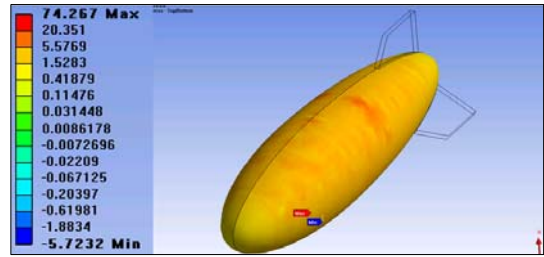


Fig. 10 Balloon Stress

**3.8 구조 안전성**

비행선이 비행중 처하게 되는 극한 상태의 기 동 상태는 없으나 구조적으로 주의 깊게 고려하 야 할 상태에 대해 평가하였다.

**3.8.1 기낭의 안전성**

비행선의 거동 특성상 관성 하중이나 항력의 영향이 미미하므로 내압과 곤돌라 하중의 영향 이 크다. 때문에 기낭의 응력분포는 대체로 평 이하면서 적은 값(1.5 MPa)을 나타 내었다. 따 라서, 기낭은 구조적으로 매우 안전하였다.

**3.8.2 패치의 안전성**

본 연구에서 비행선이 가장 구조적으로 취약 한 부분이 기낭과 곤돌라를 이어주는 패치부분 이다.

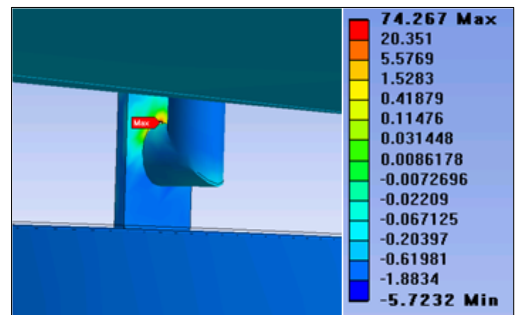


Fig. 11 Patch Stress

패치에 최대 응력이 발생하는 원인은 여러 가 지 있겠으나 기낭의 내압으로 인해 팽창 되면서 발생하는 변위에 의한 응력발생이 가장 큰 원인 이라 할 수 있다. 패치 재질인 구조강의 항복응 력 대비 최대 응력은 Eq. 2와 같다.

$$S.F = \frac{250MPa}{74.267MPa} = 3.36$$

Equation 2. Safety Factor Equation

비록 최대 응력이 가해지나 3이상의 높은 안전 계수를 갖게 되므로 구조적으로는 안전하다. 본 연구에서 패치의 반경이 2 cm로 모델링 하였다.

#### 4. 결론

본 연구에서 공중에서 무인촬영을 목적으로 하는 항공 무인촬영용 비행선 개발의 공력설계와 구조 설계를 수행하였다. 그 결과 기낭의 항력계수는 0.02278로 타 연구 결과에 비해 5%이상의 항력계수값을 낮추었으며, 이에 적합한 꼬리날개 형상을 설계 하였다.

기낭은 경계층의 천이를 늦춤으로써 마찰 항력을 대폭 줄일 수 있지만 실제에 적용 가능성이 불확실한 자연 층류 형상보다는 전통적인 회전체 형상을 채택하여 공력설계를 수행하였다. 항력을 최소화하면서도 구조적으로 유리하도록 세장비를 1:4 로 하고 장축 길이비가  $1:\sqrt{2}$  의 2개의 타원을 회전시켜 기낭의 외형으로 하였다.

꼬리날개는 Inversed-Y Type으로 Goodyear사의 경험식을 사용하여 꼬리날개의 제원을 선정하였다.

구조 해석을 통하여 변형과 응력분포 경향을 살펴보고 취약점을 분석 하여 본 연구에서 설계한 비행선은 구조적으로 안전한 것으로 평가되었다. 비행선의 최대 응력을 나타내는 부분은

패치부분으로 패이로드의 크기나 곤돌라의 크기에 따라 적절하게 설계를 되어야 됨을 확인할 수 있었다.

기낭의 변위로 하여 곤돌라의 변위가 최대 2.5 mm를 일으켰다. 따라서, 비행선의 설계시에는 응력의 한계도 확인하여야 하지만 기낭의 변형이 고려되어야 함이 확인 되었다.

추후 비행선의 제작이 된다면 지속적인 비행 시험을 통하여 설계 데이터를 검증이 필요할 것으로 평가하고 있다.

#### 참고 문헌

- [1] Khoury, G. A. and Gillet, J. D., 1999, "Airship Technology", Cambridge University Press.
- [2] Honam Ok, 2001, "Study on the Aerodynamic Design Methods of an airship", KSAS journal, pp.297~305.
- [3] Honam Ok, 2001, "Prediction of the Aerodynamic Characteristics of an Airship Hull", KSCFE journal, pp.76~83.
- [4] Young, A. D., 1939, "The Calculations of the Total and Skin Friction Drags of Bodies of Revolution at Zero Incidence", ARC R&M 1874, London, HMSO.
- [5] Dong-Min Kim, Wanggu Kang, Jin-Woo Lee, Chan-Hong Yeom, Chulho Lim, 2001, "The Structure and Materials of Airship", KSAS journal, pp.141~151.