

## 태양복사에너지에 의한 성층권 비행선의 열특성에 관한 연구

김민정\* · 이대원\* · 노태성\*\* · 최동환\*\*

### A Study on Thermal Characteristics of Stratospheric Airship Influenced by Solar Radiation

Min-Jung Kim\* · Dae-Won Lee\* · Tae-Seong Roh\*\* · Dong-Whan Choi\*\*

#### ABSTRACT

This study has been performed on the mechanism of heat transfer between stratospheric airship and its surroundings while the airship is staying in the air at the altitude of 20km. The computational grid of airship has been generated and the results influenced by the number and the shape of grids have been compared. The temperature distributions have been obtained through this thermal analysis considering three modes of heat transfer - conduction, convection and radiation - in stratospheric conditions. Based on the airship's surface and inner temperature variations, the influence of temperature distributions on the helium envelope and the payload has been predicted.

#### 초 록

성층권 비행선이 고도 20 km에서 정점 채공 시, 비행선 내외부의 수치 모델을 만들어 성층권 열환경 및 열전달을 해석하였다. 비행선의 해석 격자를 형성하였으며, 열해석 모델의 격자수와 격자형상이 해석 결과에 미치는 영향을 비교하였다. 성층권 환경에서 전도/대류/복사를 동시에 고려한 비행선 계산 결과로써 태양복사에너지로 인한 선체표면과 내부의 온도분포를 가시화하였으며, 온도분포가 헬륨 기낭 및 탑재물에 주는 영향을 예측하였다.

Key Words: Stratospheric Airship(성층권 비행선), Stratospheric Condition(성층권 환경), Solar Radiation(태양 복사), Heat Transfer(열전달), Computational Grid(계산 격자)

#### 1. 서 론

† 2004년 11월 27일 접수 ~ 2005년 2월 15일 심사완료

\* 학생회원, 인하대학교 항공공학과 대학원

\*\* 정회원, 인하대학교 항공우주공학과  
연락처, E-mail: tsroh@inha.ac.kr

성층권 비행선이 여러 임무 중에서 특히 통신중계 임무로 활용될 경우 정점채공능력을 갖추고 있어야 한다. 이 때 비행선이 채공하게 될 지상 20

km의 성층권은, 대류권의 고도가 지역마다 다르므로 성층권의 분포도 지역마다 차이가 있지만 대류권에 비해 기상이 매우 안정적이어서 비행선을 장시간 채공시키기에 적합하다. 그러나 성층권에서는 구름이 없으므로 낮에는 항상 태양이 비추고, 밤과 낮의 온도차가 크며, 태양광 및 지구복사 등에 의한 열에너지가 비행선 내부에 영향을 주어 비행성능에 문제를 야기시킬 수 있다[1-4].

본 연구에서는 성층권 비행선이 지상보다 많은 태양열을 받는 열환경에서도 장기 채공 시 비행성능을 확보할 수 있는지 여부를 알아보기 위해, 정점채공 고도인 지상 20 km에서 비행선 내외부의 모델을 만들어 열환경/열전달을 해석하였다.

2. 해석 방법

21 성층권 대기 환경

성층권은 지구상공 약 8~20 km에서부터 시작하여 약 50~56 km까지 형성되어 있다. 대류권의 고도가 지역마다 다르므로 성층권의 분포도 지역마다 차이가 있지만 성층권은 대류권에 비해 기상이 매우 안정적이므로 비행체를 장시간 채공시키기에 적합하다[5].

비행선이 채공할 고도 20~22 km 부분의 기온은 -56 °C 정도, 공기 밀도는 지상의 약 14분의 1 정도이다. 성층권은 구름이나 강우, 번개 등의 기상현상이 일어나는 대류권보다도 높이 있는 맑은 하늘이므로 항상 태양이 비친다. Table 1은 해수면 및 성층권(지상 20 km 기준)에서의 대기 환경을 비교한 내용이다[6].

Table 1. Atmospheric Conditions on the Ground and Stratosphere

	Sea Level	Stratosphere
Temperature (K)	293	217
Pressure (atm)	1	0.0542
Density (kg/m <sup>3</sup> )	1.205	0.08816
acceleration of the gravity (kg · m/s <sup>2</sup> )	9.806	9.733
Solar intensity(W/m <sup>2</sup> )	1000	1366

22 경계 조건

태양복사에너지를 받는 비행선 표면에서의 복사 열전달 경계조건은 다음과 같다[7].

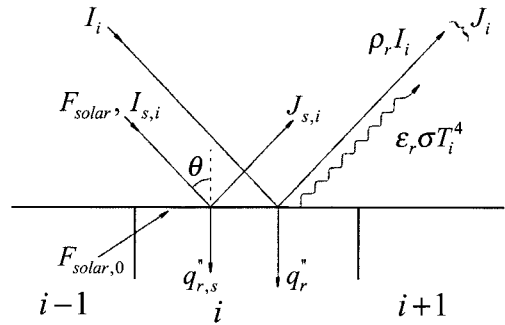


Fig. 1 Solar radiation on the surface *i*

Figure 1을 보면 표면 *i* 에서 떠나는 전체 복사량  $J_i$ (조도, radiosity)를 다음과 같은 관계식으로 나타낼 수 있다.

$$J_i = \epsilon_r E_{B,i} + \rho_r I_i \tag{1}$$

여기서  $I_i$  (W/m<sup>2</sup>)는 다른 표면으로부터 표면 *i* 에 입사되는 전체 복사량이며,  $\epsilon_r$ ,  $\rho_r$ 은 각각 상대적인 표면의 방출율과 반사율이다. 불투명한 표면(grey opaque surface)일 경우 관계식은 다음과 같다.

$$\epsilon_r + \rho_r = 1 \tag{2}$$

그리고  $E_{B,i} \equiv \sigma T_i^4$ 은 흑체 방출량(W/m<sup>2</sup>)이며, 여기서  $\sigma$ 는 Stefan-Boltzmann 상수,  $T_i$ 는 경계면 온도이다.

입사량  $I_i$ 는 다른 표면의 조도로써 아래와 같이 표현될 수 있다.

$$I_i = \sum_j F_{ji} J_j \tag{3}$$

벽(wall)표면 *i*에서의 순(net)복사량  $q_r''$ 은 도달하는 양과 나가는 양의 차이로 나타낸다.

$$q_r'' = I_i - J_i \quad (4)$$

즉,

$$q_r'' = \alpha_r I - \epsilon_r E_B \quad (5)$$

이며, 여기서  $\alpha_r$  은 표면의 흡수율이다. 만약 회체 (grey body) 라면  $\alpha_r = \epsilon_r$  이다.

또한, 태양복사에너지를 고려한 벽(wall) 표면  $i$  에서의 순(net)태양복사량  $q_{r,s}''$  는

$$q_{r,s}'' = \alpha_{r,s} \left[ (I_{s,i} + F_{solar}) + F_{solar,0} \right] \quad (6)$$

으로 나타내며, 여기서  $\alpha_{r,s}$  는 태양복사흡수율,  $F_{solar}$  는 태양강도  $I_{solar}$  의 각도  $\theta$  에 대한 입사량이다. 그리고  $F_{solar,0}$  은 외부로부터 오는 태양복사량이다.

따라서 복사, 대류, 전도 그리고 태양복사까지 고려한 벽면에서의 총열전달량  $q_w''$  은

$$q_w'' = q_r'' + q_c'' + q_d'' + q_{r,s}'' \quad (7)$$

이며, 대류 성분  $q_c''$  는

$$q_c'' = -h_t (T_w - T_f) \quad (8)$$

이다. 여기서  $h_t$  는 대류열전달 계수이며,  $T_w$  는 벽면에서의 온도,  $T_f$  는 인접한 유체의 온도를 나타낸다.

위와 같은 방법으로 계산되는 경계면에서의 초기값 및 상태량을 대략적으로 도식화하여 Fig. 2에 나타내었으며, 상용 프로그램인 Star-CD를 이용하여 해석하였다.

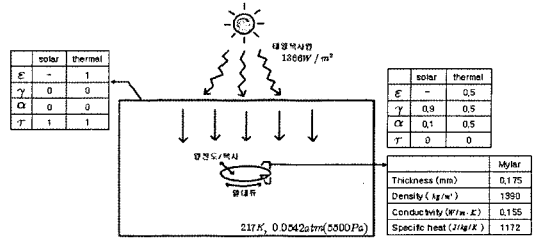


Fig. 2 Boundary conditions of airship model for the thermal analysis

여기서 비행선 외피의 방사율 0.5, 흡수율 0.1, 반사율 0.9는 주어진 Target Data를 이용한 값이다. 또한 비행선 외피의 초기 온도는 고도 20 km에서의 대기온도와 동일한 217 K으로 하였다.

### 3. 해석 격자

#### 3.1 성층권 비행선의 구조

본 해석에서는 Fig. 3에서 보듯이 전장(전체길이) 50 m, 최대직경 12.5 m의 비행선을 모델로 하였다.

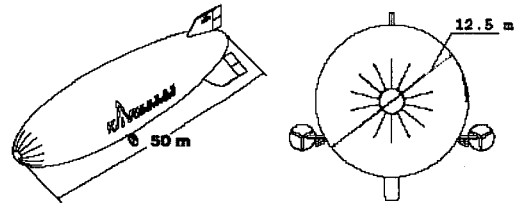


Fig. 3 The external shape of airship model

성층권 비행선의 선체 표면은 선체 외피와 태양전지로 구성된다. 우선 선체 외피는 대기밀도가 지상의 약 1/14인 성층권에 비행선을 띄우기 위해서 막재의 경량화가 요구된다. 따라서 약 0.175 mm의 아주 얇은 재질이 사용된다. 또한 전 표면적의 약 45%를 차지하는 태양전지판은 0.57 mm의 두께를 갖는다.

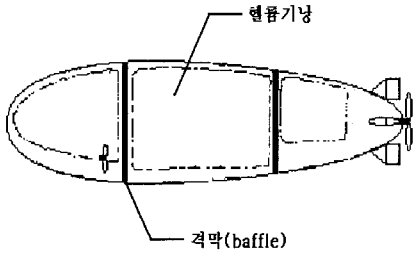


Fig. 4 The internal shape of airship model

선체 내부는 Fig. 4와 같이 2개의 격막에 의해 나뉘며 3개의 헬륨기낭이 들어가는 구조로 되어 있다. 지상에서 선체 내부는 거의 전용적의 90% 이상이 공기이고 10% 이하가 헬륨이지만, 성층권에서는 이것이 반대로 거의 전용적의 90% 이상이 헬륨, 10% 이하가 공기로 된다. 그러나 해석 시 태양전지판은 고려하지 않았으며, 내부는 헬륨기낭을 둘러싼 공기가 어떤 열전달 방식으로 기낭에 영향을 주는지 알아보기 위해 선체 내부를 모두 공기로 가정하였다.

3.2 격자 형상

유한체적법에 따른 유동 해석을 하기 위해서는 해석할 모델을 목적에 맞게 적절한 형상으로 체적을 나누어야 한다. 비행선 열해석 모델을 위해, 우선 Fig. 3과 Fig. 4에 나타낸 geometry 파일로 비행선 내부 해석을 위한 격자를 만들었다. 또한 동시에 외부유동 및 열전달 해석을 위해 직경 3 km, 길이 5 km의 실린더 형태로 far-field를 만들어 전체 격자형상을 완성하였다.

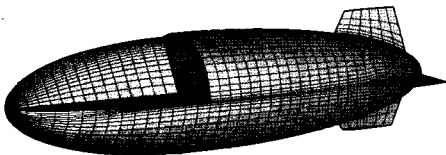


Fig. 5 Grids in the airship model for the thermal analysis

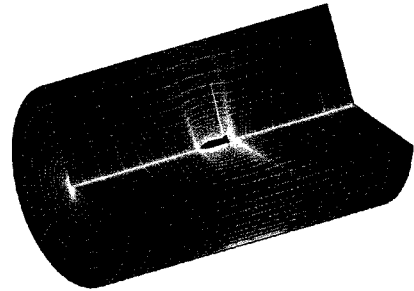


Fig. 6 Grids around the airship model for the thermal analysis

Figure 5와 Fig. 6은 비행선 내외부의 최종 격자 형상이다. 그러나 어느 부분에 얼마만큼의 크기로 격자를 조밀하게 해야 하는지 알 수 없어 비행선 내부는 거의 균일한 간격으로, far-field는 비행선 주변으로 레이어를 집중시켰다.

4. 해석 결과

4.1 격자에 따른 해석 결과

성층권 비행선 모델을 해석하는데 있어서 해의 정확성을 보장하는 적절한 격자수 및 레이어 간격을 결정하기 위해, 격자수와 레이어 간격의 변화가 해석 결과에 미치는 영향을 비교하였다.

Figure 7 (a)와 (b)에 나타내었듯이 초기모델의 총 격자수는 234,414개로 비행선 외피를 포함한 내부가 97,524이며 far-field는 136,890개이다. 이 모델은 Fig. 5와 Fig. 6에서 나타낸 격자와 동일한 것으로 가장 초기에 완성한 격자이다. 정확한 레이어 간격을 예상할 수 없었기 때문에 far-field는 외피 부근에 0.5 m 간격(반경 방향)으로 약 5 m까지 셀을 만들고 그 이후부터는 일정한 비율로 간격을 늘려주었다. 그리고 비행선 내부는 외피 부근에서 0.1 m(반경 방향)로 시작하여 일정하게 늘려나갔다.

이렇게 만든 격자를 통해 얻은 온도 분포를 Fig. 7 (c)에 나타내었다. infinite 거리의 Z축에서 오는 태양열로 인해 선체 내부와 표면의 윗부분이 온도가 높아졌음에도 불구하고 선체 외

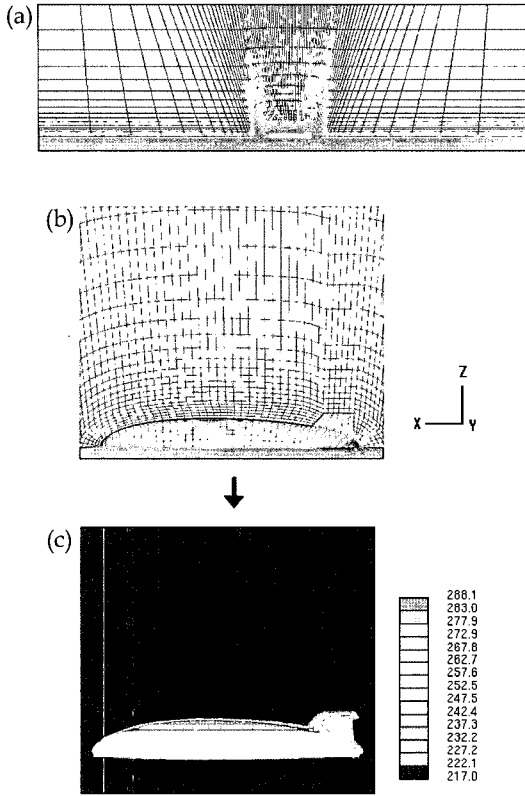


Fig. 7 Temperature distribution of airship model (About 230,000 of grid points)

부에 인접한 공기는 온도 변화가 거의 없음을 볼 수 있다. 이것은 외피 부근의 레이어 간격이 적절하지 않았음을 보여준다.

초기 격자를 이용하여 해석한 결과로 외피 부근에 셀을 더욱 조밀하게 만들어야 한다는 것을 알 수 있다. 따라서 Fig. 8 (a)는 far-field로 나가는 부분도 비행선 내부와 마찬가지로 선체 외피 부근의 간격을 0.1 m(반경 방향)으로 시작하였다. 또한 비행선에서 멀어질수록 외부 격자간의 레이어 거리가 늘어나는 비율이 Fig. 7 (a)보다 큰 것을 볼 수 있다. 긴 계산시간으로 인하여 격자를 조밀하게 분포시켜야 하는 부분 외에는 격자수를 최대한 줄였기 때문이다. 총 격자수는 300,824개로 비행선 외피를 포함한 내부는 138,580개이며 far-field 부분은 162,244개이다.

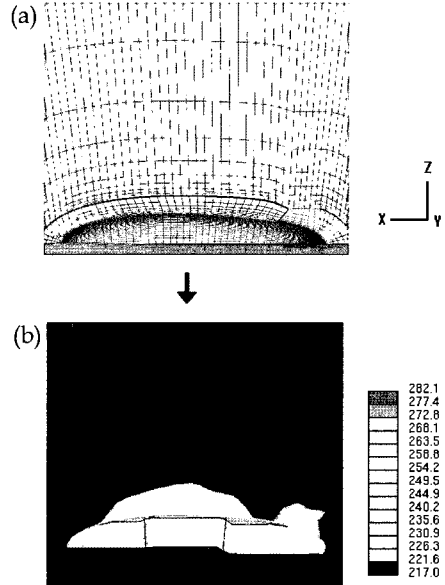


Fig. 8 Temperature distribution of airship model (About 300,000 of grid points)

Figure 8 (b)는 앞서 수행한 해석과 동일한 설정으로 얻은 온도 분포이다. Fig. 7 (c)와 비교해보면 선체 내부와 표면은 유사한 온도 분포를 보이나(격막 유무로 인한 차이 제외), 비행선 외부 유동은 서로 다른 것을 볼 수 있다. 외피 부근의 레이어 간격 조절로 인해, 선체 표면으로부터 가열된 주변의 공기 온도가 나타난 것이다. 그 결과 태양열로 인한 선체 표면의 높은 열이 대류 현상으로 인해 열전달 되어 최대 온도가 초기 격자로 해석한 결과보다 내려간 것을 확인할 수 있다.

Figure 9 (a)는 총 격자수 407,856개로 비행선 외피를 포함한 내부가 184,179개이며 far-field는 223,677개이다. 30만개 격자의 해석 결과, 날개 부근의 유동이 보이지 않아 Fig. 9 (b)에서 볼 수 있듯이 날개쪽으로 셀을 추가하여 격자를 조밀하게 분포시켰다. 그리고 선체 내부는 유동해의 정확성을 위해 약 5만개의 셀을 추가하였다. 이 과정에서 격자 형상이 바뀌기 때문에 격자의 단면에 형성하게 되는 격막의 위치도 변하였다.

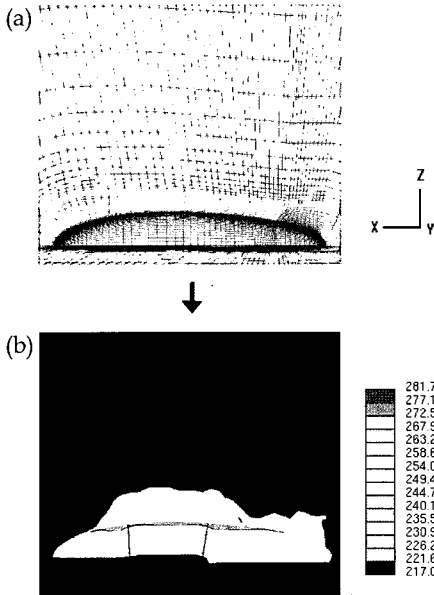


Fig. 9 Temperature distribution of airship model (About 400,000 of grid points)

또한 선체 외피 부근은 far-field쪽, 비행선 내부 쪽 모두 0.05 m 간격(반경 방향)으로 레이어 간격 조절을 하였다. 그 결과 세 번째 그림에서, 꼬리 날개의 표면 온도가 상승하면서 인접한 대기 공기의 온도가 상승한 것을 볼 수 있다.

그러나 격자수 40만개는 과도한 계산 시간이 소요되어 충분한 계산을 수행하기가 어려웠고, 날개 부근의 대기 공기 온도 변화를 제외하고는 선체 외피의 최고온도와 비행선 내부의 온도분포 및 유동분포가 유사하였으므로 격자수 30만개로 모델링한 것을 최종 해석 격자로 사용하였다.

4.2 해석 결과 검토

본 해석에서 태양의 위치는 성층권 비행선에 정확히 수직인 곳으로 Fig. 10의 좌표상으로 Z축이다. 기준 좌표축은 Fig. 10 (a)와 (b)가 동일하다. 태양열에 의해 가열된 선체 외피의 온도 분포를 또 다른 상용 프로그램인 Ansys를 통해 얻은 해석 결과와 비교·분석하였다.

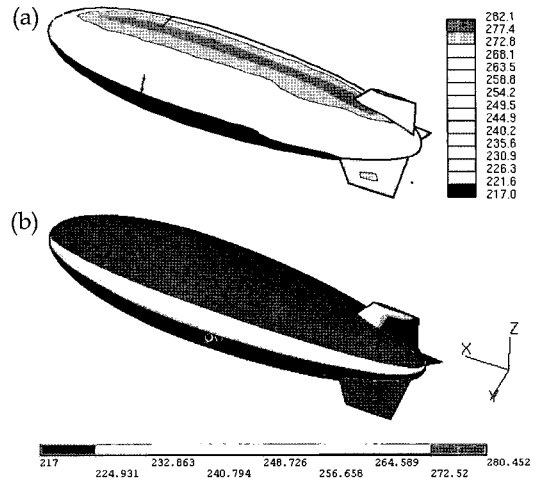


Fig. 10 Temperature distribution on the surface of airship model

Figure 10 (a)는 본 연구에서 형성한 해석 격자의 결과로, 태양 복사에너지를 받아 비행선 외부의 대기와 내부 공기에 의한 전도, 대류, 복사 효과가 동시에 고려되었을 때의 표면 온도 분포이다. 그리고 Fig. 10 (b)는 단지 비행선의 외피만을 격자로 만들어 임의의 대류 열전달 계수 (convection heat transfer coefficient)를 일정한 값으로 주어 해석한 결과이다. 이 때 대류 열전달 계수는 Fig. 10 (a)의 최대온도에 맞추기 위해 1.5로 설정한 결과를 나타내었다.

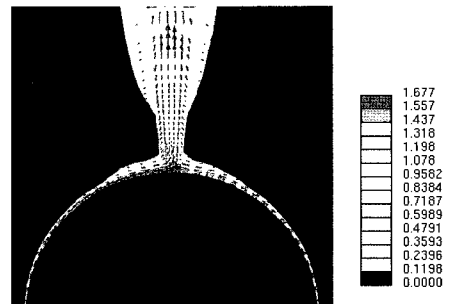


Fig. 11 Velocity distribution on the vertical cross-section

Figure 10 (a)와 (b)를 비교해보면, 태양과 비행선간의 거리와 태양의 위치가 동일함에도 표면의 온도 분포가 많은 차이를 보임을 알 수 있다. 이는 Fig. 10 (a)의 외부 유동이 Fig. 11과 같기 때문이다.

Figure 11은 비행선의 반경 방향으로 내·외부의 유동을 나타낸 것이다. Fig. 10의 (a)와 마찬가지로 복합적인 열전달 효과를 모두 고려한 결과이다. 그림에서 반구 모양의 단면적이 비행선 내부를 나타낸다. 태양열로 인해 가열된 선체 윗면 부근의 공기가 밀도가 낮아져 부력 효과로 상승하는 것을 볼 수 있다. 이 때, 가열된 공기는 비행선 표면을 따라 올라가다가 가장 윗부분에서 모여 상승한다. 따라서 태양으로부터 같은 양의 열을 받더라도 비행선 표면의 가장 윗부분을 제외한 나머지는 가열된 공기가 상승하고 그로 인해 비워진 공간을 근처의 찬 공기로 교체되면서 냉각과정을 빠르게 하여 온도가 낮아진다. 그러나 비행선 표면의 가장 윗부분은 주위에서 올라오는 가열된 공기층에 둘러싸여 대기의 찬 공기와 직접 접촉이 되지 않으므로 표면온도가 가장 높다. 그러나 Fig. 10 (b)는 이런 효과를 무시하고 대류열전달 계수를 일정한 값으로 하였기 때문에 표면 온도의 분포가 단지 형상계수 (view factor)에 의한 차이로 나타난 것이다.

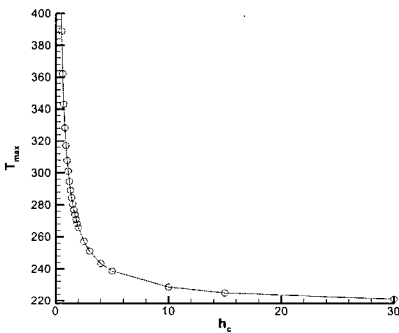


Fig. 12. Max. temperature variation according to the heat transfer coefficient

Figure 12는 비행선 외피의 방사율이 0.5일 때, 대류 열전달 계수에 따른 최대 온도값을 나타낸

그림이다. 대류 열전달 계수가 표면 온도에 얼마나 큰 영향을 주는지 확인할 수 있다.

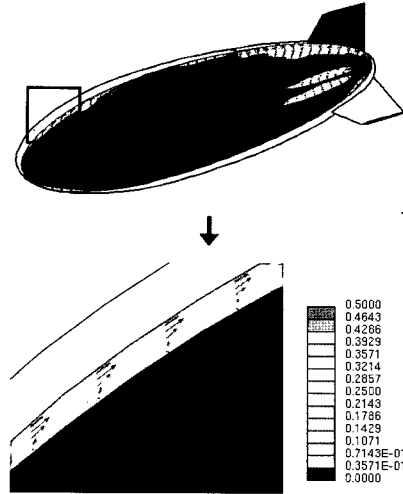


Fig. 13 Velocity distribution in the airship model

Figure 13은 비행선 내부의 속도 분포를 나타낸 그림이다. 비행선 내부는 표면에 인접한 부분의 공기가 가열되어 작은 속도로 상승할 수 있는 부분을 제외하고는 유동 속도가 거의 없음을 볼 수 있다. 비행선 뒷부분은 양옆 꼬리날개의 온도 상승으로 중간부분에 약간의 속도가 생긴 것이 보인다. 이렇게 비행선 내부는 안정된 기층으로 대류현상이 나타나지 않아 내부 온도 분포는 Fig. 14와 같이 대부분 표면에서 전달된 열전도 현상으로 형성되었음을 알 수 있다.

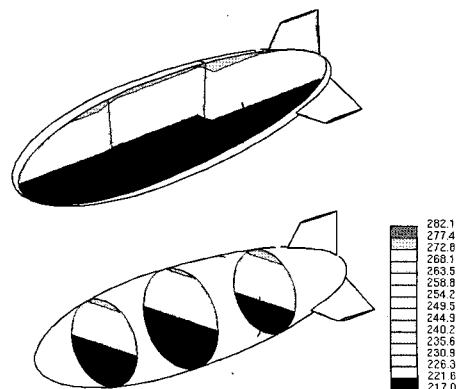


Fig. 14 Temperature distribution in the airship model

Figure 14는 비행선 내부의 온도 분포를 나타낸 그림이다. 격막의 영향으로 그 주위의 온도 분포가 샘플 테스트에서 해석한 결과와 같이 약간 차이를 보이는 것을 확인할 수 있다. 또한 양 옆 꼬리 날개의 영향으로 세 번째 칸의 온도가 조금 더 상승한 것을 볼 수 있다.

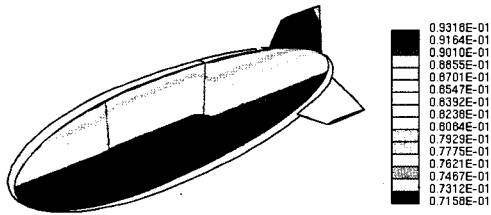


Fig. 15 Density distribution in the airship model

Figure 15는 비행선 내부의 밀도 분포를 나타낸 그림이다. 온도와 반비례 관계이므로 온도가 상승한 윗부분의 밀도는 낮고 아랫부분의 밀도는 높은 것을 볼 수 있다.

## 5. 결 론

본 연구에서는 고도 20 km 부근에서 장기 체공하는 성층권 비행선의 열해석을 수행하였다. 전체 해석 격자의 구조와 격자수가 해석 결과에 미치는 영향을 비교하여, 해의 정확성을 보장하는 적절한 격자 모델을 결정하였다.

태양복사열을 받는 선체 표면에서 내외부로 일어나는 전도/대류/복사의 복합적인 열전달을 해석하였다. 비행선 외피재질의 특성을 방사율 0.5, 태양열 흡수율 0.1, 태양열 반사율 0.9의 주어진 Target Data로 해석한 결과, 비행선 외피의 최대 온도는 초기 온도의 약 60 K 정도 상승하는 것으로 나타났다. 태양열을 받는 윗부분의 온도 상승으로 비행선 내부는 안정된 기층을 형성하였다. 따라서 비행선 내부에 헬륨기낭을 둘러싼 공기의 대류현상이 헬륨기낭 및 탑재물에 주

는 영향은 매우 적을 것으로 예상되었다. 그 결과 비행선이 지상보다 많은 태양열을 받는 고도 20 km 성층권 환경에서 장기 체공 시에도, 아래쪽에 위치하게 될 탑재물로부터의 비행성능은 확보할 수 있음을 알 수 있었다. 그러나 비행선 표면적의 45% 정도를 차지하게 될 태양전지를 고려할 경우, 태양전지판은 기낭 재질보다 훨씬 많은 태양열을 흡수하게 되므로 이것에 대한 추가적인 연구가 필요하다.

## 후 기

본 연구는 항공우주연구원 성층권 비행선 개발 사업단의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

1. 임철호 외, "성층권 무선중계용 비행선 기본설계 및 운용개념 연구," 정보통신부, 1998. 12
2. 임철호 외, "시험용 다목적 성층권 비행선 개발," 산업자원부, 1999. 6
3. 김동민 외, "다목적 성층권 장기체공 무인비행선 개발사업," 한국항공우주학회 2001년도 춘계학술 발표회 논문집, 2001, pp. 622-625
4. 천기중공업주식회사 항공우주company기술본부 우주·민간 항공기 설계부, "SPF비행선의 열적인 문제와 그 대책," 제 3회 성층권 플랫폼 워크샵<발표자료, 번역본>, 2001, pp. 78-84
5. <http://airship.kari.re.kr>, 다목적 성층권 비행선 개발사업 홈페이지, 2004
6. 김명성 외, "성층권 비행선의 임무고도 진입에 대한 고찰," 한국항공우주학회 1999년도 추계학술 발표회 논문집, 1999, pp. 204-207
7. Star-CD Manual Methodology version 3.20A, CD adapco, 2004