

해석해를 이용한 발사시 위성체 열해석

최준민*, 김희경**, 현범석***

Thermal Analysis on Satellite during launch stage by analytic solution

Joon-Min Choi*, Hui-Kyung Kim**, Bum-Seok Hyun***

Abstract

Satellite mounted on the launch vehicles experiences several environmental heating, such as direct solar flux, Earth IR, Albedo, and free molecular heating during fairing jettison-separation launch stage. So, the most outer payload box of satellite is under the worst hot condition. The thermal governing equation is reduced into 1st order ordinary differential equation and analytic solution is acquired if payload box is assumed as a single lumped mass. Applying the analytic solution, we can predict the temperature increase of payload box experienced the worst hot condition, easily.

초 록

발사시 fairing jettison-separation의 과정에서 발사체에 탑재된 위성체가 우주환경에 노출이 되어 태양광, 지구복사, Albedo, free molecular heating 등의 여러 가지 열환경의 직접적인 영향을 받게 된다. 이 때, 위성체 중에서 발사체의 진행 방향으로 최외각에 위치한 payload box가 worst hot condition의 조건을 만족하며 가열되게 된다. Payload box를 하나의 질량으로 가정하고 적용되는 여러 가지 열환경을 고려하여 온도지배방정식을 정리하면 해석해가 존재하는 1차원 미분 방정식을 유도할 수 있다. 이 식으로부터 구한 해석해를 worst hot condition을 만족하는 payload box에 적용하여 발사시 가열에 의한 온도 상승 정도를 예측하고, 그 결과로부터 위성체의 열적 안정성을 비교적 간단한 방법으로 검증할 수 있다.

키워드 : 위성발사(launch), 해석해(analytic solution), 열해석(thermal analysis)

* 위성기초기술그룹/jmchoi@kari.re.kr
*** 위성기초기술그룹/bshyun@kari.re.kr

** 위성기초기술그룹/harry@kari.re.kr

1. 서 론

위성체가 발사체에 탑재되어 임무궤도까지 올려지는 과정에 대한 열해석은 매우 복잡하다. 발사 초기 단계에 위성체는 fairing에 보호를 받고 대기압 영향권에 있게 된다. 이후 외부 대기에 의한 영향이 줄어드는 고도에 도달하게 되면 무게를 줄이기 위하여 위성체를 보호하던 fairing은 벗겨지게 된다(jettison). 이후부터 위성체는 우주환경이 노출되어 임무궤도로 직접 또는 천이궤도를 통하여 진입하게 된다. 임무궤도에 진입한 위성체는 발사체와 분리되고 접고 있던 태양전지판을 펼치고 태양에너지를 전기에너지로 변화하기 시작한다.

Faring jettison부터 분리(separation)까지의 과정에서 발사체 상단에 탑재된 위성체는 직접적으로 외부 우주환경에 노출된 상태가 되어 여러 가지 열환경의 인자에 의하여 영향을 받게 된다. 위성체의 온도를 상승시키는 인자로는 위성체에 가해지는 태양광(direct solar flux), 태양광의 지구반사에 의한 효과인 알비도(Albedo), 지구복사(Earth IR)와 희박기체에 의한 가열(free molecular heat flux) 등이 있다. 위성체 온도를 하강시키는 인자는 절대온도 제로에 가까운 심층 우주로의 복사열전달이 있다. 이러한 우주 및 발사시 열환경의 조건 하에서 fairing jettison부터 separation 과정 중에 위성체 전체의 온도 변화를 수치적으로 해석하는 것은 많은 시간과 노력이 요구되는 일이다. 그러나 빈번하게도 발사과정에서 위성체의 열적 안전성은 이러한 우주 및 발사 열환경에 가장 심하게 노출된 위성부품에 의해서 결정되어진다. 일반적으로 발사체의 진행방향과 같으며 위성체 최외곽에 장착된 부품이 여기에 해당된다.

본 연구는 fairing jettison부터 separation 과정에서 위성체 최외곽에 장착되어 발사 중 가장 높은 온도를 갖게될 수 있는 부품에 대한 열해석을 컴퓨터에 의존하지 않고 해석해를 통하여 예측하는 방법에 대하여 논하고 있다.

2. 본 론

2.1 기본 지배방정식

2.1.1 Nomenclature

| | |
|------------|-----------------------|
| m | : mass |
| C_p | : heat capacitance |
| A | : surface area |
| F_j | : radiation factor |
| α | : solar absorptivity |
| ϵ | : infrared emissivity |
| q_s | : solar constant |
| q_e | : Earth Infrared |
| β | : Albedo factor |

2.1.1 지배 방정식과 해석해의 유도

부품 또는 관심 부위를 하나의 질량으로 가정하고, 내부에서의 열생성/소멸과 외부에서 가해지는 heat flux를 고려하였을 때, 부품 온도에 대한 지배 방정식은 다음과 같다.

$$mC_p \frac{dT}{dt} = Q_{in} - Q_{out}$$

지배 방정식의 오른쪽에 주어지는 heat flux를 항은 위에 논한바와 같이 내부로 유입되는 것(자체 발열 포함)과 외부로 유출되는 것(냉각 포함)으로 구분이 된다. 내부로 유입되는 heat flux는 주변의 고온 물체로부터의 복사열전달(radiation)에 의한 heat flux ($Q_{in\ Radiation}$), 태양광(direct solar flux, Q_{Sun}), 태양광의 지표 반사에 의한 알비도(Albedo, Q_{Albedo}), 지구 복사(Earth IR)에 의한 heat flux ($Q_{Earth\ IR}$), 부품 자체의 폐열에 의한 heat flux ($Q_{heating}$)로 구분이 되며, 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$\begin{aligned} Q_{in} &= Q_{in\ Radiation} + Q_{Sun} + Q_{Earth\ IR} \\ &\quad + Q_{Albedo} + Q_{heating} \\ &= \sum_j \sigma \epsilon F_j A (T_j^4 - T^4) + \alpha q_s A + \epsilon q_e A \\ &\quad + \beta \alpha q_s + Q_{heating} \end{aligned}$$

그리고, 외부로 유출되는 heat flux는 부품 표면과 심층우주와의 복사열전달에 의한 heat flux ($Q_{out\ Radiation}$)와 부품을 냉각(cooling) 시키는 요인 ($Q_{cooling}$)으로 구분되고, 다음과 같은 식으로 표현이 된다. 부품을 냉각시키는 요인에는 자체 냉각장치 등이 있다.

$$Q_{out} = Q_{out\ Radiation} + Q_{cooling}$$

$$= \sigma \epsilon A (T^4 - T_{space}^4) + Q_{cooling}$$

이때, 주변의 고온 물체에 의한 가열을 무시하고, 심층우주의 온도를 절대온도 0K로 하며, 위성체 자체의 가열이나 냉각에 의한 heat flux 항을 따로 그룹화하고 나머지 항들을 Q'' 으로 표시하여 정리하면, 다음의 미분 방정식으로 표현된다.

$$\sum_j \sigma \epsilon F_j A (T_j^4 - T^4) = 0$$

$$T_{space} = 0\ K$$

$$Q'' = \alpha q_s A + \epsilon q_e A + \beta a q_{s'} A$$

$$Q_{diss} = Q_{heating} - Q_{cooling}$$

$$mC_p \frac{dT}{dt} = Q'' + Q_{diss} - \sigma \epsilon A_{rad} T^4$$

주어진 시간에 대한 미분 방정식은 실제로 해석해가 존재하는 식으로 내부의 상수항의 부호에 따라 서로 다른 해석해를 가진다. 해를 단순히 표현하기 위해 식의 각 계수를 하나의 상수로 표시하여 식을 나타내면 다음과 같다.

$$mC_p = \rho VC_p = a$$

$$Q'' + Q_{diss} = b_2$$

$$\sigma \epsilon A_{rad} = b_1$$

$$a \frac{dT}{dt} = b_2 - b_1 T^4$$

상기 미분방정식은 상수항 b_2 의 부호에 따라 다음 3가지 경우의 해석해가 존재한다.

(조건 1) $b_2 > 0$

일반적으로 발사시에 고려해야 할 경우로서 부품에 유입되는 heat flux가 냉각요인 보다 클 경우에 해당된다.

$$b_2/b_1 = d^4$$

$$a \frac{dT}{dt} = -b_1 (T^4 - b_2/b_1)$$

$$= -b_1 (T^4 - d^4)$$

$$\frac{b_1}{a} dt = -\frac{dT}{T^4 - d^4}$$

$$\frac{b_1}{a} t + c = -\frac{1}{4d^3} \ln \left| \frac{d-T}{d+T} \right|$$

$$+ \frac{1}{2d^3} \tan^{-1} \frac{d}{T}$$

적분상수 c 는 주어진 초기 조건 ($t = t_0$, $T = T_0$)에 의하여 다음과 같이 결정된다.

$$c = -\frac{b_1}{a} t_0 - \frac{1}{4d^3} - \frac{1}{4d^3} \ln \left| \frac{d-T_0}{d+T_0} \right|$$

$$+ \frac{1}{2d^3} \tan^{-1} \frac{d}{T_0}$$

특히, 이 경우는 정상해(steady state solution)가 존재하는 경우로서, 변수가 온도인 것을 고려한다면 일정한 온도를 가지는 상태에 도달하는 것을 의미하고, 그 값은 상수 d 이다.

$$\text{Steady State Solution} = T_{steady}$$

$$0 = T^4 - d^4 = T_{steady}^4 - d^4, \quad T_{steady} = d$$

(조건 2) $b_2 = 0$

이 경우는 부품 내부에서 냉각요인이 전체 가열요인과 그 크기가 같은 경우이다. Eclipse시에 발사할 경우 고려될 수 있는 경우이다.

$$a \frac{dT}{dt} = -b_1 T^4$$

$$\frac{b_1}{a} dt = -\frac{dT}{T^4}$$

$$\frac{b_1}{a} t + c = \frac{1}{3T^3}$$

적분상수(c): 초기 조건 $t = t_0$, $T = T_0$

$$c = -\frac{b_1}{a} t_0 + \frac{1}{3T_0^3}$$

(조건 3) $b_2 < 0$

냉각요인이 전체 가열요인보다 클 경우이다. 강력한 자체 냉각시스템을 가동하고 Eclipse시에 발사할 경우 고려될 수 있는 경우이다.

$$-b_2/b_1 = d^4$$

$$a \frac{dT}{dt} = -b_1(T^4 - b_2/b_1) = -b_1(T^4 + d^4)$$

$$\frac{b_1}{a} dt = -\frac{dT}{T^4 + d^4}$$

$$\begin{aligned} \frac{b_1}{a} t + c = & -\frac{1}{4d^3\sqrt{2}} \ln \left| \frac{T^2 + dT\sqrt{2} + d^2}{T^2 - dT\sqrt{2} + d^2} \right| \\ & + \frac{1}{2d^3\sqrt{2}} \left[\tan^{-1} \left(1 - \frac{T\sqrt{2}}{d} \right) \right. \\ & \left. - \tan^{-1} \left(1 + \frac{T\sqrt{2}}{d} \right) \right] \end{aligned}$$

초기 조건 $t = t_0$ 에서 $T = T_0$ 이면, c 는 아래와 같이 정하여진다.

$$\begin{aligned} c = & -\frac{b_1}{a} t_0 \\ & -\frac{1}{4d^3\sqrt{2}} \ln \left| \frac{T_0^2 + dT_0\sqrt{2} + d^2}{T_0^2 - dT_0\sqrt{2} + d^2} \right| \\ & + \frac{1}{2d^3\sqrt{2}} \left[\tan^{-1} \left(1 - \frac{T_0\sqrt{2}}{d} \right) \right. \\ & \left. - \tan^{-1} \left(1 + \frac{T_0\sqrt{2}}{d} \right) \right] \end{aligned}$$

3. 해석해의 적용

3.1 적용하는 문제의 정의

앞에서 구한 해석해를 외부 열환경에 직접적으로 노출되는 fairing jettison-separation 과정의 payload box에 적용하여 보았다. 해석해는

$Q'' + Q_{diss} = b_2$ 로 주어지는 b_2 의 부호에 따라 다른 값을 가진다. 이 때, b_2 의 항 중에서

Q'' 는 태양광, 알비도, 지구 복사에 의한 heat flux로서, 적용하는 열환경 조건에 의하여 상수로 주어지는 고정값이 된다. 즉, payload box 자체의 가열이나 냉각을 통하여 가해지는 heat flux

인 Q_{diss} 가 존재하지 않는다면, 해석해는 (조건 1)만을 적용하면 된다. 본 연구에서 고려하고자 하는 worst condition의 payload box에는 자체의 가열이나 냉각이 없다고 가정하고 외부 열환경만을 고려한 경우인 (조건1)에 적용하여 보았다.

본 연구에서는 (그림 1)에 주어진 두께 2mm, 크기 10cm×10cm의 정사각형의 면을 가지는 정육면체의 aluminum box을 해석 대상으로 하였다. 본 적용에서는 baffle이 부착되어진 면과 위성의 본체에 부착되는 두개의 면을 제외한 네 면만을 고려하였다. 이 네 개의 면은 위성체와 단열되어 있다고 가정함으로써 한번 더 worst condition을 설정하였다. 네 개의 면 중 한 면은 태양광을 수직으로 받으며, 다른 한 면은 지구 복사와 Albedo에 최대한 노출되었다는 가정을 적용하였다. 그리고, 나머지 두 면은 우주환경에 영향을 받지 않지만 질량을 증가시키는 효과만을 주도록 하였다. 외부 열환경의 영향을 받도록 active surface로 설정된 면에는 1 Mil Aluminized Kapton tape을 적용하여 radiator을 할 수 있도록 하였다.

Fairing jettison에서 separation까지 소요되는 시간은 $\Delta t = 1518$ s 으로, Fairing jettison 순간을 기준($t = 0$)으로 $t = 1518$ s에서의 box 온도를 구하는데, 앞에서 유도한 해석해를 적용해 구하였다.

문제를 적용하는 payload box의 조건은 다음과 같이 정리할 수 있다.

Four 10cm×10cm side surfaces 를 고려

- Two active side surfaces and other two inactive side surfaces

- 1st surface : Direct Solar Flux irradiation

- 2nd surface : Earth IR + Albedo

- Other two surfaces : contribution to mass increas

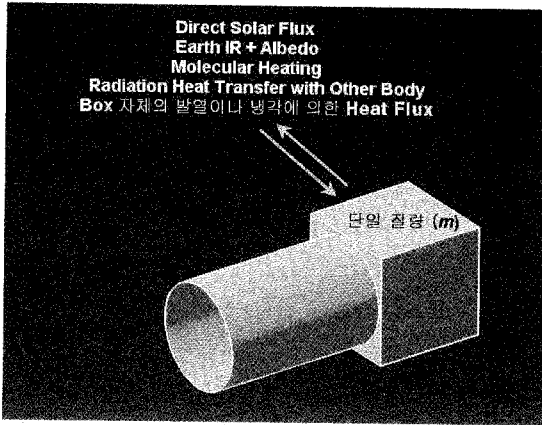


그림 1. Box의 형상과 외부 열환경 조건

3.2 적용을 위한 기본적인 조건과 상수값

본 연구에서는 외부 열환경에 노출된 위성체 최외곽에 위치한 box가 separation 지점에 도달하였을 때의 상승된 온도를 구하고자 하여 가능한 모든 조건에서 worst condition을 고려해야 하므로 외부 열환경 조건 역시 hot 조건에서의 값을 사용하였다. 해석해의 적용에 필요한 외부 열환경과 box의 열특성에 대한 상수값은 다음과 같다.

외부 열환경 조건(Hot case)

solar constant(q_s): 1419.567 W/m^2

Albedo(β) : 0.35

Earth IR(q_e) : 249.2129 W/m^2

Aluminum Thermal properties

ρ : 2702 kg/m^3

C_p : 903 $J/kg \cdot K$

k : 237 $W/m \cdot K$

1 Mil aluminized Kapton tape

α : 0.41

ϵ : 0.8

3.3 해석해의 적용 결과

1차원 미분 방정식의 해로 주어지는 발사시 열해석의 해석해의 초기 조건에 해당하는 fairing jettison 순간의 온도를 $T_0=35^\circ C$ 로 가정하고, separation이 일어나는 $t=1518s$ 까지의 시간에 따른 온도의 변화의 구하였다. (그림 2)는 시간에 따른 온도 분포의 결과를 나타낸 그림으로, 본 연구에서 계산하고자 하는 시점을 지나서 온도가 거의 정상상태에 도달했을 때까지를 고려한 것이다. 이 조건에서의 정상 상태의 온도(T_{steady})는 $47.4^\circ C$ 이고, separation이 일어나는 시간 $t=1518s$ 에서의 온도($T_{t=1518s}$)는 $42.4^\circ C$ 로 예측되었다.

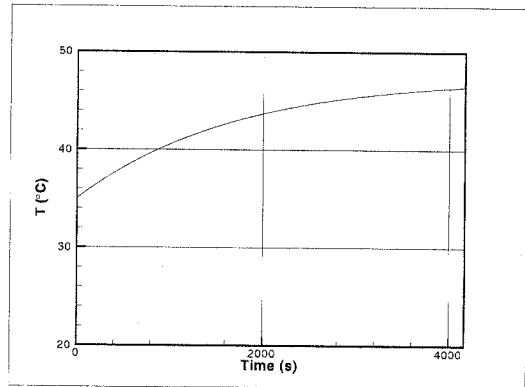


그림 2. 온도변화 그래프

4. 결 론

발사과정 중에 있는 위성체 부품에 대한 열해석을 컴퓨터에 의존하지 않고 해석해로서 구했다. 3가지 경우 대한 해석해가 가능하다. 이러한 해석해는 간단하게 위성체 box의 열안정성을 검증하게 사용될 수 있다.

참 고 문 헌

1. F. P. Incropera, and D. P. DeWitt, "Fundamentals of heat and mass transfer", 5th ed., Wiley, 2002.
2. M. R. Spiegel, "Mathematical Handbook", Schaum, 1968.
3. 현범석, 최준민, 김대승, "관성비행이 있는 저궤도위성에 대한 발사시 열해석", 한국항공우주학회, 추계 학술대회논문집, 2001.