

해석해를 이용한 질량변화가 있는 위성 부품에 대한 발사시 열해석

최 준민[†]·김 희경*·현 범석*

Launch Stage Thermal Analysis on a Mass Varying Satellite Box by Analytical Solutions

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

Key Words: Satellite(위성), Launch(발사), Thermal Analysis(열해석), Analytical Solution(해석해),
Mass varying(질량변화)

Abstract

Analytical approach is applied to predict temperature of satellite box under worst hot condition from fairing jettison to separation. The box is tried to solve analytically which is exposed to known environmental heating condition and has internal heating and irradiation to space. For a single thermal mass, governing equation for temperature is simplified to 1st order ordinary differential equation(ODE) by several assumptions. Two cases are considered. The one is for constant mass box and the other is for mass-varying box. Each case has three different analytical solution by sign of constant term in ODE. One analytical solution for constant mass is applied to physical launch stage condition. It is concluded that the present analytical method can be used to quick predict the temperature of a satellite box and check whether a satellite is safe against space environment during launch stage.

기호설명

Q : Heat flux
 Q_{Sun} : Direct solar flux
 $Q_{Earth IR}$: Earth IR
 Q_{Albedo} : Albedo
 Q_{MH} : Molecular heating by air
 $Q_{Radiation}$: Radiation heat exchange
 $Q_{Irradiation}$: Irradiation to space

Q_{Gen} : Internal heat generation
 $Q_{Heating}$: Internal heating
 $Q_{Cooling}$: Internal cooling
 α : Solar absorptance
 q_S : Solar constant
 ϵ : IR emittance
 q_E : Earth IR heat flux
 β : Reflection rate of solar energy
 by earth
 q_{MH} : Molecular heat flux by air
 σ : Stefan-Boltzmann constant

[†] 한국항공우주연구원 위성기초기술그룹
 E-mail : jmchoi@kari.re.kr
 TEL : (042)860-2382 FAX : (042)860-2603

* 한국항공우주연구원 위성기초기술그룹

1. 서론

외부에서 가해지는 열환경에 대한 위성체의 열 해석은 위성의 각 부품의 열적 안정성을 확보하

기 위하여 필요한 과정이다. 위성체의 열해석을 통하여 부품의 허용된 온도 범위를 유지하도록 적절한 열설계를 하게 되고, 그것으로 부품의 열적 안정성을 확보하게 된다.

일반적으로 위성체의 특성상 발사되기 전에 열해석을 통하여 열적 안정성을 확보하는 것이 필요하기 때문에 열해석에 필요한 위성체 전체의 열적 수치모델을 개발하게 된다. 이러한 과정은 많은 시간과 노력을 필요로 한다.

하지만, 열적 수치모델 개발이 완성되기 전에 주요 부품의 극한 환경에서의 온도 예측이 필요한 경우가 있다. 본 연구는 해석 기법을 이용하여 주요 부품의 온도를 비교적 간단한 방법으로 예측해 보고자 한다.

이를 위하여 외부로부터의 열출입이 있고 자체 내부의 온도에 의한 복사열을 방출하는 단일 질량을 해석 대상으로 한정하고 온도에 대한 지배방정식에 추가적인 가정을 적용하여 지배방정식을 최대한 단순화시킬 수 있었다. 그 결과, 1차 미분 방정식으로 단순화된 최종적인 지배방정식을 얻을 수 있었다. 이때, 1차 미분 방정식의 적용은 두 가지 측면에서 접근을 하였다. 고려하는 대상의 질량이 일정하게 유지 되는 경우와 일정한 비율로 질량이 감소하는 경우이다. 이러한 두 가지 측면에서 고려된 1차 방정식은 각각의 방정식 내의 상수조건에 따라 서로 다른 해석해가 존재하였다.

이러한 해석적 방법을 실제 발사 예정인 KAISTSAT-IV 위성에 대하여 적용하여 보았다. 고려하는 조건에 대하여 위성의 부품 박스의 온도를 예측할 때, 해석해를 이용하는 것은 위성체 전체의 열해석을 통하여 온도 예측을 하기 전에 주어진 열환경 조건에서의 온도를 예측하고 안전성을 검증하는데 유용하게 이용될 수 있다는 결론을 얻을 수 있었다.

2. 지배방정식

2.1 지배방정식의 단순화

본 연구에서 해석하고자 하는 것은 외부의 열환경이 알려진 위성체 부품 박스에 대하여 비교적 단순한 방법을 적용하여 온도를 예측하고, 부품의 열적 안정성을 검증해 보는 것이다. 이러한 구체적인 대상에 대한 적용을 하기 전에 해석을

위한 기본 가정과 그에 따른 지배방정식의 정의와 단순화 과정을 거쳤고, 그것은 다음과 같다.

온도에 대한 지배방정식에 대하여 해석 대상을 단일 질량으로 가정하여 하나의 노드로 설정하고, 외부와의 열출입이 존재한다는 가정을 적용하면 최종적인 방정식의 유도는 다음의 식에서 시작하는 것이 가능하다.

$$mC_p \frac{dT}{dt} = Q$$

이 식에서 m 은 단일 질량으로 가정한 대상의 질량이고, C_p 는 specific heat를 나타낸다. 또한 우변의 Q 항은 출입하는 모든 heat flux에 의한 heat rate를 고려한 것으로 다음과 같이 세부분으로 나누어서 고려하였다. 외부의 열환경에 의하여 가해지는 heat rate Q_{Ext} 와 내부 자체의 열발생에 의한 heat rate Q_{Gen} , 대상 자체의 온도에 의한 외부로의 복사열 $Q_{Irradiation}$ 로 구분하는 것이 가능하다. 그림 1은 지배방정식을 적용하는 대상에 대한 간략한 형상을 나타낸 것이다.

$$Q_{Gen} = Q_{Heating} - Q_{Cooling}$$

$$Q_{Irradiation} = \sigma \epsilon A_{Irr} (T^4 - T_{space}^4) = \sigma \epsilon A_{Irr} T^4$$

$$: \text{Irradiation to space } (T_{space} = 0K)$$

이렇게 정리된 Q 항을 고려하면 다음과 같은 식으로 지배 방정식을 얻을 수 있다.

$$mC_p \frac{dT}{dt} = Q_{Ext} + Q_{Gen} - \sigma \epsilon A_{Irr} T^4$$

단순화된 지배방정식에 대하여 다음 두 가지 경우를 더 고려할 수 있다. 해석 대상의 질량이 일정한 값을 유지하는 경우(Case I)와 일정한 비율로 감소하는 경우(Case II)이다.

$$\text{(Case I) } m = \text{constant}$$

Q_{Ext} , Q_{Gen} 이 일정한 상수값을 가진다고 가정하고, 다른 상수를 도입하여 정리하면 다음과 같이 물리적인 의미를 포함하고 있지 않는 1차 미분방정식으로 나타낼 수 있다.

$$a = mC_p, \quad b = Q_{Ext} + Q_{Gen}, \quad c = \sigma \epsilon A_{Irr}$$

$$a \frac{dT}{dt} = b - cT^4$$

$$\text{(Case II) } \dot{m} : \text{mass loss rate}$$

$$m = m_0 - \dot{m}t$$

$$(m_0 - \dot{m}t)C_p \frac{dT}{dt} = Q_{Ext} + Q_{Gen} - \sigma \epsilon A_{Irr} T^4$$

Case I과 마찬가지로 상수를 도입하여 정리하면 다음과 같은 1차 미분방정식으로 표현되는 수식을 얻을 수 있다.

$$a_2 = m_0 C_p, \quad a_1 = \dot{m} C_p$$

$$b = Q_{Ext} + Q_{Gen}, \quad c = \sigma \epsilon A_{Irr}$$

$$(a_2 - a_1 t) \frac{dT}{dt} = b - c T^4$$

Case I과 Case II로 주어진 1차 미분 방정식은 해석해가 존재하는 식으로 우변의 상수항인 b 의 부호에 따라 서로 다른 해석해를 가진다. 상수항의 조건에 따른 각 미분방정식의 해석해는 다음 절에서 정리하였다. 아래의 해석해에서 j 는 공통적으로 적분상수를 나타낸다.

2.2.1 Case I 의 해석해

mass m 이 일정한 값으로 유지한다는 가정을 적용하였을 때, 상수항인 b 의 부호에 따라 다음 세 가지의 해석해가 존재한다.

1) $b > 0$

$$a \frac{dT}{dt} = -c(T^4 - \frac{b}{c}) \quad \text{Let } \frac{b}{c} = d^4$$

$$\rightarrow -\frac{c}{a}t + f = \frac{1}{d^3} \left(\frac{1}{4} \ln \left| \frac{T-d}{T+d} \right| - \frac{1}{2} \tan^{-1} \frac{T}{d} \right)$$

특히, 이 조건에서는 정상 상태의 수렴해가 존재하는 경우이다. 정상 상태의 조건에 해당하는 $\frac{dT}{dt} = 0$ 을 적용하고, 그 때의 온도는 T_{Steady} 라고 두면 정상상태의 온도를 구할 수 있다.

$$0 = T_{Steady}^4 - d^4 \rightarrow T_{Steady} = d = \sqrt[4]{\frac{b}{c}}$$

2) $b = 0$

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

$$\rightarrow -\frac{a}{c}t + f = -\frac{1}{3} \frac{1}{T^3}$$

3) $b < 0$

$$a \frac{dT}{dt} = -c(T^4 - \frac{b}{c}) \quad \text{Let } -\frac{b}{c} = d^4$$

$$\rightarrow -\frac{a}{c}t + f =$$

$$\frac{1}{2d^3 \sqrt{2}} \left(\frac{1}{2} \ln \left| \frac{T^2 + dT\sqrt{2} + d^2}{T^2 - dT\sqrt{2} + d^2} \right| - \tan^{-1} \left(1 - \frac{T\sqrt{2}}{d} \right) + \tan^{-1} \left(1 + \frac{T\sqrt{2}}{d} \right) \right)$$

2.2.2 Case II 의 해석해

Case II의 경우는 해석하고자 하는 대상의 질량이 일정한 비율로 감소한다는 가정을 적용하였을 때로, Case I과 마찬가지로 상수항인 b 의 부호에 따라 서로 다른 세 개의 해석해를 가진다.

1) $b > 0$

$$(a_2 - a_1 t) \frac{dT}{dt} = -c(T^4 - \frac{b}{c}) \quad \text{Let } \frac{b}{c} = d^4$$

$$a_2 - a_1 t =$$

$$f \cdot \exp \left[\left(\frac{a_1}{c} \frac{1}{d^3} \right) \left(\frac{1}{4} \ln \left| \frac{T-d}{T+d} \right| - \frac{1}{2} \tan^{-1} \frac{T}{d} \right) \right]$$

우변의 상수항 b 가 양의 값을 가지는 경우, case I과 마찬가지로 정상 상태의 수렴해가 존재한다.

$$T_{Steady} = d$$

2) $b = 0$

$$(a_2 - a_1 t) \frac{dT}{dt} = -c T^4$$

$$a_2 - a_1 t = f \cdot \exp \left[\left(-\frac{a_1}{c} \right) \frac{1}{3T^3} \right]$$

3) $b < 0$

$$(a_2 - a_1 t) \frac{dT}{dt} = -c(T^4 - \frac{b}{c}) \quad \text{Let } -\frac{b}{c} = d^4$$

$$a_2 - a_1 t =$$

$$f \cdot \exp \left[\left(\frac{a_1}{c} \frac{1}{2d^3 \sqrt{2}} \right) \left(\frac{1}{2} \ln \left| \frac{T^2 + dT\sqrt{2} + d^2}{T^2 - dT\sqrt{2} + d^2} \right| - \tan^{-1} \left(1 - \frac{T\sqrt{2}}{d} \right) + \tan^{-1} \left(1 + \frac{T\sqrt{2}}{d} \right) \right) \right]$$

2.2.3 해석해의 적용가능성

온도를 예측하고자 하는 대상을 하나의 노드로 가정하고 외부의 열환경과 내부의 가열이나 냉각에 의한 열발생, 자체의 온도에 의한 복사열을 방출하는 열조건에 대하여 해석 대상의 질량 변화의 여부에 따라서 1차 미분방정식으로 단순화된 지배방정식으로부터 각각의 경우의 해석해를

구할 수 있었다.

본 연구에서는 이러한 해석해를 위성체의 열해석에 적용해 보고자 한다. 위성체의 열해석의 최종적인 단계인 위성체 전체에 대한 열적 수치모델의 개발을 하기 이전에 외부 열환경을 알 수 있는 위성체 상의 위성체의 부품 박스에 대하여 비교적 간단한 해석해를 적용하는 것이 가능하다. 궤도상의 위성이라면 외부에서 가해지는 열환경이 주기적으로 반복되는 열조건을 가지게 되므로 상수로 주어지는 열환경에 대한 해석해를 적용할 수 없다. 하지만, 발사 상태의 위성체의 경우 열환경 조건을 상수로 가정하여 해석해를 적용해 보는 것이 가능하다. 발사체에 탑재되어 위성체가 발사되는 과정 중에 공기의 가열에 의한 영향이 줄어드는 고도에 도달하게 되면 위성을 보호하고 있던 fairing이 jettison이 되어 외부에 위성체가 직접 노출되는 상태가 된다. 이후 separation에 도달하기까지 위성체 상단의 부품 박스에 대하여 적용되는 열조건이 일정하다고 가정하여 앞에서 유도한 해석해를 적용하는 것이 가능하다.

위성의 열해석은 해당 부품의 허용 온도 범위가 존재하므로, 발사환경의 가능한 해석 조건 중에서 worst hot 조건과 worst cold 조건을 적용하여 각각 minimum 온도와 maximum 온도를 예측하고, 그에 따라 적절한 열설계를 하여 부품의 열안정성을 검증하게 된다. 그래서, 발사단계에서 fairing jettison 이후의 위성체의 열해석에서 worst hot & cold 조건을 고려하였다. 우선적으로 외부 열환경에 직접적으로 노출되는 발사단계에서 worst 조건을 경험하게 되는 부품 박스를 선택하는 것이 필요하므로, 위성체의 최상단에 부착되는 부품 박스 중의 하나가 이에 해당된다.

본 적용에서는 fairing jettison 이후 외부 열환경에 직접적으로 노출되는 위성체 상단의 부품 박스를 worst hot 조건에 대하여 해석해(Case I-1)를 적용하여 온도를 예측하여보았다. 적용을 위한 실제 위성과 필요한 가정, 조건은 다음 장에서 구체적으로 언급하였다.

3. 적용

3.1 적용대상의 정의

앞 장에서 유도한 해석해를 2003년 9월 발사

예정인 KAISTSAT-IV에 적용하여보았다. 위성체 전체를 대상으로 하는 것이 아니고 fairing jettison

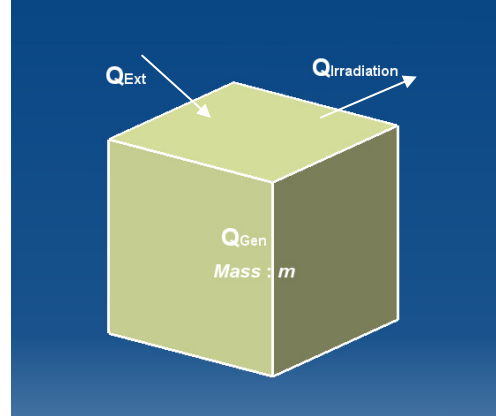


Fig. 1 Single mass under thermal condition

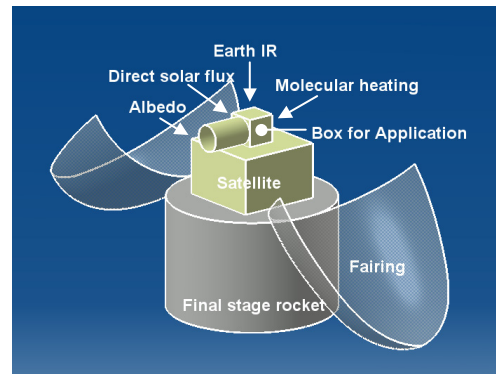


Fig. 2 Satellite box configuration and environmental heating condition

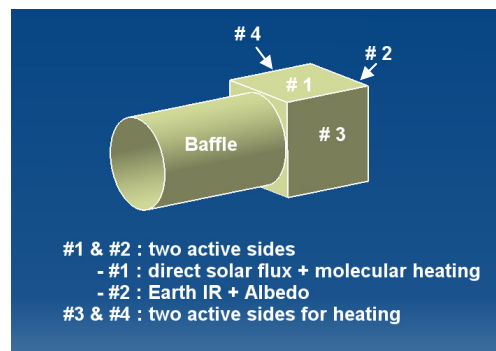


Fig. 3 Heating conditions on box surfaces

이후 separation까지 외부 열환경에 직접적으로 노출된 상태로 가장 많은 영향을 받게 되는 위성체 상단의 부품 박스에 worst hot 조건에 대하여 해석해를 적용하였다. 그림 2는 발사체에 탑재된 위성체와 위성체 상단의 부품 박스의 개념적인 형상을 나타내어 주고 있고, fairing jettison 이후

위성체에 직접적으로 영향을 주는 외부 열환경을 보여주고 있다. 적용되는 외부 열환경 조건의 요소는 direct solar flux(Q_{Sun}), Albedo(Q_{Albedo}), Earth IR($Q_{EarthIR}$), Molecular heating(Q_{MH}), 다른 부품 박스와의 복사 에 의한 열교환($Q_{Radiation}$)으로 이루어져 있다. 이러한 조건하에서 fairing jettison 순간을 초기조건으로 하여 separation이 일어나는 시점의 부품 박스의 온도를 해석해를 이용하여 예측해 보고자 한다.

해석해 적용을 위해서는 다음과 같은 몇 가지 기본적인 전제조건을 필요로 한다.

- 1) Worst hot 조건을 고려하므로 solar constant, Albedo, Earth IR 등의 열상수는 일정한 값으로 가정하여 해석해의 적용이 가능하도록 한다.
- 2) 온도를 예측해보고자 하는 부품 박스는 위성체와 완전히 단열되어 있어서 위성체와의 열교환은 존재하지 않는다고 가정한다.
- 3) 부품 박스 주위의 다른 박스와의 radiation에 의한 열교환은 무시한다.

3.2 외부열환경 조건

부품박스에 영향을 주는 외부 열환경 조건의 각 항은 다음과 같다.

$$Q_{Ext} = Q_{Sun} + Q_{Albedo} + Q_{EarthIR} + Q_{MH} + Q_{Radiation}$$

$$Q_{Sun} = \alpha q_S A_S$$

$$Q_{EarthIR} = \epsilon q_E A_E$$

$$Q_{Albedo} = \beta \alpha q_S A_S$$

$$Q_{Radiation} \approx 0$$

$$Q_{MH} = (q_{MH})_{ave} A_{MH}$$

여기에서 A_S, A_E, A_{MH} 는 각 heat rate 항에 관련된 면적을 나타낸다.

고려한 외부 열환경 조건 중에서 molecular heating rate에 해당하는 Q_{MH} 은 실제로 fairing jettison 이후 위성체가 외부에 바로 노출이 되었을 때 잠깐 동안 영향을 받게 되는 것이지만, 시간에 따라 그 값이 변화한다. 본 적용에서는 jettison에서 separation 까지 지속되는 시간은 약 1518(sec)에 비하여 molecular heating의 지속시간이 75(sec)로 적은 시간임을 고려하여 molecular heating의 영향이 있는 동안, 그 값의 시간에 대한 평균값 $(q_{MH})_{ave}$ 을 사용하였다. 즉,

fairing jettison 순간을 초기조건($t = 0$)으로 하여, $t = 75(sec)$ 까지는 molecular heating의 영향을 고려하는 구간으로 molecular heating rate의 평균값을 사용하였고 $t = 75(sec)$ 이후에는 더 이상 molecular heating의 영향을 고려하지 않는다.

3.3 적용하는 조건 및 가정

1차 미분 방정식의 해석해를 적용하기 위한 상수의 값은 KAISTSAT-IV에 적용되는 물성치와 발사조건을 사용하였다. 그림 3은 적용하는 부품 박스의 형상과 각 표면의 열환경 조건을 나타낸 것이다. 박스의 여섯면 중에서 baffle이 부착된 면과 위성체에 부착되는 면을 제외한 네 면을 하나의 노드로 고려하였고, baffle이 부착된 면은 다른 면들과 단열이 되었다고 가정하였다. 그리고, 모든 면들은 1 Mil Aluminized Kapton Tape으로 싸여져 있다.

부품 박스의 구체적인 형상과 적용에 필요한 상수값은 다음과 같다.

- Dimensions and properties of box
Surface :10cm×10cm square
2mm thickness aluminum
- 1 Mil aluminized Kapton tape optical properties
 $\alpha = 0.41, \epsilon = 0.80$
- Worst hot conditions (heat flux constants)
 $q_S = 1420 \text{ W/m}^2$
 $\beta = 35\%$
 $q_E = 249 \text{ W/m}^2$
- Temperature at fairing jettison (initial condition)
 $T(t = 0) = 35^\circ \text{ C}$
- Duration from fairing jettison to separation
 $\Delta t = 1518 \text{ sec}$ (for KAISTSAT-IV)
- Averaged molecular heating rate
 $(q_{MH})_{ave} = 773.33 \text{ W/m}^2$ ($\Delta t = 75 \text{ sec}$)

3.4 Hot 조건에 대한 해석결과

Fairing jettison 순간의 위성체의 온도를 35° C 로 하였을 때, 적용하는 열환경 조건에 대하여 separation 순간까지의 시간에 대한 온도의 변화가 그림 4에 주어져 있다. 그림 4에서 실선으로 주어진 것이 평균 molecular heating rate를 적용했을 때 결과로서, Separation 순간인 $t = 1518 \text{ sec}$ 에

서의 위성체의 온도는 $43.6^{\circ}C$ 였다. 그리고, 그림에서 점선으로 주어진 온도의 변화는 실제 시간에 따라 변화하는 molecular heating rate를 고려하였을 때의 결과로서, 이 경우는 $43.4^{\circ}C$ 의 결과를 나타내었다. 시간에 따라 변화하는 molecular heating rate를 고려하는 경우는 미분방정식내의 molecular heating rate 항에 시간에 대하여 적용하는 발사조건을 데이터를 polynomial로 interpolation한 것을 사용하여 적절한 수치기법으로 풀었을 때 얻어지는 결과이다. 두 경우의 온도차이가 크지 않는 결과로부터 molecular heating에 의한 영향을 고려할 때 그 값을 평균값만을 고려하여도 충분하다는 것을 알 수 있었다.

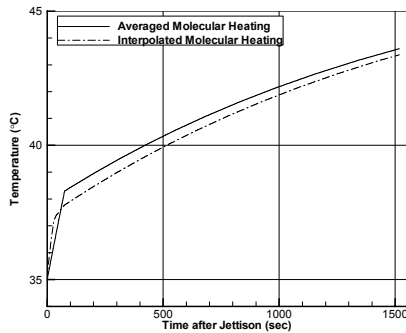


Fig. 4 Temperature vs. time in hot case

4. 결 론

외부의 열환경이 주어진 조건에서 자체의 온도에 의한 복사열을 방출하는 단일 질량의 노드에 대하여 지배방정식을 단순화하여 비교적 간단히 적용할 수 있는 해석해를 유도하였다. 해석대상의 질량이 일정하게 유지되는 경우와 일정한 비율로 감소하는 경우 두 가지는 고려하였다. 두 가지 경우에 대하여 지배 방정식이 1차 미분 방정식으로 단순화 되었고, 방정식 내의 상수항의 부호에 따라 각각 서로 다른 해석해를 구할 수 있었다.

해석해의 적용 가능성을 판단하기 위하여 실제 위성인 KAISTSAT-IV의 발사조건에 대하여 적용하여보았다. 위성체의 최상단에 위치한 부품박스에 대하여 위성체와 발사조건에 따른 외부 열환경을 기본으로 해석해에 적용하여 온도를 예측하여 보았다. 이 온도는 fairing jettison에서 separation 과정 중에서 위성체가 겪게 되는

maximum 온도로서 worst hot 조건에 해당한다. 이것을 통하여 위성체 전체를 해석하기 이전에 비교적 간단한 해석해를 이용하여 위성체의 온도를 어느 정도 예측할 수 있다는 결론을 얻을 수 있었다.

참고문헌

- (1) Choi, Joon-Min, Kim, Hui-Kyung, and Hyun, Bum-Seok, 2003, "Thermal Analysis on Satellite during Launch Stage by Analytical Solution", Proceedings of the KSAS Spring Annual Meeting, pp. 694~697
- (2) Choi, Joon-Min, Kim, Hui-Kyung, and Hyun, Bum-Seok, 2003, "Thermal Analysis on a Satellite Box during Launch Stage by Analytical Solution", *KSAS International Journal*, Vol. 4, No. 2, November 2003 (to be published)
- (3) Hyun, Bum-Seok, Choi, Joon-Min, and Kim, Dae-Seung, 2001, "Launch Stage Thermal Analysis for Low Earth Orbit Satellite with Coast Flight", Proceedings of the KSAS Fall Annual Meeting, pp. 230~233
- (4) Hyun, Bum-Seok, Choi, Joon-Min, and Kim, Dae-Seung, 2002, "Launch Stage Thermal Analysis for Low Earth Orbit Satellite Under Cold Environment", Proceedings of the KSAS Fall Annual Meeting, pp. 649~652
- (5) Spiegel, Murray R., 1985, *Mathematical Handbook of Formulas and Tables*, Schaums Outline Series, Korean Student Edition, McGraw-Hill, New York, pp. 73~74
- (6) OHB System-TEAM, 1999, *Cosmos Launch System-Payload User's Manual-2.1*