해석적 방법을 이용한 Worst Hot 조건에서 질량변화의 여부에 따른 발사시 열해석

김희경*, 최준민**, 현범석***

Analytical Method for Launch Stage Thermal Analysis on Mass Varying Satellite under Worst Hot Condition

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

Abstract

Analytical solutions are developed to predict temperature of a satellite box during launch stage under the assumption of worst hot condition. The considered time period is from fairing jettison to separation of satellite during launch stage. After fairing jettison, a box mounted on outer surface of satellite are exposed to space environments such as direct solar flux, Earth IR, Albedo, and free molecular heating. The thermal governing equation is simplified to 1st order ordinary differential equation such that analytic solutions are acquired after the box is assumed as a single lumped mass. The analytical solutions are also available for mass varying box. Finally, the practical application is performed for the case of STSAT-1 launch scenario.

초 록

발사단계 중 fairing jettison에서 separation에 이르는 과정에서 위성체의 부품 박스가 가지는 온도를 worst hot 조건에 대하여 해석적 방법을 이용하여 구하였다. Fairing jettison 이후에 위성체에 가해지는 외부 열환경과 박스 자체 내부에서의 발열, 박스 자체의 온도에 의한 방사열을 고려하여, 하나의 질량으로 가정할 수 있는 박스에 대한 온도 지배방정식을 해석해가 존재하는 1차 상미분 방정식으로 단순할 수 있었다. 특히, 고려하는 박스의 질량의 변화여부에 따라 해석해가 다른 지배방정식이 유도되었고, 각 경우에 대하여도 단순화된 식 내의 상수항의 조건에 따라 서로 다른 해석해가 존재하였다. 또한, 유도된 해석해를 실제 위성체인 STSAT-I의 worst hot 발사 조건에 대하여 적용하여 위성체 상단에 부착한 부품 박스의 온도를 예측하여 보았고, 이를 통하여 해석해의 유용성을 검증하였다.

키워드 : 위성(satellite), 발사(launch), 해석해(analytic solution), 열해석(thermal analysis), 과학기술위성1호(STSAT-I)

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

1. 서 론

외부에서 주어지는 열환경에 대한 위성체의 열해석은 위성의 각 부품의 열안정성을 확보하기 위하여 필요한 과정으로 위성체의 열해석을 통하여 부품의 허용된 온도 범위를 유지하도록 적정한 열설계를 하게 된다.

일반적으로, 위성체의 특성상 발사되기 전에 열해석을 통하여 충분한 열안정성을 확보하는 것이 필요하기 때문에 열해석을 위한 위성체 전체의 수치 열모델을 개발하게 되고, 이 과정은 많은 시간을 필요로 한다.

위성체 전체의 열모델을 개발하기 전에 주요 부품 열안정성을 확인하기 위하여 극한 환경에서의 온도 예측이 필요한 경우가 종종 있다. 본 연구는 주어진 열환경 조건에서 최악의 온도를 경험하는 부품의 온도를 해석 기법을 이용하여 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 필요한 가정을 적용하여 온도 지배방정식을 최대한 단순화시켰다. 그 결과, 1차 미분 방정식으로 단순화된 형태의 지배 방정식을 얻을 수 있었다. 이때, 1차 미분 방정식의 해석해를 구하는 과정에서 고려하는 대상의 질량이 일정하게 유지되는 경우와 일정한 비율로 질량이 감소하는 두 가지 경우에 대하여 고려하였다. 이러한 두 가지 경우에 대한 1차 미분방정식은 상수조건에 따라 서로 다른 해석해가 존재하였다.

유도된 해석해를 실제 발사된 STSAT-I 위성에 대하여 적용하여 보았다. STSAT-I 위성의 발사시 열환경의 조건에서 해석해를 이용하여 위성체 부품 박스의 온도를 계산하는 것은 위성체 전체에 대한 해석 이전에 비교적 간단히 온도를 예측하여 부품박스의 열안전성을 검증하는데 유용하다는 결론을 얻을 수 있었다.

2. 지배방정식

2.1 지배방정식의 단순화

본 연구에서는 외부의 열환경이 알려진 위성체 부품 박스에 대하여 해석해를 이용하여 비교적 간단히 부품 박스의 온도를 예측하고, 부품의 열안정성을 검증해 보는자 한다. 해석해를 유도하기 위하여 몇 가지 가정을 적용하여 온도 지배방정식을 간단히 하였고, 그 과정은 다음과 같이 정리할 수 있다.

시간과 공간에 대한 2차 편미분 형태의 온도 지배방정식에 대하여 해석 대상을 단일 질량으로 가정하여 하나의 노드로 설정하고, 외부와의 열출입이 존재한다는 가정을 적용하면 다음의 시간에 대한 1차 미분 방정식으로 간단히 된다.

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

이 식에서 m은 단일 질량으로 가정한 대상의 질량이고, C_p는 specific heat coefficient를 나타낸다. 또한 우변의 Q항은 출입하는 모든 heat flux에 의한 heat rate로, 다음과 같이 세부분으로 나누어서 고려할 수 있다. 외부의 열환경에 의하여 가해지는 heat rate Q_{Ext}와 내부 자체의 열발생에 의한 heat rate Q_{Gen}, 대상 자체의 온도에 의한 외부로의 복사열 $Q_{Irradition}$로 구분하는 것이 가능하다. Fig. 1은 지배방정식을 적용하는 대상에 대한 간략한 형상과 heat rate를 나타낸 것이다.

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

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

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

이렇게 정리된 Q항을 고려하면 다음과 같은 지배 방정식을 얻을 수 있다.

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

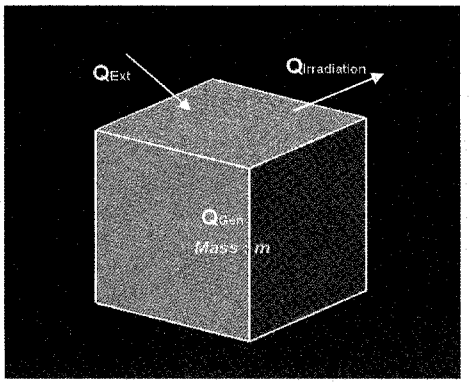

Fig. 1 단일 질량의 노드와 열조건

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.

(Case I) $m = constant$

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.

$$a = mC_p,\ b = Q_{Ext} + Q_{Gen},\ c = \sigma\epsilon A_{Irr}$$
$$a\frac{dT}{dt} = b - cT^4$$

(Case II) $\dot{m}$: $mass\ loss\ rate$, $m = m_0 - \dot{m}t$

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

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

$$a_2 = m_0C_p,\ a_1 = \dot{m}C_p$$
$$b = Q_{Ext} + Q_{Gen},\ c = \sigma\epsilon A_{Irr}$$
$$(a_2 - a_1t)\frac{dT}{dt} = b - cT^4$$

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

2.1.1 Case I 의 해석해

Mass m이 일정한 값으로 유지된다는 가정을 적용하였을 때, 상수항인 b의 부호에 따라 다음 세 가지의 해석해가 존재한다.

1) $b > 0$

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

2) $b = 0$

$$a\frac{dT}{dt} = -cT^4 \rightarrow -\frac{a}{c}t + f = -\frac{1}{3}\frac{1}{T^3}$$

3) $b < 0$

$$a\frac{dT}{dt} = -c(T^4 - \frac{b}{c})\quad \text{Let}\ -\frac{b}{c} = d^4$$
$$\rightarrow -\frac{a}{c}t + f =$$
$$\frac{1}{2d^3\sqrt{2}}\left(\frac{1}{2}\ln\left|\frac{T^2 + dT\sqrt{2} + d^2}{T^2 - dT\sqrt{2} + d^2}\right|\right.$$
$$\left. - tan^{-1}\left(1 - \frac{T\sqrt{2}}{d}\right) + tan^{-1}\left(1 + \frac{T\sqrt{2}}{d}\right)\right)$$

특히, 1) $b>0$ 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 다음과 같이 구할 수 있다.

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

2.1.2 Case II 의 해석해

Case II의 경우는 해석하고자 하는 대상의 질

량이 일정한 비율로 감소한다는 가정을 적용하였을 때로, Case I과 마찬가지로 상수항인 b의 부호에 따라 서로 다른 세 개의 해석해를 가진다.

1) $b > 0$

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

$$a_2 - a_1 t = f \cdot exp\left[\left(\frac{a_1}{c}\frac{1}{d^3}\right)\left(\frac{1}{4}\ln\left|\frac{T-d}{T+d}\right| - \frac{1}{2}\tan^{-1}\frac{T}{d}\right)\right]$$

우변의 상수항 b가 양의 값을 가지는 경우, case I과 마찬가지로 정상 상태의 수렴해 ($T_{Steady} = d$)가 존재한다.

2) $b = 0$

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

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

3) $b < 0$

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

$$a_2 - a_1 t = f \cdot exp\left[\left(\frac{a_1}{c}\frac{1}{2d^3\sqrt{2}}\right)\left(\frac{1}{2}\ln\left|\frac{T^2 + dT\sqrt{2} + d^2}{T^2 - dT\sqrt{2} + d^2}\right| - tan^{-1}\left(1 - \frac{T\sqrt{2}}{d}\right) + tan^{-1}\left(1 + \frac{T\sqrt{2}}{d}\right)\right)\right]$$

2.1.3 해석해의 적용가능성

온도를 예측하고자 하는 대상을 하나의 노드로 가정하고 외부에서 가해지는 열환경과 내부에서의 열발생, 자체의 온도에 의한 복사열을 방출한다고 가정할 때, 해석 대상의 질량변화의 여부에 따라 1차 미분방정식으로 단순화된 지배방정식을 유도하였고, 그 방정식의 해석해를 구할 수 있었다.

그리고, 다음 장에서는 유도한 해석해를 위성체의 열해석에 적용해 보았다. 위성체 전체에 대한 열적 수치모델의 개발을 하기 이전에 외부 열환경을 알 수 있는 위성체의 부품 박스에 대하여 비교적 간단한 해석해를 적용하여 온도를 예측하는 것이 가능하기 때문이다. 궤도상의 위성이라면 외부에서 가해지는 열환경이 주기적으로 반복되므로 상수로 가정하여 해석해를 구할 수 있는 경우에 적용할 수 없지만, 발사시 위성의 경우 일부 구간에서 열환경 조건을 상수로 가정하여 해석해를 적용해 보는 것이 가능하다. 위성체를 탑재한 발사체가 발사과정 중에 공기의 가열에 의한 영향이 줄어드는 고도에 도달하게 되면 위성을 보호하고 있던 fairing이 jettison되어 외부에 위성체가 직접 노출되는 상태가 된다. 이후 separation되기까지 위성체 상단의 부품 박스에 유입하는 열조건이 일정하다고 가정하는 것이 가능하고, 이 구간에 대하여 해석해를 적용할 수 있다.

위성의 열해석은 해당 부품의 허용 온도 범위가 존재하므로, 가능한 발사환경 해석 조건 중에서 worst hot 조건과 worst cold 조건을 적용하여 각각 minimum 온도와 maximum 온도를 예측하고, 그에 따라 적절한 열설계를 하여 부품의 열안전성을 확보하게 된다. 그래서, 발사단계 중에서 fairing jettison 이후 worst hot 조건의 외부 열환경 조건을 고려하였고, 단일 노드로 가정하는 해석대상은 탑재된 여러 부품 박스 중에서도 worst hot 조건을 경험하게 되는 부품 박스를 선택하는 것이 필요하므로, 위성의 가장 상단에 부착되는 부품 박스를 선택하였다.

그러므로, 본 적용에서는 fairing jettison 이후 외부 열환경에 직접적으로 노출되는 위성체 상단의 부품 박스를 worst hot 조건에 대하여 질량 변화의 여부에 따른 해석해(Case I-1, Case II-1)를 적용하여 온도를 예측하여보았다. 또한, 실제 위성에 대하여 해석해를 적용해 본 것은 앞부분에서 구한 해석해의 적용 가능성과 그의 유용성을 검증하기 위한 것이다.

적용을 위한 실제 위성과 필요한 가정, 조건은 다음 장에서 구체적으로 언급하였다.

3. 적 용

3.1 적용대상의 정의

앞 장에서 유도한 해석해를 2003년 9월 27일 발사된 STSAT-I에 적용하여보았다. 위성체 전체를 대상으로 하는 것이 아니고 fairing jettison 이후 separation까지 외부 열환경에 직접적으로 노출된 상태로 가장 많은 영향을 받게 되는 위성체 상단의 부품 박스에 worst hot 조건에 대하여 해석해를 적용하였다. Fig. 2는 위성체 상단의 부품 박스의 개념적인 형상과 외부에 노출된 이후 위성체에 직접적으로 영향을 주는 외부 열환경을 나타내어 주고 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 복사에 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 다음가 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 외부 열환경 조건

부품박스에 영향을 주는 외부 열환경 조건의 각 항은 다음과 같다.

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

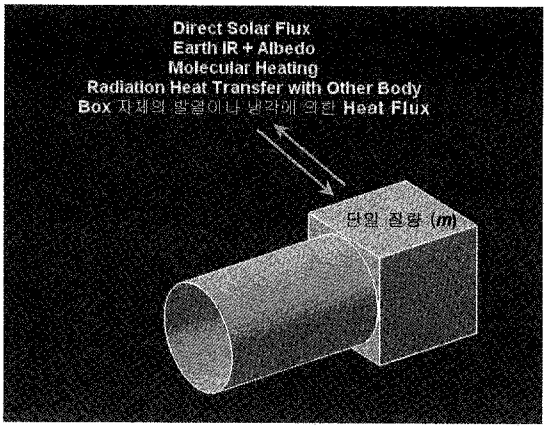

Fig. 2 부품 박스의 개념형상과 외부 열환경조건

$$Q_{Sun} = \alpha q_S A_S$$
$$Q_{Albedo} = \beta\alpha q_S A_S$$
$$Q_{Earth\ IR} = \epsilon q_E A_E$$
$$Q_{MH} = (q_{MH})_{ave} A_{MH}$$
$$Q_{Radiation} \simeq 0$$

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 된후, 잠깐 동안에 급격하게 변하는 값을 가지는 것으로, worst hot 조건의 열해석에서 무시할 수 없는 열환경 조건이다.

STSAT-I의 경우는 jettison에서 separation 까지 지속되는 시간은 약 $1518\,(sec)$에 비하여 molecular heating의 지속시간이 $75\,(sec)$로 적은 시간임을 고려하여 molecular heating의 영향을 받는 동안에 시간에 대한 평균값 $(q_{MH})_{ave}$을 사용하여 외부 열환경 조건을 상수로 가정할 수 있었다. 즉, fairing jettison 순간을 초기조건 $t=0\,(sec)$로 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 않았다.

3.3 적용하는 조건 및 가정

1차 미분 방정식의 해석해를 적용하기 위하여 필요한 상수값은 STSAT-I에 적용되는 물성치와 발사조건을 사용하였다. 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 있다고 가정하였다.

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)
  $q_S = 1420\ \ W/m^2$
  $\beta = 35\%$
  $q_E = 249\ \ W/m^2$
- Temperature at fairing jettison
  (initial condition)
  $T(t=0) = 35℃$
- Duration from fairing jettison
  to separation
  $\Delta t = 1518\ \ sec$ (for KAISTSAT-IV)
- Averaged molecular heating rate
  $(q_{MH})_{ave} = 773.33\ \ W/m^2\ \ (\Delta t = 75\ \ sec)$

3.4 Hot 조건에 대한 해석결과

3.4.1 부품박스의 질량이 일정하게 유지되는 경우 (해석해 Case I-1)

실제 위성인 STSAT-I에 해석해 적용을 위한 적정한 부품 박스를 선정하였고, 이 부품 박스에 대하여 고려하는 발사의 단계 동안에 질량의 변화가 없다고 가정하여 Case I-1의 해석해를 적용하여 보았다.

Fairing jettison 순간의 위성체의 초기 온도를 35℃로 하였을 때, 적용하는 열환경 조건에 대하여 separation 순간까지의 시간에 대한 온도의 변화가 Fig. 3에 주어져 있다. Fig. 3에서 실선으로 주어진 것이 평균 molecular heating rate를 적용했을 때 결과로서, Separation 순간인 $t = 1518\ \ sec$ 에서의 위성체의 온도는 43.6℃ 였다. 그리고, 점선으로 주어진 온도의 변화는 실제 시간에 따라 변화하는 molecular heating rate를 고려하였을 때의 결과로서, 이 경우는 43.4℃의 결과를 나타내었다. 이 경우는 미분 방정식내의 molecular heating rate 항에 시간에 대하여 주어진 데이터 값을 polynomial로 interpolation한 식을 적용하고, 적절한 수치기법으로 풀어서 얻은 결과이다. 두 경우의 온도차이가 크지 않는 결과로부터 molecular heating에 의한 영향을 고려할 때 그 값을 평균값만을 고려하여도 충분하다는 것을 알 수 있었고, 이러한 조건으로부터 molecular heating 항이 상수항이 되어 해석해의 적용이 가능하게 된다.

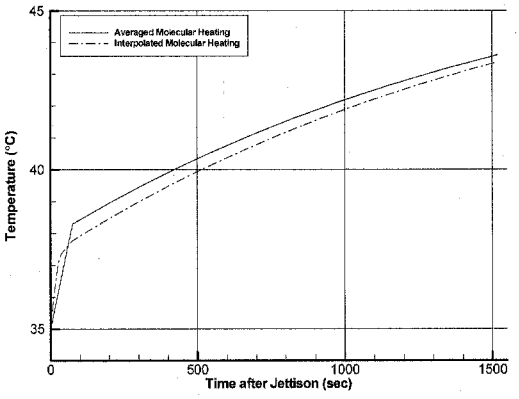

Fig. 3 질량이 일정하게 유지되는 경우의 해석해

3.4.2 부품박스의 질량이 일정한 비율로 감소하는 경우 (해석해 Case II-1)

본 연구의 해석해 중에서 단일 노드로 가정한 해석 대상이 일정한 비율로 질량이 감소하는 경우의 해석해를 유도하였다. 해석해 적용의 유용성을 검증해 보기 위하여 앞절에서는 위성체 상단의 부품 박스에 대하여 질량이 변화가 없는 경우의 해석해 Case I-1를 적용하여 보았고, 본 절에는 동일한 조건의 부품 박스에 대하여 fairing에서 separation까지 일정한 비율로 질량이 감소한다는 조건을 적용하여 질량이 변화하는 경우에 대한 해석해 Case II-1를 적용하였다. Fairing jettison 순간을 기준으로 separation 순간까지 질량이 각각 25%, 50% 감소한다는 가정을 적용할 때 일정한 비율로 감소하는 질량 비율을 계산하여 해석해의 상수를 결정하였다. 실제적으로 발사시 위성체의 열해석에서 단일 노드의 가정을 적용하여 해석해를 적용할 수 있는 부품박스 중에서 일정한 비율로 질량이 감소하는 경우는 매우 드물다. 하지만, 질량 변화에 대한 해석해를 적용해 보기 위하여 질량이 변화하지 않는 경우의 부품박스에 대하여 동일한 해석 조건을 유지한 상태에서 박스의 질량이 일정한 비율로 감소한다는 가정을 첨가하는 것으로 해석조건을 만들어 보았다. 이러한 조건은 질량 변화에 대한 해석해의 적용 가능성과 질량이 변화하지 않는 경우와의 결과와의 비교를 위하여 만들어낸 조건으로, 실제적으로 물리적인 의미를 가지지 못하는 경우로 볼 수 있다.

Fairing jettison에서 separation까지 25%, 50%의 질량이 감소하는 부품 박스에 대한 해석 결과와 앞부분에서 얻은 결과인 질량이 변화가 없는 경우의 해석 결과를 Fig.4에 함께 제시하였다. 25%와 50%의 질량이 감소하는 경우에 대하여 separation 순간의 온도는 각각 45.1℃, 45.9℃ 해석 결과를 얻었다. 이것은 질량의 변화가 없는 경우의 온도인 43.6℃ 보다 높은 온도이고, 질량 감소가 많은 경우 더 높은 온도결과를 나타내었고, 시간의 경과에 따라 온도차이가 커진다는 것을 알 수 있다.

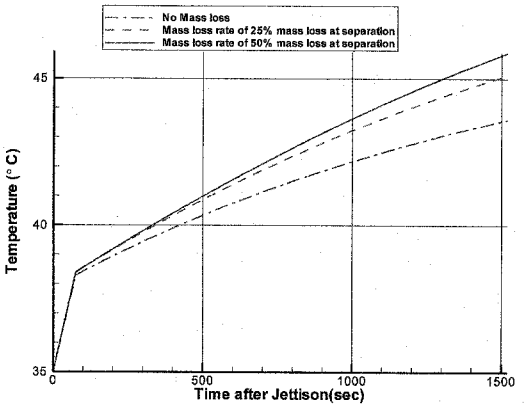

Fig. 4 질량이 일정한 비율로 감소하는 경우의 해석해

4. 결 론

외부의 열환경이 주어진 조건에서 자체의 온도에 의한 복사열을 방출하는 단일 질량의 노드에 대하여 온도 지배방정식을 단순화하여 비교적 간단히 적용할 수 있는 해석해를 유도하였다. 해석대상의 질량이 일정하게 유지되는 경우와 일정한 비율로 감소하는 경우 두 경우 모두 온도 지배 방정식이 1차 미분 방정식으로 단순화 되었고, 각 방정식은 상수항의 조건에 따라 해석해가 존재하였다.

해석해의 적용 가능성을 판단하기 위하여 실제 위성인 STSAT-I의 발사조건에 대하여 적용하여보았다. 위성체의 최상단에 위치한 부품박스에 대하여 발사조건에 따른 외부 열환경을 고려하고 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.

참 고 문 헌

1. 최준민, 김희경, 현범석, "해석해를 이용한 발사시 위성체 열해석", 항공우주기술 제2권 제2호, pp. 83-88, 2003.
2. J. M. Choi, H. K. Kim, B. S. Hyun, "Thermal Analysis on a Satellite Box during Launch Stage by Analytical Solution", KSAS International Journal, Vol. 4, No.2, 2003.
3. M. R. Spiegel, Mathematical Handbook of Formulas and Tables, Schaums Outline Series, pp. 73-74, 1985.