

KSLV-I 페어링 공력 가열 시험

최상호*, 김성룡**, 김인선***

Aerodynamic Heating Test of Payload Fairing of KSLV-I

Sangho Choi*, Seong-Lyong Kim** and Insun Kim***

Key Words : Aerodynamic Heating(공력가열), Payload Fairing(페이어링), MINIVER(미니버), SINDA/FLUINT Aerodynamic Thermal Simulation Facility(공력가열 시험 설비)

Abstract

KARI is developing a satellite launch vehicle that is called KSLV(Korea Space Launch Vehicle)-I. During the flight, launch vehicles are exposed to aerodynamic heating conditions while flying at high Mach numbers in the atmosphere. KARI constructed Aerodynamic Thermal Simulation Facility to simulate aerodynamic heating on the ground. ATSF is a facility that can simulate given temperature profile using about 4,000 halogen heaters on fairing model. Aerodynamic heating profile is got from result of thermal analysis using MINIVER, Thermal Desktop, and SINDA/FLUINT. Aerodynamic heating test of fairing of KSLV-I was done using engineering model of payload fairing and Aerodynamic Thermal Simulation Facility. It was found that thermal analytic results show good agreement with aerodynamic heating test results within 6°C at fairing inner surface. Also it was confirmed that maximum temperature of fairing nose-cone inner surface during flight is lower than allowable temperature limit.

1. 서론

한국항공우주연구원에서는 소형 위성 발사체인 KSLV(Korea Space Launch Vehicle)-I을 개발 중에 있다. 발사체는 대기중을 높은 Mach수로 비행함에 따라 공기의 압축 및 공기와의 마찰로 인하여 가열을 받게 되는데 이러한 현상을 공력가열(Aerodynamic Heating)이라고 한다. 한국항공우주연구원에서는 공력가열 현상을 지상에서 모사 시험을 하고자 공력가열 시험설비(Aerodynamic Thermal Simulation Facility)를 구축한 바 있으며, 공력가열 시험설비의 성능 검증 시험(Acceptance Test)을 수행하였다[1]. 이러한 성능 검증 시험에서 얻은 결과 및 경험을 바탕으로 발사체의 비행중 공력가열 현상을 검증하기 위하여 공력가열 시험설비 및 페어링 엔지니어링 모델을 이용하여 공력가열 시험을 수행하였다. 공력가열 시험에서는 MINIVER, Thermal Desktop 및 SINDA/FLUINT 프로그램을 이용하여 예측된 페어링 외피 온도를 공력가열 시험 설비를 이용하여 엔지니어링 모델에 구현하고, 이때 페어링 내피 및 외피 온도를 측정하여 내부 온도 조건을 만족하는지 여부를 확인하였으며 전산 해석 결과를 검증하였다.

2. 공력 가열의 이론적 배경

발사체는 대기중을 고속으로 비행함에 따라 대기의 압축으로 인해 발생하는 충격파 및 대기와 발사체간의 마찰로 인하여 높

은 열유속의 가열을 받게 되는데 이러한 현상을 공력가열이라고 한다. 공력 가열량은 발사체의 속도, 대기의 밀도, 비행체의 반음각, 발사체의 외형 등 다양한 요소에 의해 결정되기 때문에 공력가열 현상을 해석하기 위해서는 이러한 정보가 필요하다.

Fig. 1에 KSLV-I의 비행 시간에 따른 속도 및 고도를 나타내었다. 한편 페어링 각 지점에서는 공력가열량은 식 (1)을 이용하여 계산되어 진다.

$$q''_{aero} = h (T_{rec} - T_{wall}) \quad (1)$$

마하(Mach)수가 낮은 저속 유동의 경우, 대류 열전달량(q''_{aero})은 자유류의 온도(T_{∞})와 물체의 온도(T_{wall}) 차이 및 대류 열전달 계수(h)에 좌우되지만 마하수가 높은 고속의 유동일 경우 물체 표면에서 속도가 떨어지기 때문에 유동의 운동 에너지가 열에너지로 전환이 일어난다. 따라서 고속으로 비행하는 물체 인근의 대기의 온도는 매우 높게 되며, 이러한 온도를 회복 온도(T_{rec})라고 한다. 이때 회복온도(Recovery Temperature)는 식 (2)로 정의가 된다.

$$T_{rec} = T_{\infty} + r_{rec} \frac{V_{\infty}^2}{2c_p} \quad (2)$$

단 페어링의 노즈캡 정체점에서는 자유류의 정체점 온도(stagnation temperature)를 회복온도 대신 사용한다.

회복인자(recovery factor) r_{rec} 는 일반적으로 프란틀수를 이용하여 계산하는데 층류(laminar flow)의 경우는 $Pr^{1/2}$, 난류(turbulent flow)의 경우는 $Pr^{1/3}$ 을 주로 사용한다[2].

* 한국항공우주연구원 열공력팀, sahchoi@kari.re.kr
** 한국항공우주연구원 열공력팀, saintl@kari.re.kr
*** 한국항공우주연구원 열공력팀, iskim@kari.re.kr

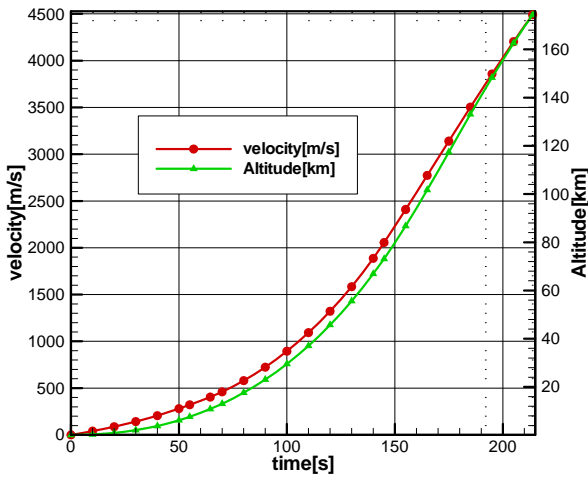


Fig. 1 Velocity and altitude data of KSLV-I

공력가열 현상을 해석하기 위해서는 발사체의 각 지점 및 비행 시간에 대하여 회복온도와 대류 열전달 계수를 구하여야 하는데 본 연구에서는 NASA에서 사용되고 있으며, KSR(Korea Sounding Rocket)-III 비행시험을 통하여 검증된 바 있는 MINIVER 프로그램을 이용하여 회복 온도 및 대류 열전달 계수를 구하였다.

3. 비행중 발사체 공력가열 해석

3.1 발사체 페어링 구조 및 열물성

발사체 페어링은 구조 강도를 유지하고 질량을 줄이기 위하여 샌드위치 패널을 주로 사용한다. 페어링 엔지니어링 모델의 경우 알루미늄 하니콤 코어에 facesheet으로 CFRP를 사용하여 샌드위치 패널을 제작하였으며, 외피에 단열재로서 BMS를 추가적으로 도포하였다. 한편 공력가열 현상으로 인한 페어링의 온도 해석을 위해서는 페어링 구조를 이루는 재료들에 대한 열물성 및 광학 물성을 알아야 하며, 이러한 물성들은 제조사의 제공 사양을 이용하거나 측정을 하였다. 페어링 구조물에 대한 물성은 참고문헌 [3]의 자료를 이용하였다.

3.2 내피 경계 조건

발사체 페어링의 공력가열 해석은 일반적으로 내피 경계 조건을 단일 조건으로 가정하고 해석을 수행한다. 하지만 실제 발사체의 비행중에는 페어링 내피는 페어링 내부에 있는 공기와 자연 대류 열전달 및 내부 구조물 및 탐재물과 복사 열전달을 한다. 수치 해석 결과에 의하면 내피 경계 조건을 단일 조건으로 해석하는 것이 자연 대류 조건과 복사 조건을 고려한 것에 비해 다소 보수적인 결과를 나타내는 것으로 알려져 있다[4]. KSLV-I의 노즈콘 공력가열 해석시 페어링 내피 경계 조건을 단일 조건으로 한 경우와 자연 대류 및 복사 열전달을 고려한 경우의 열해석 결과를 Fig. 2에 나타내었다. 내피 경계 조건을 단일 조건으로 설정한 경우는 내피 경계 조건을 복사 및 자연 대류 조건으로 설정한 것에 비하여 외피 온도를 0.5°C, 내피 온도를 1.5°C 정도 높게 예측하나 전반적으로 내피 및 외피 온도에 영향이 거의 없음을 알 수 있다. 따라서 실제 공력 가열 시험에서는 페어링 내피에서 자연 대류가 일어나나 단일 조건으로 가정하여도 차이가 없음을 알 수 있다.

3.3 비행중 페어링의 공력가열 해석

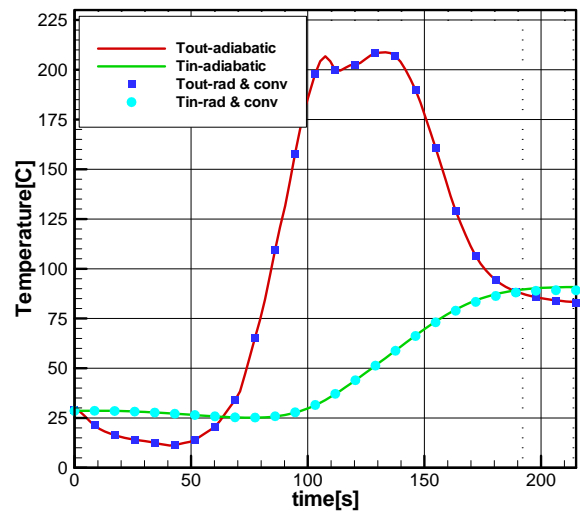


Fig. 2 Inner Surface Boundary Condition Effect

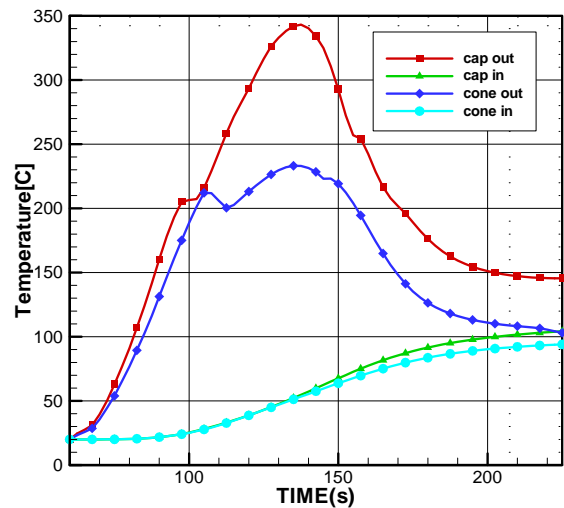


Fig. 3 Aerodynamic heating profile

공력가열의 전산 해석은 MINIVER를 통해 구한 회복온도와 대류열전달 계수를 이용하였으며, 열해석은 범용 열유체 해석 프로그램인 Thermal Desktop 및 SINDA/FLUINT를 이용하였다.

시험에 사용되는 공력가열 온도 프로파일은 depressed profile로 실제 비행체가 비행하는 높이에서의 공기의 물성대신 1km 낮은 지점에서의 공기 물성을 대신 사용하여 공력가열량을 계산하는 것으로 nominal profile에 비해 다소 높은 온도를 예측한다. 단 실제 KSLV-I의 경우는 발사 후 약 60초 동안 대기중을 아음속 및 천음속으로 비행하기 때문에 발사 초기에는 냉각 현상이 일어난다. 이러한 냉각 현상은 공력가열 시험설비로 구현하기가 어렵기 때문에 공력가열 시험은 발사 후 60초를 지나서 나타나는 온도 상승 구간 및 재냉각 구간으로 제한하였다. Fig. 3에는 페어링 노즈캡 및 노즈콘 내피 및 외피 온도의 전산 해석 결과를 나타내었다. Fig. 3을 살펴보면 노즈캡의 경우 외피 온도가 최대 350°C까지 상승하며, 노즈콘의 외피 온도는 최대 230°C까지 상승하였다가 냉각되는 것을 확인할 수 있다.

4. 공력가열 시험

공력가열 시험은 비행중 발사체가 겪게 되는 공력가열 현상을 지상에서 공력가열 시험설비를 이용하여 구현하여 전산 해석 결과를 검증하고, 페어링 내피 온도가 허용 온도 범위에 있는지

를 확인하기 위해서 수행되었다.

4.1 공력가열 시험 설비

KSLV-I의 공력가열 시험에 사용된 페어링 모델은 지름 2000 mm, 높이 3650mm이며, 제작된 공력가열 시험 설비는 그 크기가 4533mm(가로)×3419mm(세로)×4420mm(높이)이다. 공력가열 시험 설비는 일본의 Ushio사의 할로겐 램프의 뒷면에 단열 코팅을 추가적으로 한 램프를 4000여 개 사용하여 페어링 모델을 가열시키며, PID 제어를 이용하여 주어진 온도 프로파일을 모델 외피에 구현시킨다. 한편 설비 내부에는 가열 효율 증가를 위하여 reflector가 장착되어 있으며, 램프의 냉각 및 시험 중 발생될 수 있는 가스의 배출을 위하여 air duct 및 blower가 추가적으로 설치되었다. Fig. 4의 왼쪽에는 공력가열 시험 설비의 모습을 나타내었으며, 오른쪽에는 페어링 모델과 내부 모습을 나타내었다.



Fig. 4 Aerodynamic Thermal Simulation Facility

4.2 측정 내역 및 센서 위치

공력가열 시험에서는 페어링 외피 온도를 제어하기 위한 제어용 K-type 열전대를 노즈캡 부위에 3개, 노즈콘 부위에 24개, 실린더 부위에 2개 장착하였다. 또한 제어용 열전대를 제외하고 페어링 외피에 K-type 열전대 28개, 페어링 내피에 T-type 열전대 32개를 온도 계측 목적으로 장착하였다. 측정용 온도 센서는 control zone 2, 6, 16, 25에 장착이 되었으며, 이들 control zone은 각각 노즈캡, 노즈콘 시작점, 노즈콘 중간점, 노즈콘 종료점을 나타낸다. 각 zone은 원주 방향으로 외피 및 내피에 8개의 온도 센서를 장착하였으며, 외피 온도중 “2” 위치에 있는 것이 제어용 온도 센서의 역할을 하였다. Fig. 5에는 축방향 온도 센서의 위치를 나타내었으며 Fig. 6에는 원주 방향 온도 센서의 위치를 나타내었다.

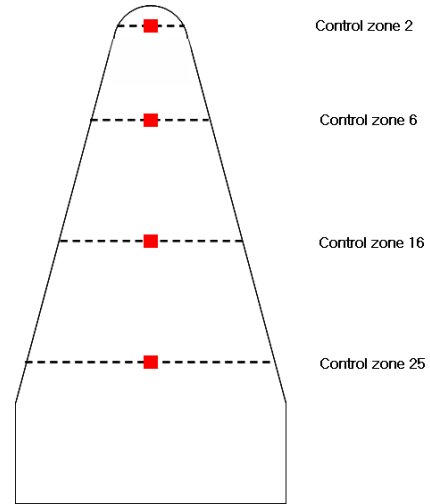


Fig. 5 Axial Location of Temp. Sensor

4.3 시험 방법

공력가열 현상을 지상에서 모사시험을 하기 위해서는 공력가열 측정이 가능한 특수 고속 풍동이 필요하나 이러한 시험에는 많은 비용이 소요되기 때문에 일반적으로 전산 해석을 통해 발사체에 유입되는 열유속이나 외피 온도를 계산한 후 할로겐 히터 등을 사용하여 같은 양의 열유속을 발사체 외피에 가하거나 설정된 외피 온도를 맞추는 방식으로 수행된다. 본 시험에서는 전산 해석으로 구해진 페어링 노즈콘 외피 온도를 공력가열 시험설비를 이용하여 맞추는 방식으로 진행하였다. 시험은 KSLV-I의 비행중 공력가열로 인해 계산된 외피 온도를 공력가열 시험설비를 통해 페어링 외피에 구현하고, 이때 페어링 내피의 온도를 측정 후 전산 해석 결과에서 예측된 내피 온도와 비교하는 방식으로 수행되었다.

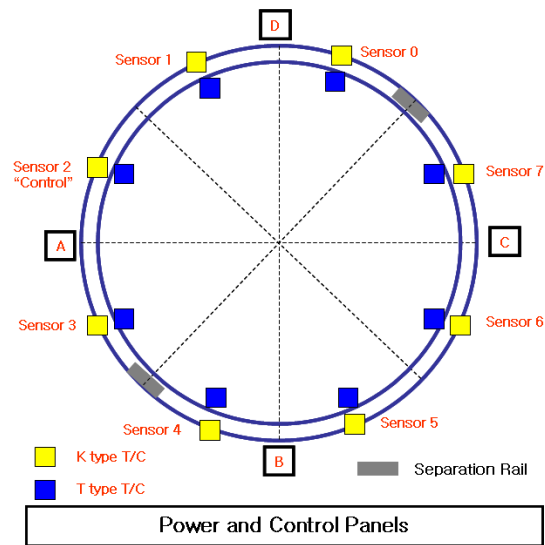


Fig. 6 Circumferential Location of Temp. Sensor

5. 시험 결과 및 분석

5.1 시험 결과

Fig. 7은 시험 결과 중 nose cap 온도 측정 결과를 나타내었다. setting profile은 공력가열 현상의 전산 해석을 통해 얻은 페어링 외피 온도로서 공력가열 시험설비가 페어링 외피에 구현해야 할 온도 명령이며, control data는 제어용 온도 센서에서 측정된 값을 의미한다. 한편 제어용 온도 센서가 있는 곳에서의 내피 온도 측정값이 본 시험에서 원하는 데이터이나, 제어용 온도 센서가 있는 곳의 내피 온도를 측정하는 센서가 페어링 내피와 떨어지는 일이 발생하였기 때문에 제어용 온도 센서가 있는 곳에서의 내피 온도를 측정하지 못하였다. 따라서 제어용 온도 센서 옆에 있는 “1” 위치에서의 외피 측정 온도와 내피 측정 온도

를 이용하였다. meas. cap out은 “1” 위치에서 측정된 외피 온도를 의미하며, meas. cap in은 “1” 위치에서 측정된 온도 페어링 내피 온도를 나타낸다. 한편 cal. cap in은 전산 해석을 통해 얻은 페어링 내피 온도를 의미한다. 전산 해석은 외피 온도를 경계 조건으로 열전달을 계산하여 구한 값이다. Fig. 7을 살펴보면 meas. cap out의 경우 control data와의 다소 차이가 있으나 전반적으로 setting profile을 잘 구현했음을 알 수 있다. 한편 페어링 내피 온도의 경우 전산 해석 결과와 시험 결과는 다소 차이가 있으나 전반적인 경향이 일치함을 알 수 있다. 다만 측정된 온도가 전산 해석 보다 낮은 결과를 보이는데 이는 전산 해석시 페어링 초기 온도를 내외피 모두 20℃로 가정하고 해석을 하였

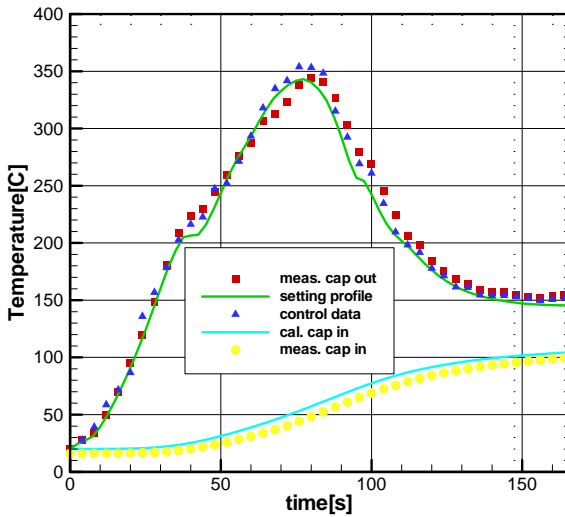


Fig. 7 Result of nose cap aerodynamic heating test

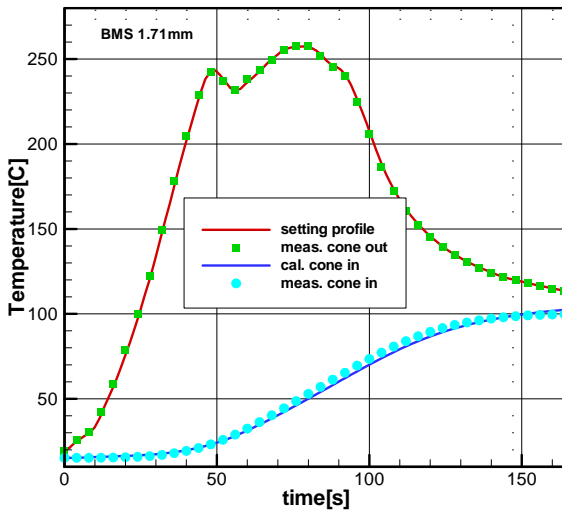


Fig. 8 Result of nose cone aerodynamic heating test

으나 실제 시험에서는 내피의 온도가 외피의 온도 보다 다소 낮기 때문에 차이가 나는 것으로 판단된다. 페어링 노즈캡 내피의 초기 온도를 보정하여 전산 해석을 수행한 후 공력가열 시험 결과와 전산 해석 결과를 비교한 결과 전산 해석 결과가 시험 결과에 비해 최대 4°C를 높게 예측하나 전반적으로 전산 해석 결과와 공력가열 시험 결과가 잘 일치하는 것을 확인할 수 있었다.

Fig. 8에는 노즈콘 부위에 대한 공력가열 시험시 온도 측정 결과를 나타내었다. setting profile은 전산 해석을 통해 얻은 노즈콘 외피 온도로서 제어용 온도 센서가 구현해야 할 온도이며, meas. cone out은 노즈콘 부위의 제어용 온도 센서의 측정값을 나타낸다.

한편 meas. cone in은 노즈콘 내피에 장착된 온도 센서의 측정 결과를 의미한다. 마지막으로 cal. cone in은 전산 해석을 통해 얻은 노즈콘 부위 내피 온도를 나타낸다. 단 이때 전산 해석은 실제 시험시 측정된 온도를 초기 온도로 설정하고 계산이 수행되었다. 페어링 노즈콘의 경우 매우 다양한 지점에서 온도 측정이 수행되었으며 초기 온도 효과를 보정할 경우 공력가열 시험과 전산 해석의 최대 오차는 비행 전 구간에 대하여 $\pm 6^{\circ}\text{C}$ 의 오차 범위를 가지며, 최종 온도를 기준으로 할 경우 $\pm 3^{\circ}\text{C}$ 의 오차를 갖는다고 결론을 내릴 수 있었다.

5.2 페어링 열환경 허용 조건

일반적으로 발사체는 비행중 열환경으로부터 탑재된 위성을 보호하기 위하여 페어링을 사용하며, 공력가열로 인하여 위성이 고온에 노출되는 것을 막기 위해 페어링 내피 온도를 어느 특정 값보다 낮아야 한다고 규정하고 있다. KSLV-I의 경우 페어링 내피 최대 허용 온도는 120°C 이다. 본 시험결과를 바탕으로 보았을 때 페어링 노즈캡과 노즈콘 부위 모두 최대 온도가 110°C 를 넘지 않았기 때문에 주어진 열환경 허용 조건을 만족함을 확인할 수 있었으며, BMS를 이용한 단열 설계가 적절히 이루어졌음을 확인할 수 있었다.

6. 결 론

본 연구에서는 KSLV-I이 비행중 겪게되는 공력가열 현상을 시험적으로 구현하고, 공력가열 전산 해석 결과의 검증에 위하여 공력가열 시험설비 및 페어링 엔지니어링 모델을 이용하여 노즈캡 및 노즈콘 부위에 대한 공력가열 시험을 수행하였다. 시험 결과 노즈캡의 경우 초기 온도를 보정한 전산 해석 결과와 공력가열 시험 결과는 최대 4°C의 차이를 나타냈다. 한편 노즈콘의 경우 전산 해석 결과와 공력가열 시험 결과는 비행 전 구간에 대하여 $\pm 6^{\circ}\text{C}$ 의 오차 범위를 가지며, 최종 온도를 기준으로 할 경우 $\pm 3^{\circ}\text{C}$ 의 오차를 갖는다고 결론을 내릴 수 있었다.

또한 페어링 내피 최대 온도는 공력가열 종료 시점에서 최대 110°C 이며, 이는 최대 허용 온도인 120°C 보다 작은 값으로, 주어진 온도 허용 조건을 만족함을 확인할 수 있었다.

참고문헌

- [1] Sangho Choi, Honam Ok, Soeng-Lyong Kim, Juyong Ko and Insun Kim, "Acceptance Test of Aerodynamic Thermal Simulation Facility," KARI-TAT-TM-2006-010, 2006, pp. 1-57.
- [2] W. M. Kays and M. E. Crawford, Convective Heat and Mass Transfer, McGraw-Hill, 1993, pp. 370-392.
- [3] Ju-yong Ko, Soeng-Lyong Kim, Sang-Ho Choi and Insun Kim, "Material Thermal Properties Measurement and Research for KSLV-I," KARI-TAT-TM-2005-012, 2005, pp. 1-44.
- [4] Kamran Daryabeigi, Jeffrey R. Knutson, and Joseph G. Sikora, "Thermal Vacuum Facility for Testing Thermal Protection System," NASA /TM-2002-211734, 2002, pp. 1-9.