# 페어링 노즈콘에 대한 공력가열 시험

최상호†·김성룡*·김인선**

# Aerodynamic Heating Test of Fairing Nose-Cone

Sangho Choi, Seong-Lyong Kim and Insun Kim

**Key Words:** Aerodynamic Heating(공력가열), PayLoad Fairing(페어링), Aerodynamic Thermal Simulation Facility(공력가열 시험 설비)

**Abstract**

Launch vehicles are exposed to aerodynamic heating conditions while flying at high Mach numbers in the atmosphere. In this study aerodynamic heating test for fairing nose-cone was done using ATSF(Aerodynamic Thermal Simulation Facility) and Engineering Model for fairing. 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. After aerodynamic heat test, it is found that initial temperature of fairing inner surface and thickness of BMS has important effects on temperature of fairing inner surface. Also it is confirmed that maximum temperature of fairing nose-cone inner surface during flight is lower than allowable temperature limit. Later, thermal correlation between thermal analysis and experimental results will be done using aerodynamic heating test result

### 기호설명

$c_p$ : 공기의 비열(J/kg°C)

$h$ : 대류 열전달 계수(W/m$^2$°C)

$q''_{aero}$ : 공력가열량(W/m$^2$)

Pr : 프란틀 수

$r_{rec}$ : 회복인자(recovery factor)

$T_{rec}$ : 회복온도(recovery temperature, °C)

$T_{wall}$ : 벽면 온도

$T_\infty$ : 자유류 온도(°C)

$V_\infty$ : 자유류 속도(m/s)

† 한국항공우주연구원 열/공력그룹
E-mail : sahchoi@kari.re.kr
TEL : (042)860-2567 FAX : (042)860-2697
* 한국항공우주연구원 열/공력그룹
** 한국항공우주연구원 열/공력그룹

## 1. 서 론

한국항공우주연구원에서는 소형 위성 발사체인 KSLV(Korea Space Launch Vehicle)-I을 개발중에 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[Sangho Choi et al.[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 전산 해석을 통해 예측된 페어링 외피 온도를 공력가열 시험 설비를 이용하여 엔지니어링 모델에 구현하고, 이때 페어링

내피 및 외피 온도를 측정하여 내부 온도 조건을 만족하는지 여부를 확인하고 전산 해석 결과를 검증하였다.

## 2. 이론적 배경

### 2.1 공력 가열(Aerodynamic Heating)

발사체는 대기중을 고속으로 비행함에 따라 대기의 압축으로 인해 발생하는 충격파 및 대기와 발사체간의 마찰로 인하여 높은 열유속의 가열을 받게 되는데 이러한 현상을 공력가열이라고 한다. 공력 가열량은 발사체의 속도, 대기의 밀도, 비행체의 받음각, 발사체의 외형 등 다양한 요소에 의해 결정되기 때문에 공력가열 현상을 해석하기 위해서는 이러한 정보가 필요하다.

Fig. 1에 KSLV-I의 시간에 따른 속도 및 고도를 나타내었다.

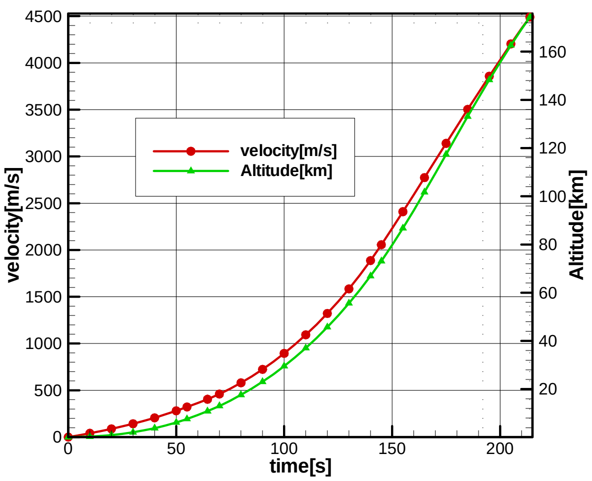


**Fig. 1** Velocity and altitude data of KSLV-I

한편 페어링 노즈콘 지점에서는 공력가열량을 식(1)을 이용하여 계산한다.

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

이때 회복온도(Recovery Temperature)는 식(2)로 정의가 된다.

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

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

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.

### 2.2 내피 경계 조건

발사체 페어링의 공력가열 해석은 일반적으로 내피 경계 조건을 단열 조건으로 가정하고 해석을 수행한다. 하지만 실제 발사체의 비행중에는 페어링 내피는 페어링 내부에 있는 공기와 자연대류 열전달 및 내부 구조물 및 탑재물과 복사 열전달을 한다. 수치 해석 결과에 의하면 내피 경계 조건을 단열 조건으로 해석하는 것이 자연대류 조건과 복사 조건을 고려한 것에 비해 다소 보수적인 결과를 나타내는 것으로 알려져 있다 [Kamran Daryabeigi et al.[(3)]]. KSLV-I의 노즈콘 공력가열 해석시 페어링 내피 경계 조건을 단열 조건으로 한 경우와 자연 대류 및 복사 열전달을 고려한 경우의 열해석 결과를 Fig. 2에 나타내었다. 내피 경계 조건을 단열 조건으로 설정한 경우는 내피 경계 조건을 복사 및 자연 대류 조건으로 설정한 것에 비하여 외피 온도를 0.5℃, 내피 온도를 1.5℃ 정도 높게 예측하나 전반적으로 내피 및 외피 온도에 영향이 거의 없음을 알 수 있다. 실제 공력 가열 시험에서는 페어링 내피에서 자연 대류가 일어나나 단열 조건으로 가정하여도 차이가 없음을 알 수 있다.

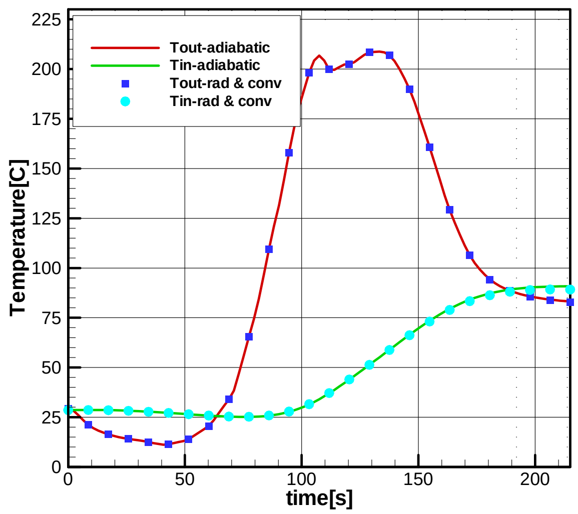


**Fig. 2** Inner Surface Boundary Condition Effect

## 3. 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 노즈콘은 알루미늄 하니콤 코어에 facesheet으로 CFRP를 사용하여 샌드위치 패널을 제작하였으며, 외피에 단열재로서 BMS를 추가적으로 도포하였다. 이러한 페어링 노즈콘의 구조를 Fig. 3에 나타내었다.

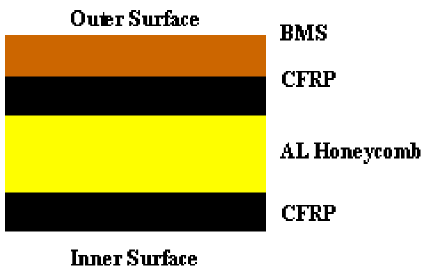


**Fig. 3** Structure of Fairing Nose-Cone

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 [Ju-yong Ko et al.[4]]의 자료를 이용하였다.

### 3.2 비행중 페어링 노즈콘의 전산 해석

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. 공력가열의 전산 해석은 MINIVER를 통해 구한 회복온도와 대류 열전달 계수를 이용하였으며, Thermal Desktop 및 SINDA/ FLUINT를 이용하여 계산하였다. Fig. 4에는 페어링 노즈콘 내피 및 외피 온도의 전산 해석 결과를 나타내었다.

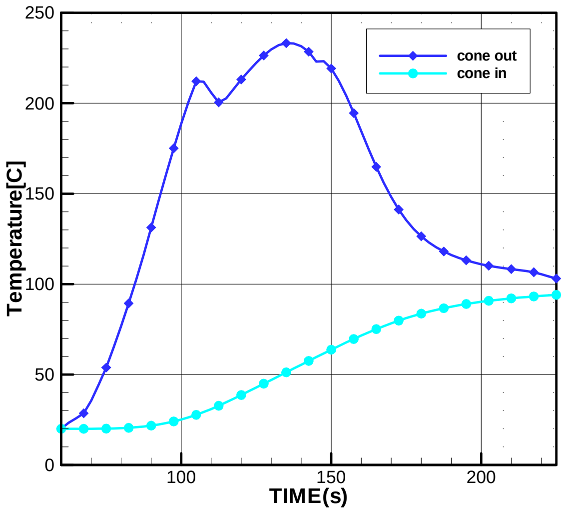


**Fig. 4** Aerodynamic heating profile

## 4. 공력가열 시험

### 4.1 공력가열 시험 목적

공력가열 시험은 비행중 발사체가 겪게 되는 공력가열 현상을 지상에서 모사 시험을 통해 전산 해석 결과를 검증하고, 내피 온도가 허용 온도 범위에 있는지를 확인하며, 최종적으로는 전산 해석 및 시험 결과의 correlation을 하기 위한 데이터베이스를 구축하는 것을 목적으로 한다.

### 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 21개, 페어링 내피에 T-type 열전대 24개를 온도 계측 목적으로 장착하였다. 측정용 온도 센서는 control zone 6, 16, 25에 장착이 되었으며, 이들 control zone은 각각 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.

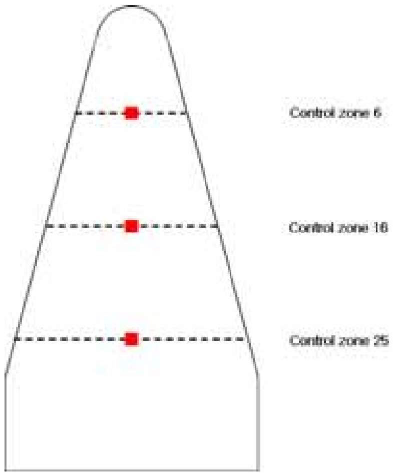


**Fig. 5** Axial Location of Temperature Sensor

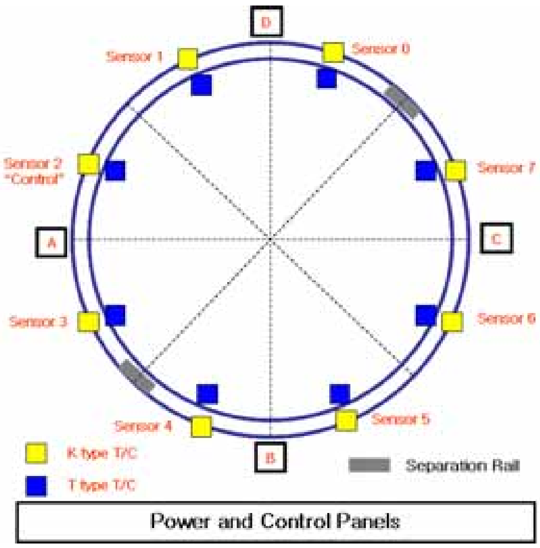


**Fig. 6** Circumferential Location of Temperature Sensor

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 IR 히터 등을 사용하여 같은 양의 열유속을 발사체 외피에 가하거나 설정된 외피 온도를 맞추는 방식으로 수행된다. 본 시험에서는 공력가열 시험설비를 이용하여 전산 해석으로 구해진 페어링 노즈콘 외피 온도를 맞추는 방식으로 진행하였다. 시험은 KSLV-I의 비행중 공력가열로 인해 계산된 외피 온도를 공력가열 시험설비를 통해 페어링 외피에 구현하고, 이때 페어링 내피의 온도를 측정한 후 전산 해석 결과에서 예측된 내피 온도와 비교하는 방식으로 수행되었다.

## 5. 시험 결과 및 분석

### 5.1 시험 결과

Fig. 7에는 노즈콘 부위에 대한 공력가열 시험 시 온도 측정 결과를 나타내었다. setting profile은 전산 해석을 통해 얻은 노즈콘 외피 온도로서 제어용 온도 센서가 구현해야 할 온도이며, cone I out은 노즈콘 시작점 부위의 제어용 온도 센서의 측정값을 나타낸다. 마찬가지로 cone M out은 노즈콘 중간점 부위의 제어용 온도 센서, cone E out은 노즈콘 종료점 부위의 제어용 온도 센서의 측정값을 의미한다. 한편 cone I in, cone M in, cone E in은 페어링 내피에 장착된 온도 센서의 측정 결과를 의미한다. 마지막으로 cal. cone in은 전산 해석을 통해 얻은 cone 부위 내피 온도를 나타낸다. Fig. 7을 살펴보면 제어용 온도 센서들은 비교적 setting profile을 잘 구현했음을 알 수 있으나, 온도 냉각 구간에서는 자연 대류로 인한 냉각이 부족하기 때문에 약 100초 이후에는 주어진 setting profile 보다 다소 높은 온도를 구현했음을 확인할 수 있다. 이를 바탕으로 100초 까지 페어링 내피 온도를 살펴보면 전산 해석 결과와 공력가열 시험시 측정 결과가 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. 다만 전산 해석 결과와 시험시 내피의 초기 온도가 다르기 때문에 이러한 차이를 고려하여 비교해야 함을 알 수 있었다.

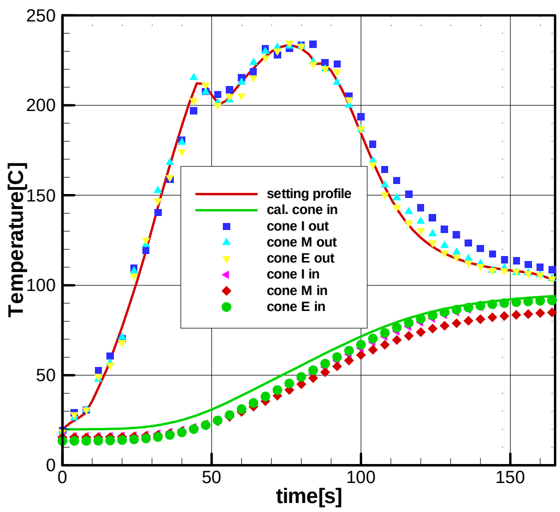


**Fig. 7** Nose-cone Test Result

5.2 반복성 확인 시험 결과

공력가열 시험설비의 반복 재현성을 확인하고자 TEST ID 16과 TEST ID 23에서는 반복 시험을 수행하였다. 하지만 페어링 내피의 온도는 시험에서 제어되는 값이 아니기 때문에, 페어링 내피의 온도만을 제외하고는 다른 모두 조건을 같도록 하고 시험을 하였다.

노즈콘에 대한 반복성 확인 시험 결과를 Fig. 8에 나타내었다. Fig. 8을 확인하면, 초기 온도 차이 효과를 제외하더라도 반복된 시험 사이에 최대 온도 차이가 4℃ 이하로 매우 우수한 반복성을 나타냄을 확인할 수 있다.

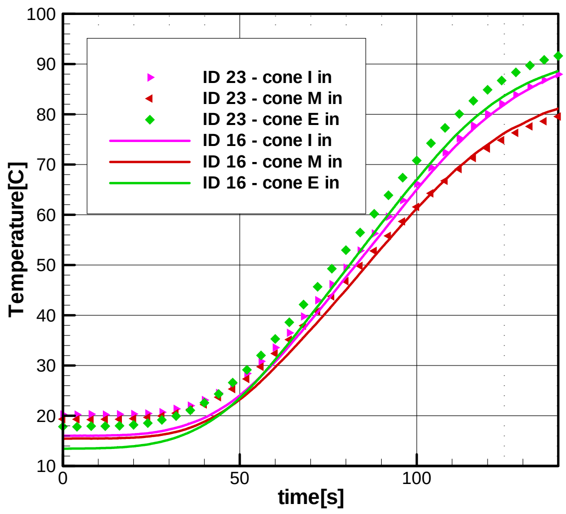


**Fig. 8** Repeatability Test Result

5.2 초기 온도 및 BMS 두께 효과 분석

공력가열 전산 해석시에는 페어링 외피 및 내피의 초기 온도를 모두 20℃라고 가정을 하였으나, 실제 공력가열 시험시에는 페어링 내피의 온도는 제어되는 값이 아니기 때문에 외피의 온도만 20℃로 맞출 수 있을 뿐 내피의 온도를 20℃로 설정할 수가 없다.

하지만 공력가열 시험에서 측정된 내피 온도의 경우 이러한 초기 온도가 다르기 때문에 단순히 전산 해석 결과와 공력가열 시험 결과를 비교할 수 없다. 따라서 전산 해석시 노즈콘의 내피의 온도를 시험시 측정값과 같도록 설정하여 얻은 해석 결과를 시험시 얻은 결과와 비교하여야 한다.

한편 시험시 내피에 부착된 온도 센서들이 측정 결과 확인시, 각 센서들의 측정값이 축대칭 분포에서 벗어나는 현상을 발견하였다. 이러한 현상을 나타내는 원인으로는 크게 페어링 외피의 칠해진 BMS 두께의 불균일성 및 입사하는 열유속의 축대칭성 부족을 고려할 수 있다. 하지만 입사하는 열유속의 축대칭성은 공력가열 성능 시험에서 약 10% 이내의 오차를 가진다는 사실을 확인한 바 있으며, 10%의 열유속 차이는 내피 온도에 큰 영향을 미치지 않기 때문에 우선적으로 BMS 두께의 불균일성 효과를 전산 해석을 통해 살펴보았다. Fig. 9에는 BMS의 두께에 따른 페어링 노즈콘 내피 온도를 나타내었다. Fig. 9를 살펴보면 BMS 두께의 작은 변화에도 내피 온도가 크게 변화하는 것을 확인할 수 있다. 따라서 센서가 장착된 각 부위에서 BMS의 두께를 확인하는 것이 필요하다고 판단되었다.

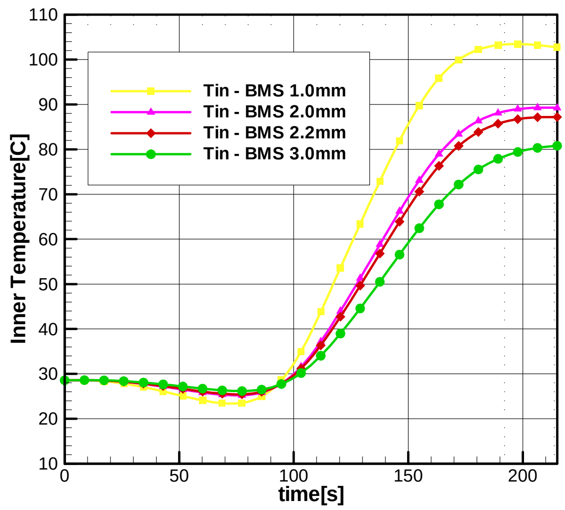


**Fig. 9** Effect of BMS thickness

실제 센서가 장착된 부근에서 BMS 두께를 측정한 결과, BMS의 두께가 1.20mm - 2.48mm 사이에 분포함을 확인할 수 있었다. 또한 측정된 BMS의 두께 분포는 내피 온도 측정 결과를 잘 설명할 수 있었다.

따라서 공력가열의 전산 해석 결과와 시험 결과를 비교하기 위해서는 페어링 노즈콘 내피의 초기 온도 보정뿐만 아니라 BMS 두께에 대한 보정을 수행하여 두 결과를 비교해야 한다는 결론을 내릴 수 있었다.

최종적으로 각 센서 위치에서 내피 초기 온도 및 측정된 BMS의 두께를 전산 해석시 반영하여, 공력가열 시험시 측정 결과와 전산 해석 결과를

비교하였다. 비교 결과 공력가열이 끝나는 시점을 기준으로 초기 온도 및 BMS 두께를 보정한 후 전산 해석을 통해 예측한 결과가 시험시 내피 온도 측정 결과에 비하여 전반적으로 약 13°C-20℃ 정도를 높게 예측함을 확인할 수 있었다. 이 중에서 대표적인 경우로 노즈콘 종료점의 “2” 위치에서의 비교 결과를 Fig. 10에 나타내었다. 또한 페어링 노즈콘 내피 온도는 최대 허용 온도인 120°C 미만을 유지하고 있어 단열 설계가 적절히 이루어졌음을 확인할 수 있었다. 한편 전산 해석과 공력가열 시험사이의 차이는 페어링 노즈콘을 이루는 재료의 열물성 측정의 오차 및 온도에 따른 열물성 특성의 미반영 등이 원인으로 판단된다.

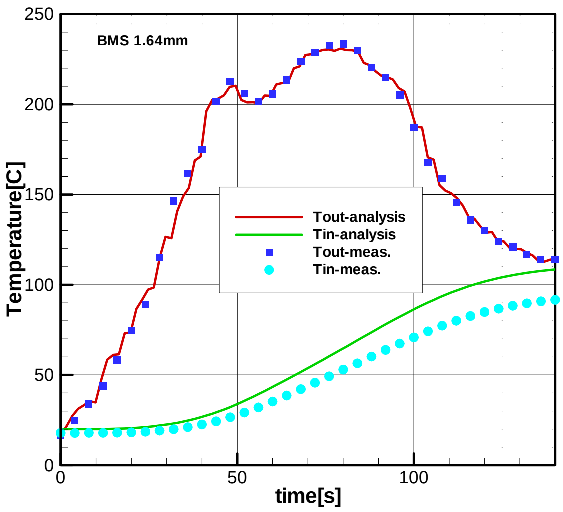


**Fig. 10** Comparison between Thermal Analysis and Experimental Result after correcting I.C. and BMS thickness

## 6. 결론 및 향후 계획

본 시험에서는 KSLV-I이 비행중 겪게되는 공력가열 현상을 시험적으로 검증하기 위하여 공력가열 시험설비 및 페어링 엔지니어링 모델을 이용하여 노즈콘 부위에 대한 공력가열 시험을 수행하였다. 공력가열 시험 수행 결과 다음과 같은 결론을 내릴 수 있었다.

(1) 공력가열 시험의 반복성 확인 결과 공력가열 시험 설비는 초기 온도 차이 효과를 배제하더라도 4℃ 이내로 같은 시험 결과를 재현함을 확인할 수 있었다.

(2) 공력가열 시험 결과와 전산 해석 결과 비교시 초기 온도 효과가 크기 때문에 초기 온도 효과를 보정해야 두 결과를 효과적으로 비교할 수 있다.

(3) 공력 가열 시험 결과 분석중 내피 온도 분포가 축대칭에 많이 벗어났음을 확인하고, BMS 두께 편차가 이러한 현상의 원인임을 확인하였다.

(4) BMS의 두께와 초기 온도를 보정하여 전산 해석과 공력가열 시험 결과를 비교한 결과 페어링 노즈콘 내피에서 전산 해석 결과가 실제 측정 결과에 비해 13℃ - 20℃ 정도 온도를 높게 예측함을 확인할 수 있었다.

(5) 페어링 노즈콘의 내피 최대 온도는 공력가열 종료 시점에서 약 90℃이며 이는 최대 허용 온도인 120℃ 미만으로 단열 설계가 적절히 이루어 졌음을 확인할 수 있었다.

추후 페어링 노즈캡 부위에 대한 공력가열 시험을 추가적으로 수행하고, 본 공력가열 시험에서 얻은 데이터를 활용하여 전산 해석과 공력가열 시험간의 차이를 수정하는 correlation 작업을 수행할 예정이다.

## 참고문헌

(1) Sangho Choi, Honam Ok, Soeng-Lyong Kim, Juyong Ko and Insun Kim, 2006, "Acceptance Test of Aerodynamic Thermal Simulation Facility," *KARI-TAT-TM-2006-010*, pp. 1~57.

(2) W. M. Kays and M. E. Crawford, 1993, *Convective Heat and Mass Transfer*, McGraw-Hill, pp. 370~392.

(3) Kamran Daryabeigi, Jeffrey R. Knutson, and Joseph G. Sikora, 2002, "Thermal Vacuum Facility for Testing Thermal Protection System," *NASA /TM-2002-211734*, pp. 1~9.

(4) Ju-yong Ko, Soeng-Lyong Kim, Sang-Ho Choi and Insun Kim, 2005, "Material Thermal Properties Measurement and Research for KSLV-I," *KARI-TAT-TM-2005-012*, pp. 1~44.