

## 전산유동해석 기법을 이용한 KSLV-I PLF 구조물 온도 해석 및 비행시험 자료 비교

김영훈\*, 옥호남\*\*, 김인선\*\*\*

### Comparative Study of the Flight Test Data and the Prediction Results of PLF Temperature of KSLV-I Using CFD

Younghoon Kim\*, Honam Ok\*\*, Insun Kim\*\*\*

#### Abstract

The temperature of the flight objects in high speed increases due to the aerodynamic heating. MINIVER and CFD approach are used to predict the aerodynamic heating conditions of KSLV-I. MINIVER is based on the empirical method. And the CFD approach predicts the aerodynamic heating conditions after the analysis of the surface temperature and the surface heat flux directly. In this study, the aerodynamic heating conditions using CFD approach are considered. The PLF temperature for these aerodynamic heating conditions is compared with the flight test data of KSLV-I.

#### 초 록

고속으로 비행하는 물체는 공력가열에 의해 온도가 상승한다. KSLV-I 비행 중 공력가열 조건을 예측하는 방법으로 MINIVER를 이용하는 방법과 전산유동해석(CFD)기법을 이용하는 방법이 있다. MINIVER는 경험적 기법을 이용하여 대류열전달계수 및 회복온도를 산출하며, CFD 기법은 실제 유동장을 해석하여 발사체 표면에서의 공력가열조건을 산출한다. 본 연구에서는 CFD 기법을 이용하여 얻은 공력가열조건을 PLF 구조물 외부 표면에 적용하여 PLF 내부 온도장을 해석하고 그 결과를 KSLV-I 1차 비행시험 결과와 비교하였다.

키워드 : 공력가열(aerodynamic heating), 전산유동해석(CFD), 나로호(KSLV-I), 페어링(PLF), 내부 온도(inner temperature)

---

접수일(2009년12월21일), 수정일(1차 : 2010년 5월 4일, 2차 : 2010년 6월 15일, 게재 확정일 : 2010년 7월 1일)

\* 열/공력팀/ykim@kari.re.kr    \*\* 열/공력팀/honam@kari.re.kr    \*\*\* 열/공력팀/iskim@kari.re.kr

## 1. 서 론

KSLV-I 비행 중 공력가열 조건을 예측하는 방법으로 MINIVER를 이용하는 방법과 전산유동해석(CFD)기법을 이용하는 방법이 있다. MINIVER는 경험적 기법을 이용하여 대류열전달계수 및 회복온도를 산출하며, CFD 기법은 실제 유동장을 해석하여 발사체 표면에서의 열전달계수 및 회복온도를 산출한다. 이 때 회복온도는 물체 표면을 단열벽면으로 가정하여 얻은 온도이며, 벽면전체가 특정 온도로 일정하다고 가정하여 얻은 열전달량과 앞서 구한 회복온도를 이용하여 대류열전달계수를 구한다. 본 연구에서는 CFD 기법을 이용하여 얻은 공력가열조건을 PLF 구조물 외부 표면에 적용하여 PLF 내부 온도장을 해석하고 그 결과를 KSLV-I 1차 비행시험 결과와 비교하였다.

## 2. 본 론

CFD 기법을 이용하여 공력가열조건을 구하기 위해 전산유동해석 소프트웨어 FLUENT를 사용하였으며, KSLV-I 비행 고도 및 마하수 변화에 따라 공력가열조건을 산출하였다. PLF 구조물 온도해석에 이용한 각종 물성값은 표 1에 나와 있으며, KLSV-I 비행 시험 중 얻은 PLF 내부 온도와 예측 결과를 그림 1 ~ 그림 3에 나타내었다. 전체적으로 변화양상은 동일하지만 Cone과 Cylinder 내부 예측 온도가 135초 전후로 165초 까지 비행시험 결과와  $-10^{\circ}\text{C} \sim 12^{\circ}\text{C}$  차이가 났다. 135초 전에는 예측 온도가 실제 온도보다 낮아 공력가열량을 실제보다 낮게 예측한 것을 확인하였으며, 135초 후에는 예측 온도가 실제 온도보다 높아 공력가열량을 실제보다 높게 예측하였음을 확인하였다.

그림 1 ~ 그림 3은 구조물 내부 초기 온도를 Cap  $25^{\circ}\text{C}$ , Cone/Cylinder  $34^{\circ}\text{C}$ 로 가정하고 해석한 결과이다. 그림 4 ~ 그림 5는 Cone/Cylinder  $32^{\circ}\text{C}$ 로 해석한 결과이며, 초기온도를  $34^{\circ}\text{C}$ 로 가정한 결과가 시험결과와의 오차가 적음을 알 수

있다. 앞으로의 해석에서는 특별한 가정이 없을 경우 Cone/Cylinder 초기온도를  $34^{\circ}\text{C}$ 로 가정하였다. 그림 6 ~ 그림 8은 온도  $300\text{K}$  외기와 복사 열전달 영향에 따른 PLF 내부 온도 변화를 나타낸다. 복사 열전달을 고려하였을 경우 비행시험 결과와의 오차가 줄어들었으며 추후 온도장 해석에서도 복사 열전달을 고려하였다.

표 1. 온도 예측에 이용한 PLF 재질 물성값

	열전도도 [W/m-K]	정압비열 [kJ/kg- $^{\circ}\text{C}$ ]	밀도 [kg/m $^3$ ]
SUS	13.8	400	8000
Carbon Epoxy	0.69	1470	1506.3
CFRP Sheet	0.69	1210	1506.3
AL Honeycomb	2.32	870	68.7
BMS	0.092	1700	320.365

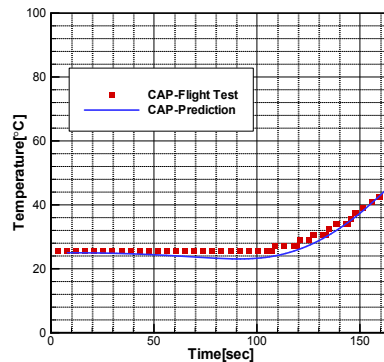


그림 1. 초기온도  $25^{\circ}\text{C}$  PLF Cap 내부 온도 비교

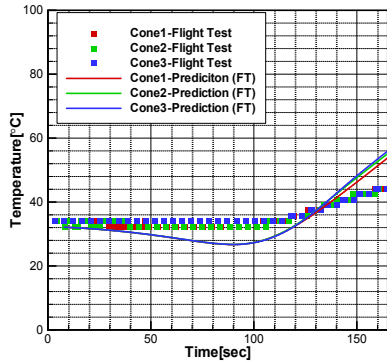


그림 2. 초기온도 34°C PLF Cone 내부 온도 비교

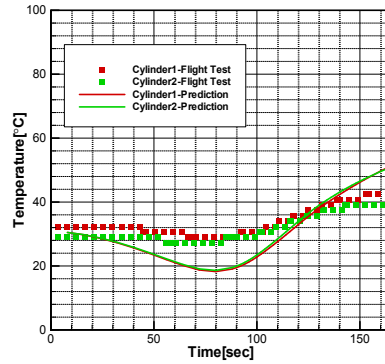


그림 5. 초기온도 32°C PLF Cylinder 내부 온도 비교

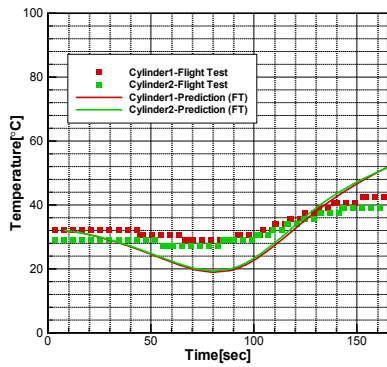


그림 3. 초기온도 34°C PLF Cylinder 내부 온도 비교

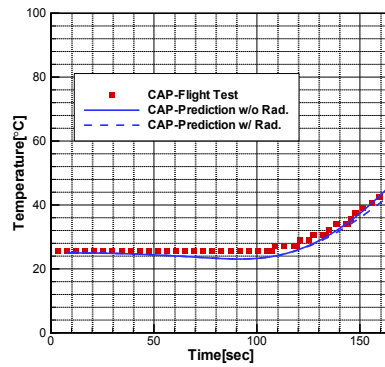


그림 6. 복사 열전달 고려 PLF Cap 내부 온도 비교

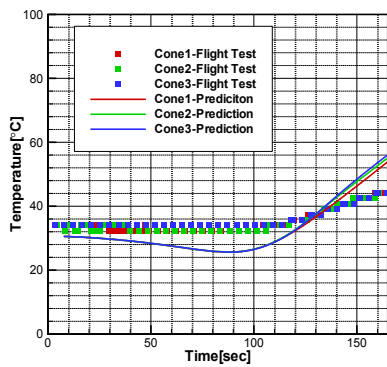


그림 4. 초기온도 32°C PLF Cone 내부 온도 비교

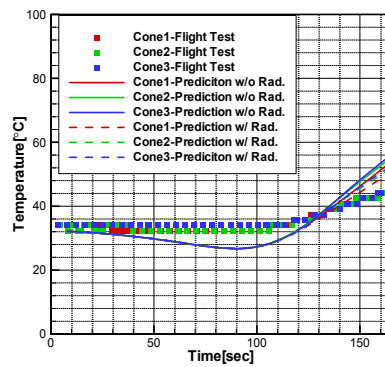


그림 7. 복사 열전달 고려 PLF Cone 내부 온도 비교

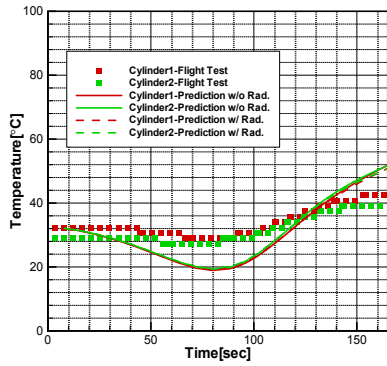


그림 8. 복사 열전달 고려 PLF Cylinder 내부 온도 비교

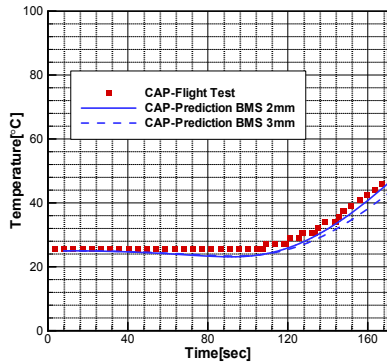


그림 9. BMS 3mm PLF Cap 내부 온도 비교

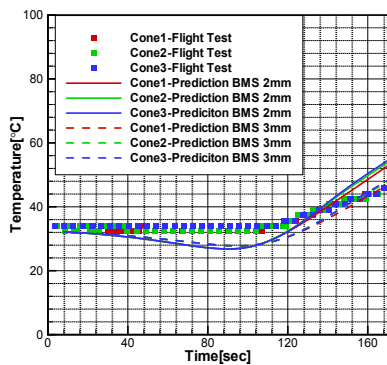


그림 10. BMS 3mm PLF Cone 내부 온도 비교

PLF 외부 단열재 BMS 두께 기준이 2mm 이지만 도포 작업 시 + 공차를 고려하여 3mm 두께로 모델링 변경하여 PLF 내부 온도장을 해석하였다. BMS 두께를 늘렸을 경우 Cap 내부 온도는 가열 구간에서 최대 4°C 감소하였으며 Cone 내부 온도는 냉각구간에서 최대 1°C 상승하고 가열구간에서 최대 6°C 감소하였다. PLF Cylinder 내부 온도는 Cylinder 부위에 BMS가 도포되지 않았으므로 BMS 두께 변화에 따른 온도 변화가 없었다. 비행 시험 중 측정된 내부 온도와 예측 결과를 비교하였을 경우, BMS 3mm 모델링 결과가 BMS 2mm 모델링 결과보다 더 정확하다고 할 수 없다.[그림 9 ~ 그림 11] 그림 12 ~ 그림 14는 BMS 두께는 2mm로 동일하게 모델링하였으나 BMS 밀도를 1.5배 증가시켜 해석한 결과이다. 이 해석결과 역시 기존 해석결과보다 정확도가 높아졌다고 말할 수 없다. 추후 해석에서는 BMS 두께를 2mm로 고정하고 밀도 변화 없이 해석을 수행하였다.

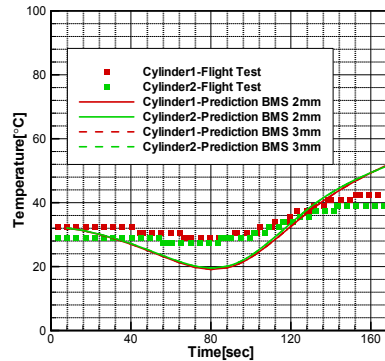


그림 11. BMS 3mm PLF Cylinder 내부 온도 비교

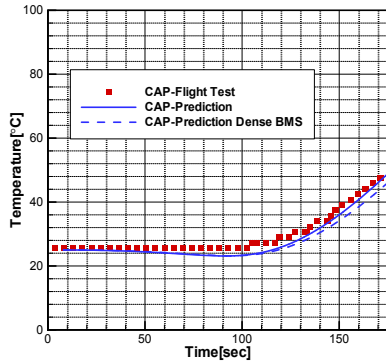


그림 12. BMS 밀도 1.5배 PLF Cap 내부 온도 비교

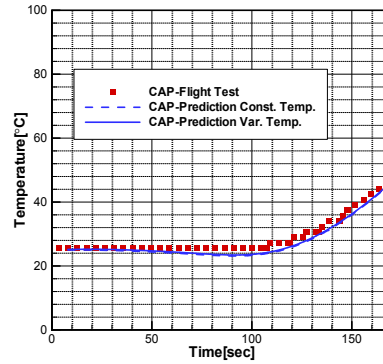


그림 15. 정상상태 초기온도 PLF Cap 내부 온도 비교

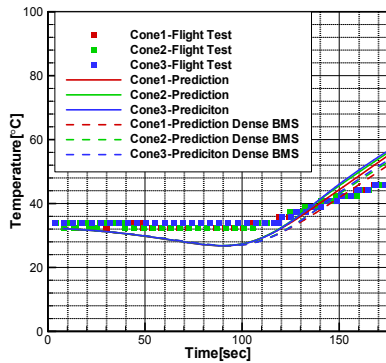


그림 13. BMS 밀도 1.5배 PLF Cone 내부 온도 비교

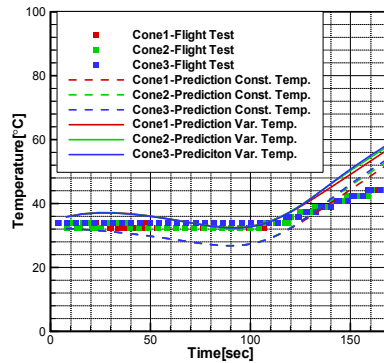


그림 16. 정상상태 초기온도 PLF Cone 내부 온도 비교

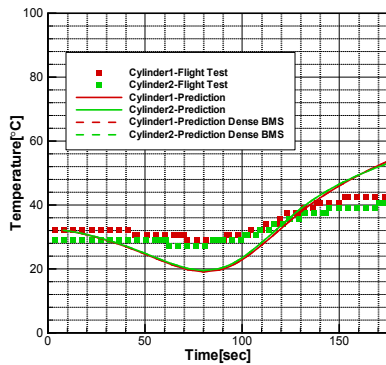


그림 14. BMS 밀도 1.5배 PLF Cylinder 내부 온도 비교

PLF 구조물 온도장 해석 시, 기존 방법은 PLF 내부 온도가 모두 일정하다고 가정한 초기 조건으로 해석 수행하였다. 그림 15 ~ 그림 17은 PLF 내피 온도를 비행시험 당일 측정된 온도로 설정하고, PLF 내부 온도의 정상해를 구하여 이를 초기 조건 설정하여 얻은 내부 온도이다. 비행시험 당일 PLF 외피 최대온도 55°C(Cone 부위)를 반영하여 해석한 비행 중 PLF 온도는 기존 예측온도보다 상승하였으며, 일부 구간에서는 계측자료와의 오차가 줄었음을 확인하였다.

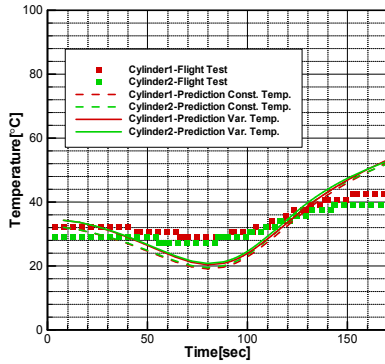


그림 17. 정상상태 초기온도 PLF Cylinder 내부 온도 비교

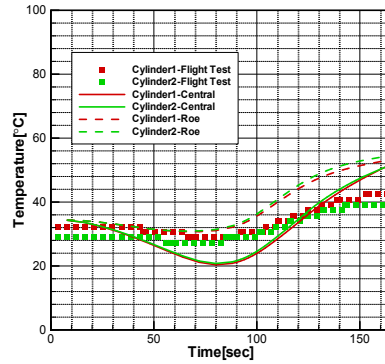


그림 20. Roe scheme 이용 PLF Cylinder 내부 온도 비교

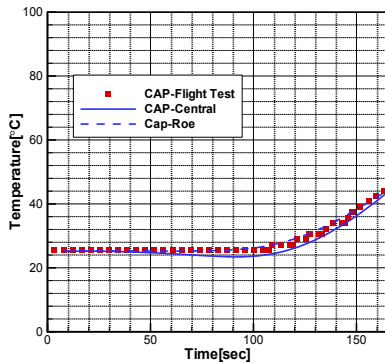


그림 18. Roe scheme 이용 PLF Cap 내부 온도 비교

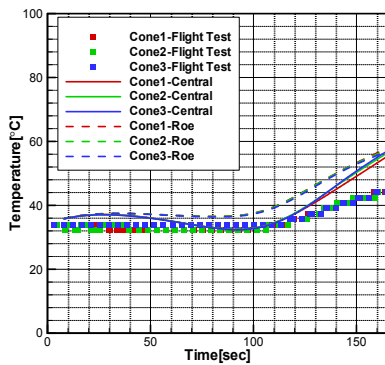


그림 19. Roe scheme 이용 PLF Cone 내부 온도 비교

CFD 해석 기법을 이용하여 공력가열 조건을 얻기 위해 효율성과 해의 안정성이 보장되는 Central difference scheme을 이용하였으나 공력가열조건의 정확도를 높이기 위해 Roe scheme을 이용하여 공력가열 조건을 재산출하였다. 새로 얻은 공력가열 조건을 이용하여 구한 PLF 내부 온도장은 그림 18 ~ 그림 20과 같다. 이들 자료를 바탕으로 PLF 내부 온도를 비교하였을 경우 Roe scheme을 이용하여 얻은 예측결과가 전반적으로 Central difference scheme 이용 결과보다 비행시험 결과에 근접함을 확인하였다.

마지막으로 PLF 내부로의 Acoustic wave 전달을 막기 위해 장착한 Acoustic blanket[표 2]을 모델링에 반영하여 비행시험에서 측정된 온도와 비교하였다. Acoustic blanket 내피 표면온도를 정확히 알지 못하기 때문에 PLF 내부 초기 온도를 34°C로 가정하여 해석을 수행하였다. Acoustic blanket을 고려하였을 경우 115초부터 온도차가 발생하기 시작하여 Cone에서는 최대 약 5°C 낮게 예측하고 Cylinder에서는 최대 약 3°C 낮게 예측하였다.[그림 21 ~ 그림 22] Acoustic blanket을 고려하였을 경우 115초 이후 온도가 3 ~ 5°C 낮아지기 때문에 비행시험과의 오차 역시 3 ~ 5°C 줄어들 것으로 예상된다.

표 2. 온도 예측에 이용할 Acoustic blanket 재질 물성값

	열전도도 [W/m-K]	정압비열 [kJ/kg-°C]	밀도 [kg/m3]
PET (Cone 100mm)	0.0358	1228	543
Rohacell-31A (Cylinder 70mm)	0.0353	1580	124

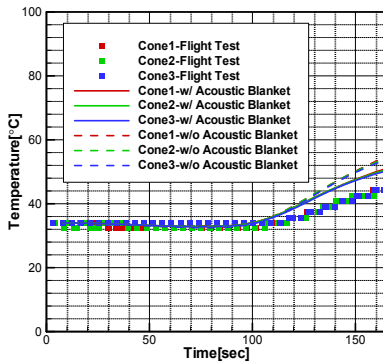


그림 21. Acoustic blanket 모델링 PLF Cone 내부 온도 비교

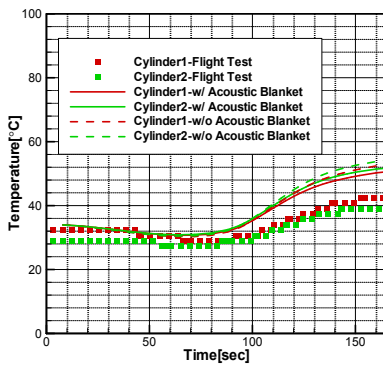


그림 22. Acoustic blanket 모델링 PLF Cylinder 내부 온도 비교

### 3. 결 론

전산유동해석(CFD) 기법을 이용하여 산출한 KSLV-I PLF 구조물 내부 온도와 비행시험에서 측정된 온도를 비교하였다. 전체적인 변화 양상은 동일하였으나 일부 구간에서 예측결과와 측정 결과의 차이가 있었다. 비행시험과의 오차를 줄이기 위해 모델링 형상 및 해석기법 변경 등 여러 가지 접근법을 이용하여 다양한 예측결과를 얻었다. 공력가열 조건 산출을 위해 Roe scheme을 이용하고 복사 열전달을 고려하였을 때 비행 시험 결과와 오차가 줄었다. 또한 비행 전 PLF 내피 온도를 실제 측정하여 얻은 초기 조건과 Acoustic blanket 형상을 고려한 경우 오차가 감소하였다. 본 해석결과가 한국형 발사체 PLF 구조물 온도 예측 결과의 정확도 및 신뢰도 향상에 도움이 될 것으로 기대한다.

### 참 고 문 헌

1. P. R. Hill, A Method of Computing the Transient Temperature of Thick Walls from Arbitrary Variation of Adiabatic-Wall Temperature and Heat-Transfer Coefficient, NACA TN 4105, 1958
2. Leo T. Chauvin and Katherine C. Speegle, Boundary-Layer-Transition and Heat-Transfer Measurements from Flight 50deg. Cones at Mach Numbers from 1.7 to 4.7, NACA RM L57D04
3. 김영훈, 옥호남, 김인선, 구조물 온도장 예측을 위한 소프트웨어 성능 및 공력가열 조건 산출 기법 비교, KARI-TAT-TM-2007-014, 2007
4. FLUENT User's Guide, ANSYS, 2010
5. John D. Anderson, Jr., Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, Mc Graw Hill, 1989