



스파이크와 돔 형상의 공력 가열 해석

Analysis on Aerodynamic Heating on Spike and Dome Configuration

정석영^{*1)}, 윤성준¹⁾, 변우식¹⁾

Suk Young Jung Sung Joon Yoon Woosik Byon

ABSTRACT

Numerical analysis of aerodynamic heating for KPSAM is performed using aerodynamic heating model suitable to KPSAM, which has complex flow field resulting from the spike attached to the dome, such as large separation area and the strong shock/boundary layer interaction region around reattachment point on the dome. The aerodynamic heating model is validated and modified through the comparison between the flight test measurement and the thermal analysis results. TFD temperature sensors are installed on the dome to measure surface temperature during the flight. Computation results, obtained from the heat transfer analysis on the sensors, agree well with flight test data. The aerodynamic heating model provides heat transfer rate into surface as a boundary condition of unsteady 1D/axisymmetric thermal analysis on the missile structure. The axisymmetric thermal analysis using FLUENT is more versatile than the 1D analysis and can be applied to the heating problem related with complex structures and multi-dimensional heat transfer problems such as prediction of temperature rise at contact surface of different materials.

1. 서 론

신궁 유도탄은 적외선 유도 방식을 이용한 유도 무기로 유리로 만든 돔 안에 적외선 센서가 장착되며, 광학적 요구로 돔은 구의 형상을 하고 있다. 구형의 돔은 공력 성능 면에서 매우 불리한 형상이며 비행 중 상당한 공력 가열을 경험하게 된다. 비행 중의 고온 환경 하에서 유리의 강도 저하로 공력에 의한 형태의 변형이 발생하거나 투명도 등 특성의 변화로 광학 효율의 감소가 발생할 수 있다. 또한 신궁 유도탄은 초기에 급격히 초음속으로 가속하는데 이때 공력 가열에 의한 돔으로의 열 유입이 급격히 증가하여 돔에 큰 온도 구배를 형성할 수 있어 열 하중에 의한 유리의 변형 또는 심할 경우 파손을 일으킬 수도 있다.⁽¹⁾ 그러므로 돔을 설계할 때 이와 같은 공력 가열에 의한 고온 환경에 대한 예측 및 온도 구배에 의한 하중에 대한 고려가 필요하다.

이제까지 공력 가열을 해석하는 여러 공학적인 방법이 개발되었으며 널리 사용되는 방법은 특정 유동 형태에 대해 경계층 특성을 반영하여 다양한 비행 환경 및 표면 온도에 대하여 확장 적용이 가능한 관계식 형태의 열전달 모델을 수립하여 사용하는 것이다.⁽²⁾ 신궁 유도탄 선두부는 공력 성능 향상을 위하여 돔 앞에 부착한 스파이크 등을 비롯하여 여러가지 재질로 이루어진 부품이 결합되어 복잡한 형상을 갖고 있으며, 스파이크로 인하여 선두부 주위에 충격파 및 박리 등 복잡한 유동이 형성되어 공력가열 모델링 및 해석에 어려움을 주고 있다. 본 연구에서는 공력 가열 해석의 어려움을 극복하고자 유동 특성에 맞는 공력 가열 모델을 수립하고, 복잡한 형상과 재질이 다른 각 부품에 대해 비정렬격자를 구성하고 공력 가열 모델과 연계하여 FLUENT를 사용한 축대칭 열전달 해석을 실시하였다.

사용한 공력 가열 모델의 검증 및 보정을 위

¹⁾ 국방과학연구소

하여 신궁 유도탄의 비행 시험에서 TFD 온도 센서를 돔의 여러 위치에 장착하여 표면 온도를 측정하였으며, 비행 시험 결과와 수치해석 결과의 비교를 통하여 보다 정확한 공력 가열 모델을 수립하여 공력 가열에 의한 유도탄 온도 변화를 해석하였다.

2. 공력 가열

공력 가열은 공기 점성에 의해 형성된 열 경계층으로부터 유도탄 표면으로의 열전달이 발생하여 유도탄 구조물의 온도가 증가하는 현상이다. 열전달 현상을 분류하면 공력 가열에 의한 열전달량 \dot{q}_{CONV} 과 전도에 의한 구조물 내의 열전달량 \dot{q}_{COND} , 그리고 복사에 의한 열전달량 \dot{q}_{RAD} 이 존재하며 이들 사이의 열 평형에 의하여 표면 온도가 결정된다. 신궁 유도탄의 경우 비행 고도가 낮기 때문에 태양이나 지구와의 열복사 출입을 무시할 수 있으며, 형상 계수가 작아 다른 열전달량에 비하여 그 양이 미미하므로, 본 해석에서 복사에 의한 열전달량은 무시하였다.

공력 가열에 의한 열전달량은 외부 유동 형태에 맞게 근사적으로 개발된 식을 사용하여 계산할 수 있다. 특히 난류 유동에서 열전달량 \dot{q}_T 을 계산하는 근사방법은 여러 가지가 있으며, 본 해석에서는 V.S.Avduevsky가 제안한 다음과 같은 형태의 Nusselt 수 근사식을 사용하였다.⁽⁴⁾

$$\dot{q}_T = h(T_w - T_r) \quad (4)$$

$$h = k_w \cdot Nu_x/x$$

$$Nu_x = 0.0296 Re_x^{0.8} Pr^{0.46} \left(\frac{T_w}{T_r} \right)^{0.39} \left(1 + r \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{0.11} \quad (5)$$

위의 열전달량 식(4)에서 T_r 은 회복 계수(recovery factor)를 사용하여 다음과 같이 계산한다.

$$T_r = T_e + r \left(\frac{U_e^2}{2c_p} \right)$$

$$\Rightarrow \frac{T_r}{T_e} = 1 + r \frac{(\gamma-1)}{2} M_e^2 \quad (6)$$

즉, 회복 계수 r 은 유동의 운동에너지가 열에

너지로 변환됨에 있어 점성으로 인한 소산으로 에너지 손실이 일어나는 것을 고려한 계수이다.⁽³⁾ 일반적으로 회복 계수는 국부 압력과 마하수에 따라 변하는 것으로 알려져 있으나, 다음과 같이 Prandtl 수의 함수로 근사될 수 있으며⁽⁵⁾, 전 유동장에 대하여 회복계수는 일정하다고 가정하였다.

$$\begin{aligned} r &= \sqrt{Pr} = 0.84 : \text{Laminar} \\ &= \sqrt[3]{Pr} = 0.89 : \text{Turbulent} \end{aligned} \quad (7)$$

3. 신궁 유도탄의 공력 가열 모델

비행체 표면으로의 열전달량을 계산하기 위하여 국부 레이놀즈수와 경계층 외부에서의 속도 및 국부 압력 등 경계층 외부 유동에 대한 비점성 유동에 대한 정보가 필요하다. 유도탄의 형상을 간단한 기하학적 형상으로 가정하고 속도에 따라 Potential 유동과 Newtonian 이론을 적용하여 표면 압력을 계산하였다.

점성 유동의 특성으로써 층류, 난류, 천이 등에 대한 정보는 마찰 저항과 마찬가지로 열전달에도 지대한 영향을 미친다. 난류에서의 열전달량은 마찰저항과 마찬가지로 층류에 비하여 상당히 커지며 특히 천이점 부근에서의 열전달량은 가상 원점⁽⁶⁾을 이용하여 근사할 수 있으며, 돔 위에 형성된 재부착점 부근의 열전달량 산출에도 가상 원점을 이용할 수 있다.

가상원점은 천이에 따라 경계층의 급격한 변화를 고려하여 난류 경계층 특성을 계산할 수 있도록 개발된 기법이다. 층류에서 난류로 천이된 난류 경계층의 열전달량을 계산하는 식(5)에서, 국소 레이놀즈수는 가상원점을 고려한 보정된 길이를 사용하여 계산한다.

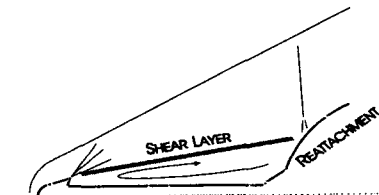


그림 1 신궁 유도탄 선두부 주위의 유동 형태

그림 1은 신궁 유도탄 선두부 주위에 형성된 충격파, 박리영역, 그리고 돔 위에 형성된 재부착점 등을 보여주고 있다.

이러한 유동 특성을 고려하여 다음과 같이 공력 가열 모델을 설정하였다.

스파이크 선두부(Spike Cap)

Blunt Cone 형태를 한 스파이크 선두부의 유동 특성으로 음속점에서 천이가 발생할 수 있다는 것이며, 무딘 노즈 역설⁽⁷⁾이라고 불리는 이 현상에 따라 음속점을 기준으로 다른 열전달식이 적용된다.

스파이크 기저부(Spike Base)

스파이크 선두부인 Blunt Cone의 끝단에서 열전달 계수와 변형된 회복온도를 사용하여 스파이크 기저부에서의 열전달 계수를 다음과 같이 설정하였다.⁽⁴⁾

$$h_{Spike\ Base} = 0.6 \cdot h_{Spike\ Tip} \quad (9)$$

$$T_{r\ Spike\ Base} = 0.9 \cdot T_{r\ Spike\ Cap} \quad (10)$$

$$= 0.9 \cdot \left(1 + r \frac{(\gamma - 1)}{2} M_e^2 \right) T_e$$

돔(Dome)

돔 위의 열전달량은 재부착점에서 최고조에 이르며⁽⁸⁾ 층류에서 난류로의 천이처럼 가상원점을 이용하여 계산하였으며, 재부착점 이전 위치의 열전달량은 내삽을 통하여 계산하였다.

공력 가열 모델에서 재부착점과 가상 원점의 위치는 비행 시험 결과와 수치 해석 결과의 비교를 통하여 결정하였다.

4. 공력 가열 모델 검증

공력 가열 모델의 검증은 비행 시험에서 측정된 온도와 비교를 통하여 이루어졌다.

온도 측정은 두 번의 무유도비행 시험, FF#1와 FF#2를 통하여 이루어졌으며, 측정 센서로는 TFD(Thin Film Detector)를 유도탄 표면에 부착하여 비행 중 공기 온도를 측정하도록 하였다. FF#1 비행시험에서 측정센서는 대칭축에서 흐름 방향으로 돔의 50° 위치에 설치되었으며, FF#2에서는 40° 위치에 설치되었다.

측정된 비행 궤도 정보를 이용하여 계산된 회복 온도와 비교를 통하여 그림. 2에서와 보듯 박리영역의 회복온도가 공력 가열에 의한 온도

상승과 직접적인 관련이 있음을 알 수 있다.

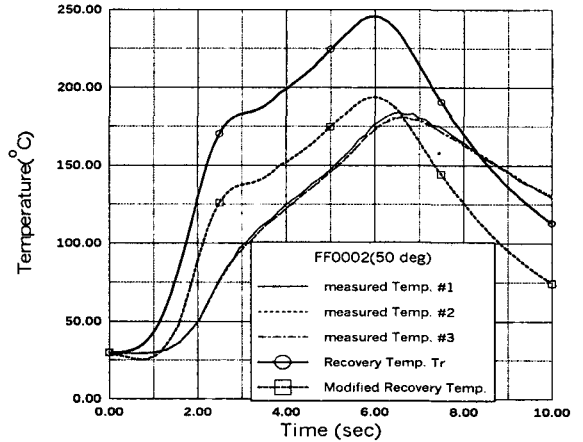


그림 2 FF#1에서 측정된 온도와 예측된 회복온도

센서 설치의 특성을 고려하여 센서 위의 유동이 박리된 것으로 추정하여 회복온도는 식(10)에서 정의된 박리영역에 적용되는 식을 사용하여 계산하였다.

온도 센서가 부착된 경우 돔 표면과 센서의 표면이 일치하지 않아 센서 표면 위에 박리가 발생한 것으로 추측되며, TFD온도 센서의 측정 온도를 모사하기 위하여 TFD 형상을 다층 구조물로 모델링하여 1차원 열전달 해석을 통한 온도를 측정하는 백금 판의 온도를 계산하였다.

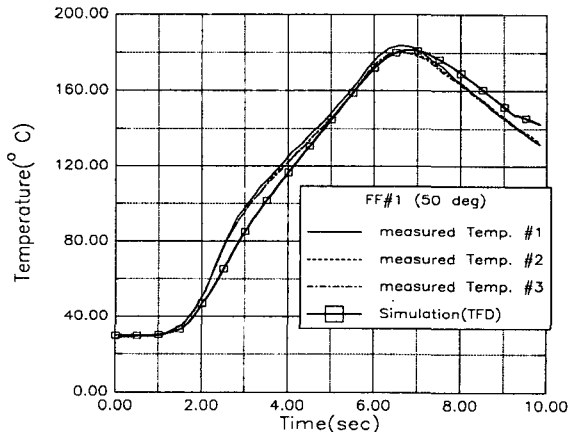


그림 3 FF#1 비행 환경에서 센서의 측정 온도와 추정 온도 비교

공력 가열 모델과 1차원 열전달 해석을 통하여 FF#1 비행 환경 하에서 모사된 온도를 비행 시험 결과와의 비교는 그림 3에 나타나 있다.

위의 온도모사는 돔 위의 재부착점 위치를 대칭축으로부터 흐름방향으로 35° 위치, 가상원점은 스파이크의 음속점과 돔의 재부착점보다 1° 앞에 위치한다고 설정하여 얻은 것이다. 해석 결과가 비행시험 결과와 비교적 잘 일치하므로 공력 가열 모델에 대한 검증이 되었다고 판단된다.

본 해석에서 비행 상태는 받음각이 없으며 전 비행 환경에서 돔 위의 재부착점 위치가 동일한 것으로 가정하였다. 무유도 비행 시험단의 정적 안정성이 충분히 확보되었기 때문에 비행 중 받음각의 변화는 크지 않다고 할 수 있지만 재부착점의 위치는 비행 마하수와 레이놀즈 수에 따라 결정될 것으로 생각된다. 실제로 해석 결과는 각각 천음속 구간과 초음속 구간에서 측정 자료와 차이를 보이고 있다. 이는 비행 환경에 따른 재부착점 위치의 변화를 무시한 공력 가열 모델을 사용한 결과로 추측된다.

또한 비행시험에서 재부착점 이후의 온도만이 측정되어 공력 가열 모델의 일부 영역만이 검증되었으며, 스파이크의 공력 가열 모델에 대한 검증은 센서의 설치 등의 문제로 실시되지 않았다.

5. 신궁 유도탄의 공력 가열 해석

신궁 유도탄의 선두부는 서로 다른 재질로 이루어진 부품이 결합되어 그림 4에서 보는 바와 같이 여러 가지 재질로 이루어진 구성품이 결합하여 복잡한 형상을 가지고 있다.

다른 재질의 구성품 사이의 열전달과 복잡한 형상에 대한 정확한 온도 해석을 위하여, 상용코드인 FLUENT와 공력 가열 모델을 결합하여 축대칭 열전달 해석을 하였다. FLUENT와 공력 가열 모델의 결합은 FLUENT의 사용자 정의 함수⁽⁹⁾를 사용하여, 공력 가열 모델로부터 계산된 열전달량을 해석 프로그램의 경계조건으로 적용되도록 하였다. FLUENT는 이와 같은 확장성이 외에 비정렬격자의 사용이 가능하여 복잡한 형상에 대한 격자 구성을 용이한 점이 본 해석에 적합하다고 판단되어 선택되었다.

FF#1 비행 시험과 동일한 비행 궤적을 사용하여 해석하였다. 해석 결과로부터 돔 내부의 온도

구배를 계산하여 열하중의 크기를 산출할 수 있으며, 각 구성품의 접촉면에서 상승 온도도 산출할 수 있다. 유도탄 선두부의 구성품은 접착제를 사용하여 결합된 경우가 있으며 접착제 선택이나 접착강도 해석을 위한 자료로서 접촉면에서의 온도 변화가 필요하다.

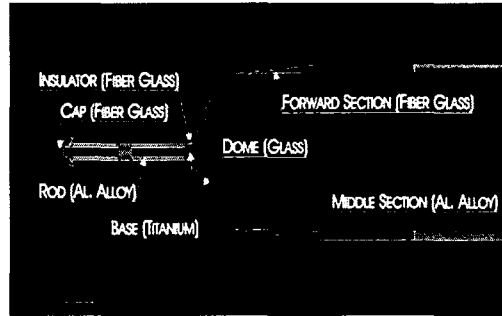


그림 4 신궁 유도탄 선두부의 형상 및 구성품, 재질

돔의 각 위치에서의 온도 변화를 축대칭 열전달 해석 결과를 1차원 열전달 해석 결과와 비교하였다. 1차원 열전달 해석은 돔 위로 유입되는 열량은 축대칭 해석과 동일한 공력 가열 모델을 사용하여 계산하였으며, 돔의 깊이 방향으로 1차원 격자를 사용하여 온도 변화를 예측하였다.

그림 5에서 돔의 재부착점에서의 외부표면 온도 변화를 살펴보면, 축대칭 해석의 경우 최대

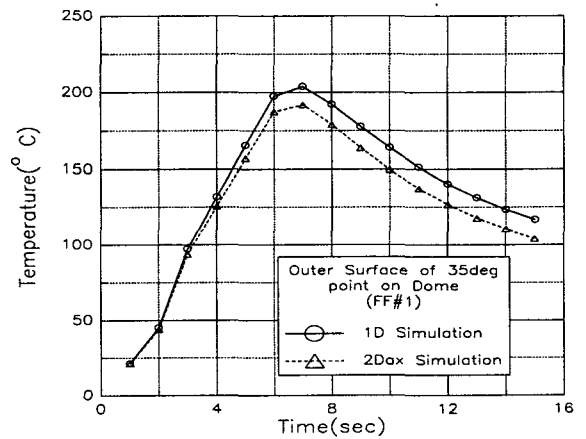


그림 5 돔의 $\theta=35^\circ$ 위치의 외부 표면 온도



상승 온도가 1차원 해석에 비하여 작게 예측됨을 볼 수 있다. 이는 1차원 열전달 해석의 경우 외부에서 유입된 열량은 오로지 깊이 방향으로 전달되는데 비하여, 축대칭 열전달 해석의 경우 흐름 방향으로의 열전달이 추가되어 내부에 축적되는 열량이 작기 때문이다.

내부 표면 온도 변화를 살펴보면 앞서 비교한 바와 같이 축대칭 열전달 해석의 경우 최고 상승 온도는 작게 예측하고 있다. 해석 방법에 따른 차이는 최고 상승 온도 이외에 상승 속도에서의 차이도 보여주는데, 그림 51에서 축대칭 열전달 해석의 경우 시간에 따른 재부착점에서 온도 상승 속도도 작게 예측된 반면에 내부 표면 온도 상승은 빠르게 예측되었다. 전도되는 열전도가 상대적으로 많은 것은 열전달이 보다 활발히 진행되어 전체적인 구조물의 온도 구배를 줄여주는 역할을 한다.

돔의 외부와 내부 표면 온도 해석 결과에서 열전달 해석 방법에 따른 온도 예측의 차이가 있으나, 큰 차이를 보이지 않으므로 돔과 같은 형상의 경우 1차원 해석을 적용하여도 큰 무리가 없을 것으로 판단된다.

6. 결 론

신공 유도탄 주위의 유동 형태를 고려한 공력 가열 모델을 수립하고 비행 시험을 통하여 모델을 검증하였으며, 1차원 열전달 해석 이외에 FLUENT를 사용한 축대칭 열전달 해석을 시도하여 공력 가열에 의한 온도 상승을 해석하였다. 공력 가열 모델의 수립 및 수치해석을 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 신공 유도탄에 적합한 공력 가열 모델의 수립과 검증, 보정, 그리고 사용자 편의성이 좋은 상용코드와의 결합으로 효율적인 공력 가열 해석이 가능하다.

(2) 많은 비행 시험과 다양한 위치에서의 측정을 통한 검증과 보정을 통하여 보다 정밀한 검증과 모델의 최적화가 필요하다.

(3) 받음각이 있는 3차원 공력 가열 모델의 수립과 재부착점 위치에 대한 정확한 정보 등 모델의 확장과 보정이 요구되며, 보다 실제적인 비행 환경을 재현한 공력 가열 해석이 가능할 것으로

기대된다.

참고문헌

- [1]. Poll, D.I.A., "An Introduction to the Problem of Aerodynamic Heating," Aeronautical Engineering Internal Report 8901,
- [2]. Hayes, J.R. and Neumann, R.D., "Introduction to the Aerodynamic Heating Analysis of Supersonic Missiles," Tactical Missile Aerodynamics: Prediction Methodology, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 142, AIAA, 1991, pp. 63~114
- [3]. Truitt, R.W., Fundamentals of Aerodynamic Heating, The Ronald Press Company, New York, 1960
- [4]. 정석영, 윤성준, "신공유도탄의 공력 가열 해석," 연구보고서, MADC-416-010370, 국방과학연구소, 2001
- [5]. Schlichting, H., Boundary Layer Theory translated by Kestin, J. 7th edition, McGraw-Hill Book Company, Rhode Island, 1985
- [6]. Cebeci, T. and Bradshaw, P., Momentum Transfer in Boundary Layers, Hemisphere Publishing Corporation and McGraw-Hill Book Company, 1977
- [7]. Anderson, J. D. Jr, Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, McGraw-Hill Book Company, 1989
- [8]. Chang, P.K., Separation of Flow, KIST, 1979
- [9]. FLUENT5 User's Guide, Vol. 4, FLUENT Inc., 1998, pp. 24-1~24-16