

## 초음속 유도탄 공력가열 예측

선철<sup>1</sup>, 안창수<sup>1</sup>

### PREDICTION OF AERODYNAMIC HEATING ON A SUPERSONIC MISSILE

Chul Sun<sup>1</sup> and C.S. Ahn<sup>1</sup>

*Aero-Heating phenomenon is one of the severe problems occurring in high speed missile flight. In the high speed flight, not only stagnation point but also aft body parts encounter high temperature related structural problems. But the phenomenon is not easy to predict accurately because unsteady calculation according to a flight trajectory is needed, and takes much time. In this paper, a fast and precise scheme is introduced, which calculates heat flow and temperature by simple pressure field prediction on a missile.*

**Key Words :** 전산유체역학(CFD), 기저항력(Base Drag), 난류모델(Turbulence Model)

#### 1. 서 론

공기 중을 비행하는 비행체 표면에는 속도 경계층과 온도 경계층의 두가지 경계층이 형성된다. 속도 경계층은 자유류의 속도로부터 속도가 감소되어 물체 표면에서 '0'이 되는 영역을 말하며, 온도 경계층은 자유류가 가지는 온도로부터 온도가 증가되기 시작하여 비행체 표면에 이르는 영역을 말한다. 일반적인 경우에 온도 경계층 내에서 온도가 증가되는 이유는 자유류가 가지는 운동에너지가 감소하면서 열에너지로 변환되기 때문이다. 온도 경계층 내에서 높아진 유체 온도로 인해 물체 표면으로의 열전달이 일어나는데, 이러한 현상을 '공력가열' 이라한다.

공력가열 해석을 위해서는 3단계의 물리량 해석을 수행해야 한다. 첫째는 비행체 주위를 흐르는 유동장의 해석이고, 둘째는 비행체 표면에서의 가열량 해석, 그리고 마지막으로 고체열전달 해석이다. 유동장 해석은 속도 경계층 끝단에서의 압력, 밀도 등의 유동특성 산출에 해당되고, 공력가열량 해석은 유체-비행체 표면에서 교환되는 열에너지의 산출이다. 공력가열 산출 식은 많은 연구자에 의해 여러 가지 대수식이 제안되어 있으며, 필요한 유동 물리량은 속도 경계층 끝단에서의 유동특성이다. 비행체 표면에서의 열에너지 교환량은 물체 표면의 온도에 따라 변화되기 때문에 표면온도 변화를 실

시간으로 산출하여야 한다. 이를 위해 고체 열전달 해석이 동시에 이루어져야 한다.

공력가열은 유도탄 구조물의 강도를 저하시키는 요인이 되므로 초음속 유도탄의 경우 정확한 공력가열 해석은 유도탄 구조설계에 매우 중요한 변수가 된다. 공력가열에 의한 열하중은 공력하중과는 달리 비행궤적 전 구간에 작용하는 열에너지가 비행체에 축적되는 물리량이므로 trajectory - based 해석을 수행해야만 한다. trajectory - based 해석은 비행 전 구간을 고려하여야 하기 때문에 계산 시간이 많이 소요된다. 공력가열 해석에 필요한 세 단계에서 가장 많은 시간이 소요되는 부분은 유동특성 해석 단계이며, 해석 방법에 따라 시간이 크게 달라진다. 그러나 사업 수행 중 짧은 시간 내에 해석이 필요한 가열량 해석의 경우에는 많은 해석 시간이 소요되는 기법은 유용하지 않다. 공력가열 해석 시간의 단축은 유동 특성 해석시간의 단축과 직결된다.

본 논문은 초음속 영역을 비행하는 유도탄의 궤적에 따른 공력가열 해석에 관한 것이다. 유동장은 유도탄의 자세각 변화를 고려하여 3차원적으로 수행하였으며, 충격과 이론을 적용하여 계산시간을 단축시켰고, 표면에서의 공력가열량은 Eckert의 기준 엔탈피(Reference Enthalpy) 방법[1]을 사용하였다. 천이의 예측은 NAR(North American Rockwell)[2]에서 제시한 자료를 이용하였다. 구조물 내부의 고체열전달도 3차원으로 모델링하였다.

1 정희원, 국방과학연구소

## 2. 유동장 해석

Syverson과 Dennis[3]는 받음각 0도의 pointed nose 형상 동체 주위의 압력분포를 예측하기위해 2차 충격과 이론(2nd-order shock-expansion theory)를 제안하였다. 그 후 Jackson[4]은 충격과가 동체 전면에 부착되지 않는 blunt nose 형상의 동체를 해석하기 위해 Newtonian 압력분포와 2차 충격과 이론을 접목시키는 수정을 하였다. Dejarnette[5]는 Jackson의 방법을 수정, 확장하여 정확도를 향상시켰고, 적용 마하수의 범위도 넓혔다. 또한 이전의 방법들은 받음각이 아주 적은 경우에 적용할 수 있었으나 Dejarnette의 방법은 받음각 약 15도 까지 정확도를 보장한다. 자세한 식의 전개는 참고문헌[5]를 참고하기를 바란다.

## 3. 공력가열 산출

공력가열은 크게 대류와 방사열전달로 구분되는데, 본 연구에서는 고온에 의해 유체가 해리되었을 때 발생하는 방사열전달은 제외하고, 경계층에서의 온도구배에 의한 대류열전달과 벽면 방사열전달(Radiative wall cooling 또는 wall radiation)만을 고려하였다. 대류 열전달은 Eckert의 기준 엔탈피를 사용하는 방법[1]으로 층류와 난류의 경우 그 계수는 각각 식 (1), (2)와 같다.

$$Nc_{lam} = 0.332 \frac{1}{Pr^{*0.677}} \frac{\rho^* V_e}{\sqrt{\frac{Re^*}{N_L}}} \quad (1)$$

$$Nc_{turb} = 0.185 \frac{1}{Pr^{*0.667}} \frac{\rho^* V_e}{\left\{ \log_{10} \frac{Re^*}{N_T} \right\}^{2.584}} \quad (2)$$

여기서 \*는 기준 엔탈피로부터 유도되는 온도로 구해진 물리량을 의미한다. 기준 온도는

$$T^* = 0.5(T_w + T_e) + 0.22r(T_{T_e} - T_e)$$

로, 하첨자 'w'와 'e'는 각각 벽면과 경계층 끝단을, 하첨자 'T'는 total 값을 의미한다. NL, NT는 Mangler 변환계수로써 원추형 형상인 경우 각각 3, 2의 값을 사용한다.

공력가열은 층류와 난류의 경우에 상당히 다르게 나타나므로 유동의 천이를 예측하는 것은 공력가열 예측에 매우 중요하다. 본 연구에서는 NAR[2]에서 제시한 자료를 이용하여 유

동의 천이를 모델링하였으며, 아래의 관계식에 의해 천이 강도를 산출하였다.

$$L_{TR} = \frac{Re_{TR} \mu_e}{\rho_e V_e} \quad (3)$$

$$(\log_{10} Re_{TR}) = A_1 M_e^4 + B_1 M_e^3 + C_1 M_e^2 + D_1 M_e + E \quad (4)$$

$$K_{TE} = A_2 (\log_{10} Re_{TR})^3 + B_2 (\log_{10} Re_{TR})^2 + C_2 (\log_{10} Re_{TR}) + D_2 \quad (5)$$

$$L_{FT} = K_{TE} L_{TR} \quad (6)$$

$$Re_{FT} = \frac{\rho_e V_e L_{FT}}{M_e} \quad (7)$$

$$\beta = \frac{Re_x - Re_{TR}}{Re_{FT} - Re_{TR}} \quad (Re_{TR} < Re_x < Re_{FT}) \quad (8)$$

여기서  $A_1=0.00407$ ,  $B_1=0.0755$ ,  $C_1=0.4747$ ,  $D_1=1.2781$ ,  $E=4.7373$  이고,  $A_2=0.0267$ ,  $B_2=0.9874$ ,  $C_2=10.95$ ,  $D_2=38.96$  이다. 층류, 난류 열전달 계수와 천이강도를 이용하여 비행체 표면에서 발생하는 열전달 계수는 다음과 같이 계산한다.

$$q_{conv} = h(T_r' - T_w) \quad (9)$$

여기서 h는 열전달 계수이고,  $T_r'$ 는 천이를 고려한 유동의 회복온도, 그리고  $T_w$ 는 표면온도이다.

$$h = (1 - \beta)Nc_{lam} + \beta Nc_{turb} \quad (10)$$

$$T_r' = (1 - \beta)T_{r_{lam}} + \beta T_{r_{turb}} \quad (11)$$

공력가열에 의해 비행체의 표면온도가 증가하면 표면에서의 열에너지 일부가 유동장으로 방출되는데, 이 현상을 벽면 방사라 하며 다음 식으로 계산된다.

$$q_{wr} = \sigma \epsilon T_w^4 \quad (12)$$

$\sigma$ 는 Stefan-Boltzmann 상수이고,  $\epsilon$ 는 방사율(Emissivity)이다.

## 4. 고체 열전달 해석

### 지배방정식

비행체 구조물에서의 열전달은 3차원 열전달 방정식을 적용하였다. 고체 내부에서 일어나는 열전달을 지배하는 방정식은 다음과 같다.

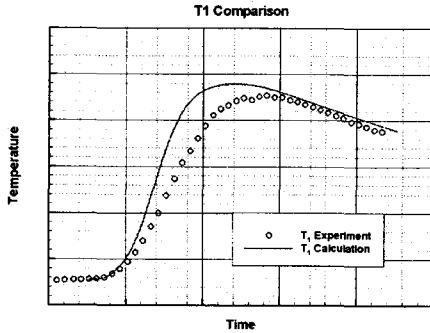


Fig. 1 Calculation Result for T<sub>1</sub> case

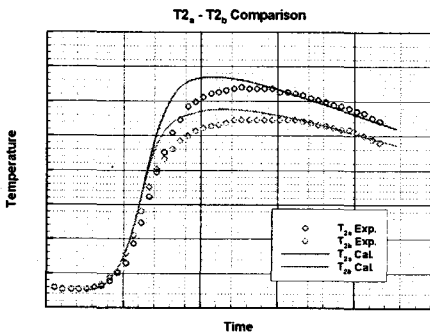


Fig. 2 Calculation Result for T<sub>2</sub> case

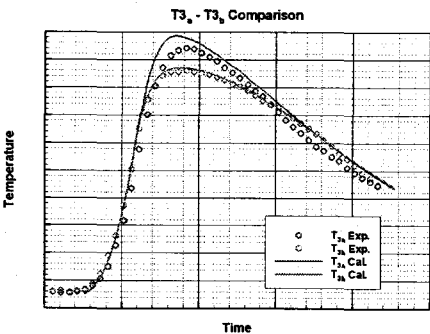


Fig. 3 Calculation Result for T<sub>3</sub> case

$$\begin{aligned} \rho C_p \frac{dT}{dt} &= \frac{d}{dx} \left( k \frac{dT}{dx} \right) + \frac{d}{dy} \left( k \frac{dT}{dy} \right) \\ &\quad + \frac{d}{dz} \left( k \frac{dT}{dz} \right) \\ &\approx k \frac{d^2 T}{dx^2} + k \frac{d^2 T}{dy^2} + k \frac{d^2 T}{dz^2} \end{aligned} \quad (13)$$

$\rho$ ,  $C_p$ ,  $k$ 는 각각 고체 밀도, 비열, 그리고 열전도 계수를 나타낸다. 식 (13)에 ADI[6] 방법을 적용하여 각 노드에서의 온도를 산출하였다.

### 경계조건

고체 열전달 해석을 위한 계산 블록은 각 방향으로 2개씩 총 6개의 경계조건이 필요하다. 비행체 표면에 해당하는 면은 유동으로부터의 공력 가열량을 경계조건으로 사용하고, 이방재질과 접촉하지 않는 면(비접촉면)은 단열경계조건, 그리고 이방재질과 접촉하는 면(접촉면)은 접촉에 의한 열전달 조건을 적용한다. 접촉면에서의 두 재질의 온도는 접촉 열저항에 의해 실제적으로 다르지만 접촉 열저항을 구하는 일이 쉽지 않으므로 본 연구에서는 접촉면에서의 온도가 같다고 가정하였다.

#### - 가열 경계 조건

가열 경계 조건은 공력 가열 현상에 의해 열이 유입되는 경계면에 대한 조건으로, 다음 식을 이용하여 적용된다.

$$\begin{aligned} q &= h(T_0 - T_\infty) = K \frac{\partial T}{\partial x} \\ \left. \frac{\partial T}{\partial \eta} \right|_0 &= \frac{-h}{K} \frac{\partial x}{\partial \eta} (T_0 - T_\infty) \end{aligned} \quad (14)$$

#### - 부재간 경계 조건

접촉면에서의 열유량은 아래 식과 같이 유도된다.

$$q = \frac{(T_1 + 3T_0 - 3T_N - T_{N-1})}{\frac{\Delta x_A}{K_A} + \frac{\Delta x_B}{K_B}} \quad (15)$$

A, B 는 각각의 재질을 나타내며 이에 대한 열전도율이 K이다. 각 부재는 N 혹은 0 위치에서 접하게 되며, T는 각 위치에서의 온도이다. 위 식 (14), (15)는 X 방향의 예이며, 나머지 방향에서도 같은 형태의 식이 사용된다.

## 4. 유도탄 궤적에 따른 공력가열 해석

### 단일 위치에 대한 온도 예측

Fig. 1-3은 실제 시험한 결과와 계산결과를 비교한 것으로 첨자 a, b 로 구분된 것은 유도탄 동체의 windward 와 leeward 를 구분한 것이다. 그림에서 해석 결과는 전체적으로 시험 결과를 잘 예측함을 볼 수 있다.

### 전체 부재에 대한 등온도 선도

Fig. 4-6은 여러 재질의 부재가 혼재된 형태의 공력가열 해석을 수행한 결과로 각 부재의 열 특성과 공력 가열의 강도에 따라 온도 분포 변화를 보이는 것을 확인 할 수 있다. Fig.

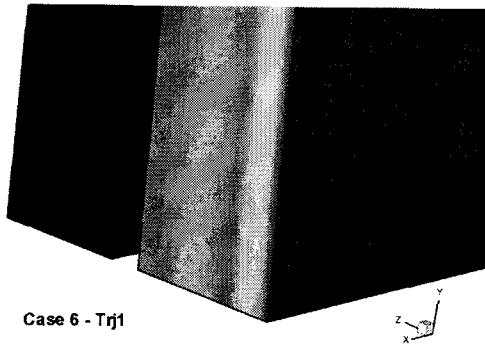


Fig. 4 Calculation Result for Case 6

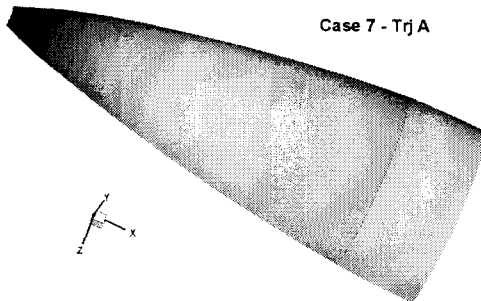


Fig. 5 Calculation Result for Case 7

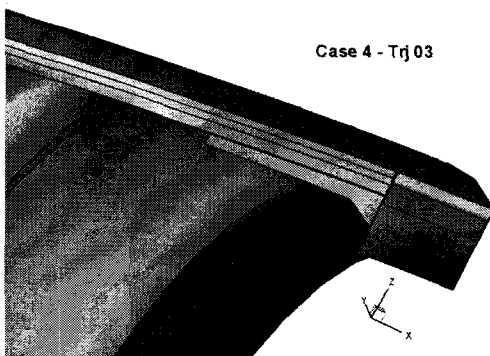


Fig. 6 Calculation Result for Case 4

4의 경우는 표면의 열이 내부로 전달되는 것을 확인 할 수 있으며, Fig. 5의 경우는 중간에 공기층이 존재할 경우에 대한 공력가열 해석을 한 것이다. 다만, 이때의 공기층은 공기의 열 특성을 이용하여 부재처럼 계산한 것이다. 마지막으로 Fig. 6은 받음각에 대한 노즈부위의 온도 분포의 영향을 볼 수 있으며 재질이 달라지는 것에 대한 온도차이도 확인 할 수 있다.

## 5. 결 론

제시된 기법과 방법을 사용하여 공학적으로 필요한 수준의 정밀도로 온도가 예측되는 결과를 얻을 수 있었으며, 이를 활용하여 복잡한 형태의 부재에 대한 온도 변화도 빠르게 예측할 수 있었다. 이는 체계 개발을 위한 공력 가열 해석 업무수행에 매우 유용한 것으로 평가된다.

## 참고문헌

- [1] Eckert, E.R.G., Apr. 1960, "Survey of Boundary Heat Transfer at High Velocity and High Temperature," *WADC, Tech Report 59-624*.
- [2] Engel, C.D., 1983, "Miniver Upgrade for the AVID System, Vol 1: Lanmin User's Manual," *NASA Contractor Report 172212*.
- [3] Syvertson, C.A., and Dennis, D.H., 1957, "A Second-Order Shock Expansion Method Applicable to Bodies of Revolution Near Zero Lift," *NACA Report 1328*.
- [4] Jackson, C.M., Jr., Sawyer, W.C., and Smith, R.S., 1968, "A Method for Determining Surface Pressure on Blunt Bodies of Revolution at Small Angles of Attack in Supersonic Flow," *NASA TN D-4865*.
- [5] DeJarnette, F.R., and Ford, C.P., Nov-Dec. 1980, "Calculation of Pressure on Bodies at Low Angles of Attack in Supersonic Flow," *J. of Spacecraft*, Vol.17, No.6.
- [6] Anderson, D.A., Tannehill, J.C., and Pletcher, R.H., 1984, "Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer," *McGraw-Hill Book Company*.