

초음속 유도탄 동체와 날개의 공력가열 해석

Aerodynamic Heating Analysis of Supersonic Missile Body and Fin

강 경 태*

Kang, Kyoung-Tai

ABSTRACT

Missile operating at supersonic conditions experiences considerable high temperature environments that is caused by aerodynamic heating as a result of the temperature gradient through boundary layer that surrounds it. This is one of important problems to the designer due to temperature limitation of structural materials. Because prediction of aerodynamic heating on missile needs unsteady calculation according to a flight trajectory, approximate method approach is efficient at design stage. In this paper, improved aerodynamic heating analysis scheme is introduced, which calculates heat flow and temperature by simple pressure field prediction on a missile body and fin. The prediction results are compared with measured data and MINIVER codes results.

주요기술용어(주제어) : Aerodynamic Heating(공력가열), Temperature Distribution(온도분포), Supersonic Boundary Layer(초음속 유동장 경계층), Heat Transfer Coefficients(열전달 계수), Supersonic Missile (초음속 유도탄)

1. 머리말

고속으로 비행하는 비행체는 유체의 운동에너지가 열에너지로 변환되어 발생하는 공력가열현상을 겪게 되고 그로인해 표면온도가 급격하게 올라가게 된다. 이러한 현상은 비행체 구조물의 내열설계 문제와 직결되므로, 이를 설계단계에서 정확하게 예측하는 것은 매우 중요하다.

공력가열 현상은 일반적으로 다음과 같은 3가지 단계의 물리량 해석을 거쳐서 산출되어진다. 첫 번째

단계는 유동장의 해석이고, 두 번째는 물체 표면에서의 공력가열 해석, 마지막으로 고체 열전달 해석이다. 유동장 해석은 속도 경계층 끝단에서의 압력, 밀도 등의 유동특성 산출에 해당되고, 공력가열 해석은 유체와 물체 표면 사이에서 교환되는 열에너지의 산출을 의미한다. 공력가열 산출 식은 많은 연구자에 의해 속도 경계층 끝단에서의 유동특성을 이용하여 적용 가능한 여러 가지 대수식이 제안되어 있다. 물체 표면에서의 열에너지 교환량은 물체 표면의 온도에 따라 변화되기 때문에 표면 온도 변화를 실시간으로 산출하는 것이 필요하고 이를 위해서는 고체 열전달 해석이 동시에 이루어져야 한다.

공력가열에 의한 열하중은 공력하중과는 달리 비행 궤적 전 구간에 작용하는 열에너지가 비행체에 축적

† 2008년 6월 3일 접수~2008년 7월 25일 게재승인

* 국방과학연구소(ADD)

주저자 이메일 : ktkang@gmail.com

되는 물리량으로 비행궤적을 따라 비정상(unsteady) 해석을 수행해야만 한다. 이러한 해석은 비행 전 구간을 고려하여야 하기 때문에 계산 시간이 많이 소요된다. 따라서, 비교적 계산시간이 빠른 반경험적 식을 이용한 방법들이 널리 사용되고 있다. 이러한 반경험적 식을 이용한 공력가열 해석 프로그램으로는 대표적으로 NASA에서 개발된 MINIVER^[1]가 있으며, 적용의 편의성과 빠른 계산시간의 장점으로 각종 발사체의 설계 단계에서 널리 사용되어 왔다. 하지만, MINIVER 프로그램은 유동장 해석을 받음각 0° 조건에서의 축대칭 유동만을 해석하는 conical flow와 prandtl-meyer expansion 방법만을 사용하여 3차원 유도탄 동체에 적용 시 비교적 부정확한 결과를 산출한다는 단점을 지니고 있다. 또한, 유도탄 조종날개에 적용 시 받음각이나 날개 변위각을 고려할 수 없으며, 공력가열 해석 시 천이영향을 잘 고려하지 못한다는 취약성이 있다.

본 연구에서는 MINIVER의 단점을 보완하여 유도탄 동체와 조종날개의 공력가열을 효과적으로 수행할 수 있는 프로그램을 개발하였고, 그 성능을 비행시험 결과와 비교하여 검증하였다. 동체의 유동장 해석은 유도탄의 자세각 변화를 고려하여 3차원적으로 수행하였으며, 표면에서의 공력가열량은 층류 경우 Eckert's laminar flat plate 방법^[2]을 사용하였고, 난류의 경우는 Schultz-Grunow turbulent flat plate 방법^[2]을 적용하였다. 천이 모델은 마하수 5.5 이하에서는 NAR Transition Parameter^[2]를, 마하수 5.5 이상에서는 원추형 모델에서 개발된 모델^[3]을 사용하였다. 구조물 내부의 고체열전달도 계산은 3차원 해석을 수행하여 해석정확도를 높였다. 날개 공력가열 해석의 경우, 유동장 해석은 받음각과 조종날개 변위각을 고려한 local slope method를 사용하였고, 공력가열량은 동체의 경우와 같은 방법을 사용하여 산출하였으며, 고체 열전달은 얇은 평판으로 구성된 유도탄 조종날개의 특성상 1차원 열전달 해석을 적용하였다.

2. 유동장의 해석

가. 동체 유동장 해석

Syverson과 Dennis^[4]는 받음각 0도의 pointed nose

형상 동체 주위의 압력분포를 예측하기위해 2차 충격파 이론(2nd-order shock-expansion theory)를 제안하였다. 그 후 Jackson^[5]은 충격파가 동체 전면에 부착되지 않는 blunt nose 형상의 동체를 해석하기 위해 Newtonian 압력분포와 2차 충격파 이론을 접목시키는 방법을 제안하였다. Dejarnette^[6]는 Jackson의 방법을 수정, 식 (1)과 같이 확장하여 정확도를 향상시켰고, 적용 마하수의 범위도 확장하였다. 또한 이전의 방법들은 받음각이 아주 작은 경우에 적용할 수 있었으나 Dejarnette의 방법은 받음각 약 15도 까지 정확도를 보장한다. 자세한 식의 전개는 참고문헌^[6]을 참고하기를 바란다.

$$Cp = Cp(x)_{\alpha=0} + 2\sin 2\alpha \cos \phi A(x) + \sin^2 \alpha [\cos^2 \phi I(x) + \sin^2 \phi \Delta(x)] / 2 \quad (1)$$

나. 조종날개 유동장 해석

초음속 비행시 전면의 압축부에서는 충격파가 발생하고, 후면이 시작되는, 날개 표면의 기울기가 역전되는 부위에서는 팽창파가 발생한다. 초음속 유동의 특성상 충격파 이후의 기울기가 같은 영역에서는 압력이 일정한 값을 갖으며, 이러한 현상은 팽창파 이후에도 적용된다. local slope 방법을 사용하여 압축부에서는 경사충격파 관계식^[7]을 이용하여 유동 파라미터를 산출하고, 팽창부에서는 Prandtl-Mayer 팽창이론을 적용하여 유동 파라미터를 산출 하였다. 조종날개의 받음각이나 조종각의 영향은 식 (3)과 같이 압축부의 충격파 각도를 적용하여, 이를 반영하였다.

$$M_1^2 \sin^2 \theta - 1 = \frac{\gamma + 1}{2} M_1^2 \frac{\sin \theta \sin \delta}{\cos(\theta - \delta)} \quad (2)$$

$$\delta_u = \delta - \alpha, \quad \delta_l = \delta + \alpha \quad (3)$$

3. 공력가열 해석

공력가열은 유체-비행체 표면 사이의 열 에너지 출입 현상을 말한다. 유체에서 비행체 표면으로의 열전달은 크게 대류와 방사 열전달로 구분된다. 대류 열

전달은 비행체 표면에 형성되는 열 경계층으로부터 열이 전달되는 현상을 의미하고, 방사 열전달은 고온에 의해 해리되고 에너지 준위가 높아진 기체 분자/원자가 저온 영역으로 이동하면서 높아졌던 에너지 준위가 낮아지며 유동장에 방출하는 빛에너지를 말한다. 본 연구에서는 유동으로부터의 대류 열전달만을 고려하였다.

대류 열전달은 다음과 같은 과정으로 산출하였다. 첫째, 대류 열전달 산출에 필요한 파라미터는 경계층에서의 Eckert's reference enthalpy method^[8]를 이용하여 구하고, 둘째, 층류와 난류에 대한 대류 열전달을 산출하고, 셋째, 천이 영역을 예측한 후, 넷째, 계산 위치의 유동상태를 판별하여 최종적으로 대류 열전달량을 결정하였다.

가. 기준 온도 및 기준 파라미터 산출

Eckert's 방법은 식 (4)에 나타낸바와 같이 기준 엔탈피(reference enthalpy) 혹은 기준 온도(reference temperature) 먼저 구한 후, 기준 온도를 이용하여 나머지 파라미터를 계산한다.

$$H^* = 0.5(H_w + H_e) + 0.22r(H_{T_e} - H_e) \quad (4-1)$$

$$T^* = 0.5(T_w + T_e) + 0.22r(T_{T_e} - T_e) \quad (4-2)$$

위의 식에서 하첨자 'T'는 total 값을 의미하고, 'e', 'w'는 각각 경계층 끝단(boundary edge)와 고체 표면(wall)을 의미한다. 공력가열량 산출에 필요한 파라미터는 기준 온도를 이용하여 구한다.

$$\rho^* = \frac{P_e}{R T^*} \quad (5)$$

$$\mu^* = f(p_e, T^*) \quad (6)$$

$$Re^* = \frac{\rho^* V_e L}{\mu^*} \quad (7)$$

나. 층류 및 난류 열전달 계수 산출

층류 유동인 경우 공력가열량은 Eckert's laminar

flat plate 방법을 사용하였다. 이 방법은 압력의 변화가 크지 않은 평판(flat plate)이나 뿔이 뾰족하거나 약간 뾰족한 원추체(sharp or slightly blunted cone) 등에 적용 할 수 있다.

$$Nc_{Lam} = 0.332 \frac{1}{Pr^{*0.677}} \frac{\rho^* V_e}{\sqrt{Re^*}} \quad (8)$$

난류 유동 공력가열량은 Schultz-Grunow의 방법을 사용하여 아래 식으로 계산하였다.

$$Nc_{turb} = 0.185 \frac{1}{Pr^{*0.667}} \frac{\rho^* V_e}{\left\{ \log_{10} \frac{Re^*}{N_T} \right\}^{2.584}} \quad (9)$$

식 (8), (9)에서 N_L , N_T 는 대상이 평판인 경우 1을 사용하고, 원추체(cone)인 경우 각각 3과 2를 사용한다.

다. 천이의 예측

공력가열은 층류와 난류의 경우에 상당히 다르게 나타나므로 유동의 천이를 예측하는 것은 공력가열 예측 시 매우 중요하다. 본 연구에서는 NAR^[2]에서 제시한 자료를 이용하여 유동의 천이를 모델링하였으며, 아래의 관계식에 의해 천이 강도를 산출하였다.

$$L_{TR} = \frac{Re_{TR} \mu_e}{\rho_e V_e} \quad (10)$$

$$(\log_{10} Re_{TR}) = A_1 M_e^4 + B_1 M_e^3 + C_1 M_e^2 + D_1 M_e + E \quad (11)$$

$$(A_1 = -0.00407, B_1 = 0.0755, C_1 = -0.4747, D_1 = 1.2781, E = 4.7373)$$

$$K_{TE} = A_2 (\log_{10} Re_{TR})^3 + B_2 (\log_{10} Re_{TR})^2 + C_2 (\log_{10} Re_{TR}) + D_2 \quad (12)$$

$$(A_2 = -0.0267, B_2 = 0.9874, C_2 = -10.95, D_2 = 38.96)$$

$$L_{FT} = K_{TE} L_{TR} \quad (13)$$

$$Re_{FT} = \frac{\rho_e V_e L_{FT}}{M_e} \quad (14)$$

위에서 구한 Re_{TR} , Re_{TR} 로부터 유동이 천이가 시작되는 구간과 난류가 시작되는 구간을 판별할 수 있다. 천이 영역내에서는 레이놀즈 수를 이용하여 천이 강도를 레이놀즈 수의 백분율로 식 (15)와 같이 나타내어 사용한다.

$$\beta = \frac{Re_x - Re_{TR}}{Re_{FT} - Re_{TR}} \quad (Re_{TR} < Re_x < Re_{FT}) \quad (15)$$

라. 대류 열전달 산출

유동에서 비행체 표면으로의 대류 열전달은 Fourier 의 열전달 법칙으로부터 유도하여 아래 식과 같은 형태의 열전달 계수와 온도의 차이로 나타낸다.

$$q_{conv} = h(T_r' - T_w) \quad (16)$$

위의 식에서 h 는 대류 열전달계수이고, T_r' 은 회복온도로 층류, 천이, 난류를 포함하여 아래식과 같이 구한다. T_w 은 표면 온도이다.

$$h = (1 - \beta)Nc_{lam} + \beta Nc_{turb} \quad (17)$$

$$Tr' = (1 - \beta)Tr_{lam} + \beta Tr_{turb} \quad (18)$$

마. 벽면 방사 및 내부 자연 대류

비행체 표면이 가열되면 상승된 온도로 인해 표면에서는 표면 방사에 의한 냉각 현상이 발생한다. 이 현상은 Stefan-Boltzmann 방정식으로 아래와 같이 표현된다.

$$q_{rad} = \epsilon \sigma T_w^4 \quad (19)$$

위의 식에서 ϵ 은 표면의 방사율(emissivity)이고, σ 는 Stefan-Boltzmann 상수로 $5.6697 \times 10^{-8} W/(m^2 K^4)$ 의 값을 갖는다. 표면 방사율은 재질 고유의 특성이며, 0에서 1사이의 값을 갖는다.

외부 표면에서의 방사 냉각과는 달리 내부 공간에서의 자연 대류에 의한 열 손실 현상을 고려하였다. 아래의 식은 Morgan이 제시한 correlation^[9]으로 긴

수평관(long horizontal cylinder)에 대한 식을 차용하였다.

$$Nu = \left\{ 0.6 + \frac{0.387 Ra_D^{1/6}}{\left[\left(1 + \frac{0.559}{Pr} \right)^{9/16} \right]^{8/27}} \right\}^2 \quad (20)$$

$$Ra_D = \frac{g\beta(T_i - T_\infty)D^3}{\nu\alpha} \quad (21)$$

$$q_{natur} = \frac{K}{D} Nu(T_i - T_\infty) \quad (22)$$

식에서 $g = 9.8m/s^2$, $\beta = 2.725 \times 10^{-3} \frac{1}{K}$, ν, α, σ 는 각각 kinematic viscosity, thermal diffusivity, 그리고 conductivity를 의미한다.

4. 고체 열전달 해석

가. 지배방정식

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

$$\begin{aligned} \rho C_p \frac{dT}{dt} &= \frac{d}{dx} \left(k \frac{dT}{dx} \right) + \frac{d}{dy} \left(k \frac{dT}{dy} \right) \\ &+ \frac{d}{dz} \left(k \frac{dT}{dz} \right) \\ &\approx k \frac{d^2 T}{dx^2} + k \frac{d^2 T}{dy^2} + k \frac{d^2 T}{dz^2} \end{aligned} \quad (23)$$

ρ, C_p, k 는 각각 고체 밀도, 비열, 그리고 열전도 계수를 나타낸다. 식 (23)은 ADI^[10] 수치기법을 적용하여 각 노드에서의 온도를 산출하였다. 조종 날개 공력가열 해석은 1차원 열전도해석만을 수행하게 되며 열전도 지배방정식은 다음의 식 (24)와 같이 단순화된다.

$$\frac{dT}{dt} = \alpha \frac{d^2 T}{dx^2}, \quad \alpha = \frac{k}{\rho C_p} \quad (24)$$

나. 경계조건

고체 열전달 해석을 위한 계산 블럭은 각 방향으로 2개씩 총 6개의 경계조건이 필요하다. 비행체 표면에 해당하는 면은 유동으로부터의 공력 가열량을 경계조건으로 사용하고, 이방재질과 접촉하지 않는 면(비접촉면)은 단일경계조건, 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.

1) 가열 경계 조건

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

$$q = h(T_0 - T_\infty) = K \frac{\partial T}{\partial x} \tag{25}$$

$$\left. \frac{\partial T}{\partial \eta} \right|_0 = \frac{-h}{K} \frac{\partial x}{\partial \eta} (T_0 - T_\infty)$$

2) 부재간 경계 조건

접촉면에서의 열유량은 아래 식과 같이 유도된다.

$$q = \frac{(T_1 + 3T_0 - 3T_N - T_{N-1})}{\frac{\Delta x_A}{K_A} + \frac{\Delta x_B}{K_B}} \tag{26}$$

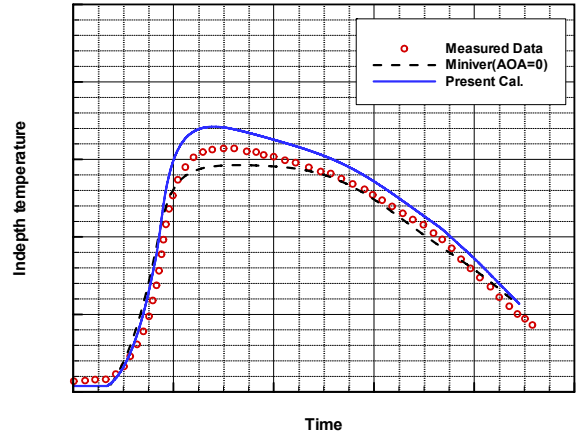
A, B는 각각의 재질을 나타내며 이에 대한 열전도율이 K_A, K_B 이다. 각 부재는 N 혹은 0 위치에서 접하게 되며, T는 각 위치에서의 온도이다. 위 식 (25), (26)은 x 방향의 예이며, 나머지 방향에서도 같은 형태의 식이 사용된다.

5. 공력가열 해석 코드의 성능 검증

가. 동체 공력가열 해석 결과

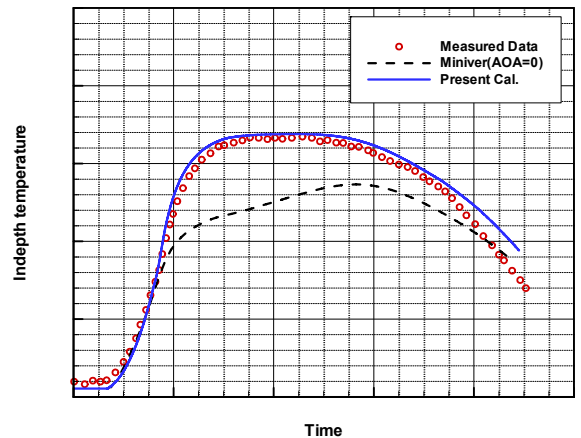
위에서 제시된 기법을 적용하여 공력가열 해석 프로그램을 개발하였고, 이를 cone 형상의 전두부와 실린

더 형상의 동체로 이루어진 유도탄 형상에 대하여 공력가열 해석을 수행하였다. 시간에 따른 부재 내부의 온도변화를 시험을 통해 측정된 데이터와 MINIVER 해석결과와 함께 비교하여 그림 1, 2에 나타내었다.



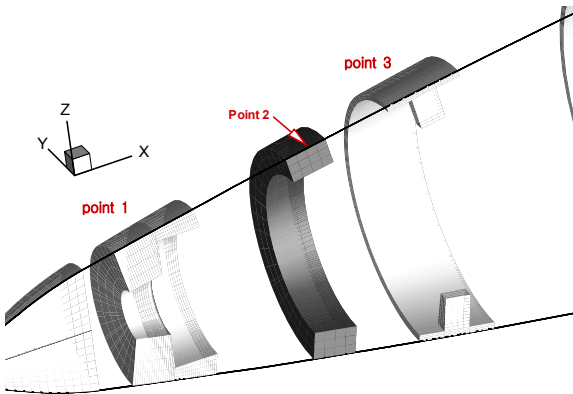
[그림 1] 동체 전두부 부재 내부의 온도

본 논문에서 제시된 방법을 이용한 공력가열 해석의 결과가 MINIVER 해석결과보다 측정치와 경향성이 더욱 일치하며, 특히 팽창면에서의 온도는 MINIVER 해석결과보다 보다 정확하게 예측하는 것을 확인할 수 있다. 이는 받음각의 영향고려와 보다 향상된 유동장 예측기법의 적용에 기인하는 것으로 판단된다.



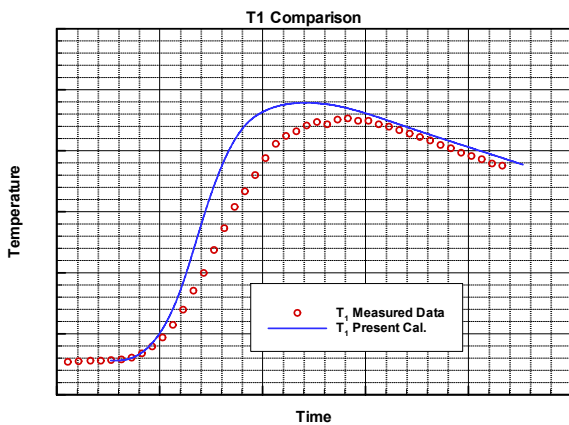
[그림 2] 동체 팽창면에서의 부재 내부의 온도 비교

그림 3과 같이 ogive 형상의 유도탄에 대해 유도탄 전방부의 각 위치별 공력가열 해석을 수행하였고, 그 결과를 시험을 통해 측정된 결과와 비교 하였다. 유도탄 궤적에 따라 비정상 해석을 수행하였고 동체 내부의 부재를 모델링 하여 3차원 열전도 해석을 포함하여 계산을 수행하였다^[11].

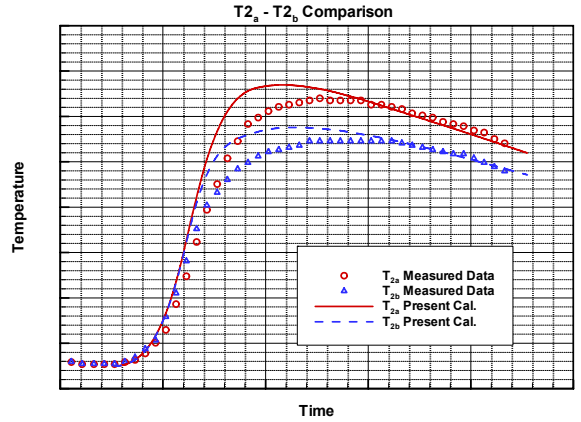


[그림 3] 공력가열 해석 유도탄 형상

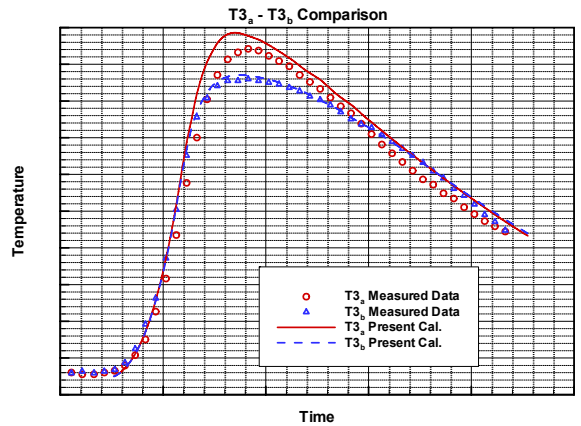
그림 4~6에는 각 동체 계산 위치에서의 공력가열 계산결과를 시험을 통해 측정된 결과와 비교하여 나타내었다. 첨자 a, b로 구분된 것은 유도탄 동체의 wind-ward와 leeward를 나타낸다. 그림에서 해석 결과는 전체적으로 시험 결과를 잘 예측함을 볼 수 있으며, 해석 프로그램은 측정치보다 다소 높게 공력가열량을 예측하는 것으로 나타났다.



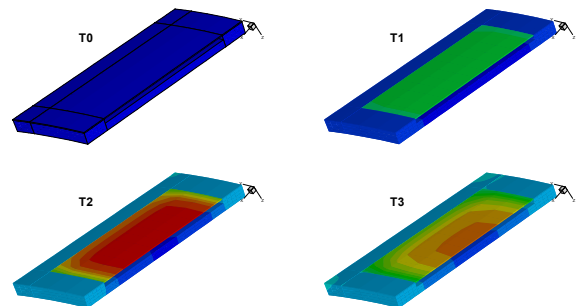
[그림 4] 동체 공력가열 계산 위치 1에서의 온도 변화



[그림 5] 동체 공력가열 계산 위치 2에서의 온도 변화



[그림 6] 동체 공력가열 계산 위치 3에서의 온도 변화



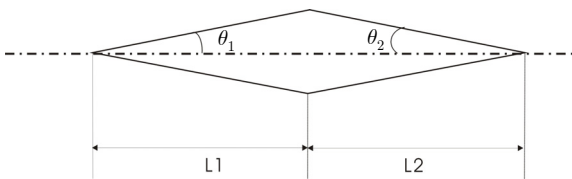
[그림 7] 여러 재료의 부재가 혼합된 구조물의 온도 분포

그림 7에는 여러 재료의 부재가 혼합된 동체 구조물의 공력가열 해석 결과로 시간에 따른 온도분포를

나타내었다. 여러 재질의 부재가 혼재된 형태의 공력가열해석을 수행한 결과 각 부재의 열 특성에 의해 온도 분포가 변화를 보이는 것을 확인 할 수 있다.

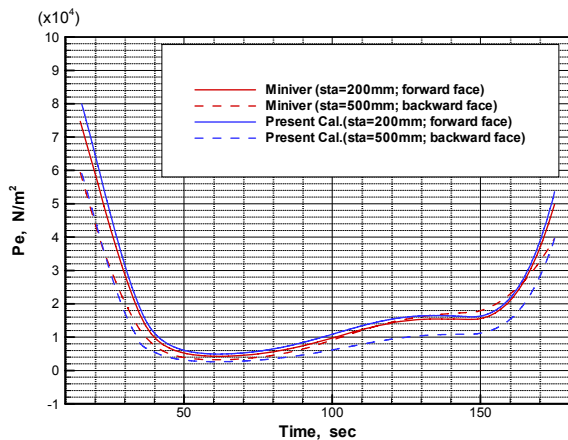
나. 조종날개 공력가열 해석 결과

초음속 유도탄 날개 공력가열 해석 성능을 확인하기 위해서 임의의 비행궤적에 대하여 그림 8과 같은 형상을 가지는 double-wedge 형상의 조종날개에 대하여 공력가열 해석을 수행하였다. 해석결과는 MINIVER 해석 결과와 비교하였다.



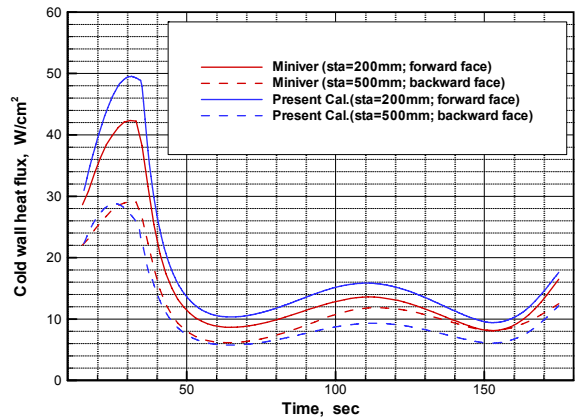
[그림 8] 해석코드 검증용 날개 형상($L_1=350\text{mm}$, $L_2=250\text{mm}$, $\theta_1=2.5$, $\theta_2=3.498$)

그림 9에는 경사충격파에 의한 압축면과 팽창파에 의해 압력이 감소하는 팽창면, 두 지점에서의 경계층 끝단 압력 산출 결과를 MINIVER 해석결과와 비교하여 나타내었다. 전반적으로 압축면에서는 두 프로그램의 해석 결과가 비슷하지만 팽창파를 지난 후에는 차이를 나타내고 있다. 그림에서 $\text{sta}=200\text{mm}$ 는 압축면에 위치하고, $\text{sta}=500\text{mm}$ 는 팽창면에 위치하

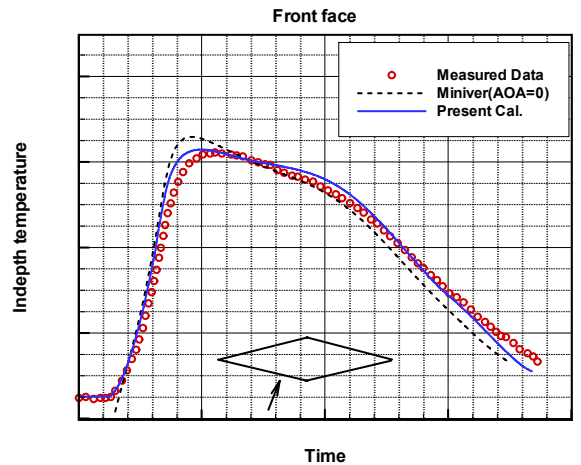


[그림 9] 경계층 끝단에서의 압력 비교

므로 팽창각만큼 유동이 팽창되면 압력은 감소되어 $P_e(\text{sta}=200) > P_e(\text{sta}=500)$ 이 성립해야 한다. 그러나 MINIVER 결과는 두 지점에서의 압력이 같거나 심지어 역전되는 현상을 보인다. 이러한 결과는 물리적으로 타당하지 않으며, 본 연구에서 제시된 해석방법이 보다 신뢰성이 높은 유도장 해석 결과를 산출하는 것으로 나타났다. 그림 10에는 cold wall heat flux를 MINIVER 해석결과와 비교하여 나타내었다.



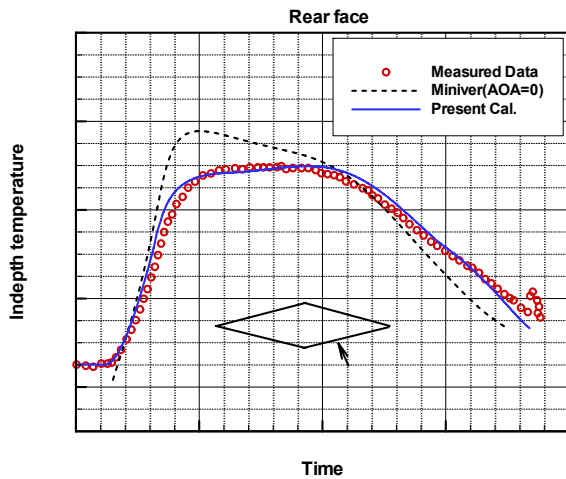
[그림 10] Cold wall heat flux 비교



[그림 11] 압축면에서의 공력가열 해석결과 비교

받음각이 존재하는 유도탄 조종날개의 공력가열 해석을 검증하기 위하여 double wedge 형태를 가지는 초음속 유도탄 날개에 대하여 비행궤적에 따른

공력가열 해석을 수행하였고, 그 결과를 시험을 통해 얻어진 데이터 및 MINIVER 해석 결과와 비교하였다. 조종날개 압축면과 팽창면에서의 공력가열 해석을 통해 얻어진 날개 부재 내부의 온도변화는 그림 11, 12에 나타낸 바와 같다. 본 연구에서 제시된 해석결과는 측정치와 잘 일치하며, 특히 팽창면에서 MINIVER 해석 결과보다 정확한 값을 산출하는 것을 볼 수 있다.



[그림 12] 팽창면에서의 공력가열 해석 결과 비교

6. 맺음말

본 연구에서는 기존의 초음속 유도탄 공력가열 해석기법을 개선하여 초음속 유도탄 동체와 조종날개에 대해 보다 정확한 공력가열 해석을 수행할 수 있는 해석 기법과 방법을 제시하였다. 그리고 이를 초음속 유도탄의 동체와 날개공력가열 해석에 적용하여 공학적으로 필요한 수준의 정밀도로 온도가 예측되는 결과를 산출하였다. 또한, 동체 내부의 3차원 열전도 해석을 포함한 공력가열 해석을 수행하여 복잡한 형태의 부재에 대한 온도 변화도 예측하였다. 이러한 해석기법은 향후 유도탄 체계 개발을 위한 공력가열 해석 업무수행에 매우 유용할 것으로 판단된다.

추후 보다 향상된 공력가열 해석을 위해서는 고체 열전달 해석 시 경계조건 개선이나 동체와 조종날개

간섭효과를 고려한 유동장 파라미터 산출과 같은 추가적인 연구가 요구된다.

참 고 문 헌

- [1] Hender, D. R., Gunkel, R. J., "A Miniature Version of The JA70 Aerodynamic Heating Computer Program, H800(MINIVER)", McDonnell Douglas, June 1970.
- [2] Engel, C. D., "Miniver Upgrade for the AVID System, Vol. 1 : Lanmin User's Manual", NASA Contractor Report 172212, 1983.
- [3] DiCristina, V., "Three-Dimensional Laminar Boundary Layer Transition on a Sharp 80 Cone at Mach 10", AIAA Journal, Vol. 8, No. 5, pp. 852~856, 1970.
- [4] Syvertson, C. A. and Dennis, D. H., "A Second-Order Shock Expansion Method Applicable to Bodies of Revolution Near Zero Lift", NACA Report 1328, 1957.
- [5] Jackson, C. M., Jr., Sawyer, W. C. and Smith, R. S., "A Method for Determining Surface Pressure on Blunt Bodies of Revolution at Small Angles of Attack in Supersonic Flow", NASA TN D-4865, 1968.
- [6] DeJarnette, F. R. and Ford, C. P., "Calculation of Pressure on Bodies at Low Angles of Attack in Supersonic Flow", J. of Spacecraft, Vol. 17, No. 6, Nov~Dec. 1980.
- [7] Thompson, M. J., "A Note on the Calculation of Oblique Shock Wave Characteristics", J. of the Aeronautical Science, Nov. 1950.
- [8] Eckert, E. R. G., "Survey of Boundary Heat Transfer at High Velocity and High Temperature", WADC, Tech Report 59-624, Apr. 1960.
- [9] Morgan, V. T., "The Overall Convective Heat Transfer from Smooth Circular Cylinder", in T. F. Irvine and J. P. Hartnett, Eds., Advances

in Heat Transfer, Vol. 11, Academic Press, New York, pp. 199~264, 1975.

[10] Anderson, D. A., Tannehill, J. C. and Pletcher, R. H., "Computational Fluid Mechanics and

Heat Transfer", McGraw-Hill Book Company, 1984.

[11] 선철, 안창수, "초음속 유도탄 공력가열 예측", 한국전산유체공학회 춘계학술대회, 2007.