

스파이크가 부착된 유도탄의 공력 가열 해석

Aerodynamic Heating Analysis of Spike-Nosed Missile

정석영* 윤성준* 변우식* 안창수*
 Suk Young Jung Sung Joon Yoon Woosik Byon Chang Soo Ahn

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.

주요기술용어(주제어) : Aerodynamic Heating(공력가열), Shock/Boundary Layer Interaction(충격파/경계층 간섭), Convective Heat Transfer(대류 열전달), Unsteady Heat Transfer Analysis(비정상 열전달 해석)

1. 서론

신궁 유도탄은 적외선 유도 방식을 이용한 유도 무기로서 적외선 센서가 장착되어 엔진에서 배출되는 열을 추적하도록 설계되었다. 적외선 센서는 돔으로 싸여 보호되며 돔은 적외선이 잘 투과되는 재질로 제

작되고 광학적인 상의 왜곡이 없어야 하기 때문에 구의 형상을 하고 있다. 광학적 요구에 의한 구형의 돔은 공력 성능 면에서 매우 불리한 형상으로 특히 초음속 비행 영역에서 높은 항력과 상당한 공력 가열을 경험하게 된다. 이러한 항력과 공력 가열에 의한 비행 중의 고온 환경 때문에 돔 재료의 강도 저하와 형상의 변형이 발생하거나 투명도 등 특성의 변화가 일어나 광학적 효율의 감소가 발생할 우려가 있다. 또한 신궁 유도탄은 급속히 초음속으로 가속하는데 이때 공력 가열에 의한 돔으로의 열 유입이 급격히 증

† 2004년 5월 6일 접수~2004년 9월 2일 심사완료
 * 국방과학연구소(Agency for Defense Development)
 주저자 이메일 : monguss@hananet.net

가하여 돔에 큰 온도 구배를 형성할 수 있어 열 하중에 의한 변형 또는 심할 경우 파손이 발생할 수도 있다.^[1] 그러므로 돔 설계를 위하여 공력 가열에 의한 고온 환경 및 온도 구배에 대한 정확한 예측이 필요하다.

현재까지 공력 가열을 해석하는 여러 공학적인 방법이 개발되었다. 특히 최근의 발달로 전산유체역학은 복잡한 형상과 유동 등에서의 열전달 해석에 많이 응용되고 있다. 그러나 여러 방법 중 널리 사용되는 것은 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] 이와 같은 형태의 모델은 유도탄이나 발사체 등의 선두부나 동체, 조종판 등의 공력 가열 해석에 매우 유용하게 이용되고 있다.

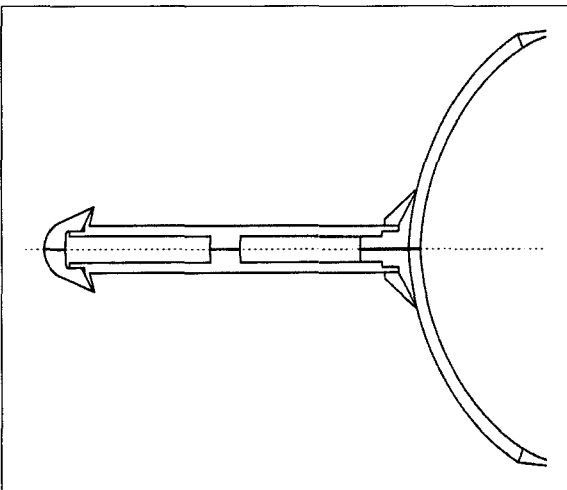
신궁 유도탄에는 구형의 돔으로 인한 공력 성능의 불리함을 극복하고자 초음속에서 항력 감소 등의 목적으로 스파이크가 장착되었다. 스파이크는 항력을 감소하는 이점이 있지만 탐색기의 시야를 가리거나 공력 가열에 의한 스파이크의 고온 발열로 인하여 탐색기의 효율이 감소하는 등의 단점을 가지고 있다.^[3] 스파이크와 돔 등 여러 재질로 이루어진 부품들이 결합된 신궁 유도탄의 선두부는 그림 1에서와 같이 복잡한 형상을 갖고 있다. 또한 스파이크로 인하여 선두부 주위에 충격파 및 박리 등 매우 복잡한 유동이

형성되어 유동 모델링 및 공력 가열 해석에 많은 어려움을 주고 있다.

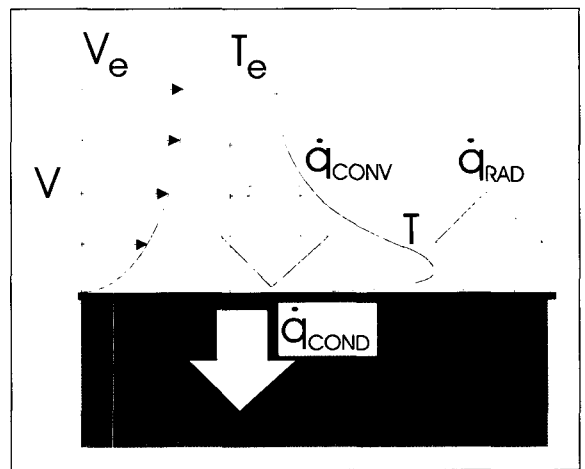
본 연구에서는 공력 가열 해석의 어려움을 극복하고자 유동 특성에 맞는 공력 가열 모델을 수립하고, 복잡한 형상과 재질이 다른 각 부품에 대해 비정렬격자를 구성하여 공력 가열 모델과 연계된 다차원 열전달 해석을 FLUENT를 이용하여 실시하였다. 특히 공력 가열 모델의 검증 및 보정을 위하여 신궁 유도탄의 비행 시험에서 TFD 온도 센서를 돔의 여러 위치에 장착하여 표면 온도를 측정하였으며, 비행 시험 결과와 수치해석 결과의 비교를 통하여 보다 정확한 공력 가열 모델을 수립하여 공력 가열에 의한 유도탄 온도 변화를 해석하였다.

2. 공력 가열

공력 가열은 공기 점성에 의해 형성된 열 경계층으로부터 유도탄 표면으로의 열전달이 발생하여 유도탄 구조물의 온도가 증가하는 현상이다. 그림 2는 유도탄 표면에서 일반적인 열전달 현상을 표현한 것으로, 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 열평형에 의하여 표면 온도가 결정된다. 신궁 유도탄의 경우 비행 고



[그림 1] 신궁 유도탄의 선두부 형상



[그림 2] 공력 가열에 의한 표면 열전달

도가 낮기 때문에 태양이나 지구와의 열복사 출입을 무시할 수 있으므로, 본 해석에서 복사에 의한 열전달량은 무시하였다.

공력 가열에 의한 열전달량은 다음과 같이 외부 유동 형태에 따라 구분할 수 있다.

가. 정체점에서의 열전달

비압축성 층류에서 정체점 부근 열전달량 \dot{q}_S 은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\dot{q}_S = f_2 \sqrt{\beta \rho_\infty \mu_\infty} c_p (T_w - T_r) \quad (1)$$

$$f_2 = 0.57 \text{ Pr}^{-0.6} \quad 2D \text{ Cylinder}$$

$$0.763 \text{ Pr}^{-0.6} \quad \text{Axisymmetric}$$

β 는 정체점에서의 속도 구배를 가리키며, 다음과 같이 구 주위의 3차원 Potential 유동으로부터 충격파 이격 거리 (b/a)의 함수로 주어진다.^[4]

$$\beta = \frac{2U}{D} \left\{ 1 + \frac{2 + (b/a)^3}{2[(b/a)^3 - 1]} \right\} \quad (2)$$

혹은 Fay-Riddell에 의하여 수립된 식을 사용할 수 있다.

나. 평판 위에서 층류 유동의 열전달

벽면에서의 열전달량 \dot{q}_L 은 다음과 같이 주어진다.

$$\dot{q}_L = \frac{f_1}{\sqrt{Re_x}} \rho_e V_e c_p (T_w - T_r) \quad (3)$$

$$f_1 = 0.332 \text{ Pr}^{-2/3}, \quad Re_x = \frac{\rho_w V_e x}{\mu_w}$$

다. 평판 위에서 난류 유동의 열전달

난류 유동에서 열전달량 \dot{q}_T 을 계산하는 근사방법은 여러 가지가 있으며, 본 해석에서는 V. S. Avduyevsky가 제안한 다음과 같은 형태의 Nusselt 수 근사식^[5]을 사용하였다.

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

$$h = k_w \cdot Nu_x/x \quad (5)$$

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

라. 회복 온도

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

$$T_r = T_e + r \left(\frac{U_e^2}{2c_p} \right) \quad (6)$$

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

즉, 회복 계수 r 은 유동의 운동에너지가 열에너지로 변환됨에 있어 점성으로 인한 소산으로 에너지 손실이 일어나는 것을 고려한 계수이다.^[4] 일반적으로 회복 계수는 국부 압력과 마하수에 따라 변하는 것으로 알려져 있으나, 다음과 같이 Prandtl 수의 함수로 근사될 수 있으며^[6], 전 유동장에 대하여 회복계수는 일정하다고 가정하였다.

$$r = \sqrt{\text{Pr}} = 0.84 : \text{Laminar}$$

$$= \sqrt[3]{\text{Pr}} = 0.89 : \text{Turbulent} \quad (7)$$

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. 구 형상에 대한 압력 계수는 다음과 같다.

$$C_p = 1 - \frac{9}{4} \sin^2 \theta : \text{Potential} \quad (8)$$

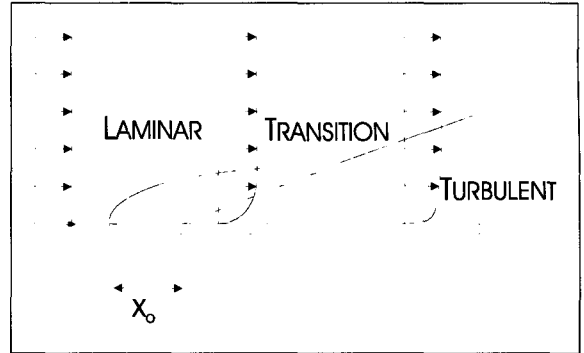
$$= C_{p_{\max}} \sin^2 \theta : \text{Modified Newtonian}$$

$$C_{p_{\max}} = \frac{2}{\gamma M_\infty^2} \left\{ \left[\frac{(\gamma + 1)^2 M_\infty^2}{2\gamma M_\infty^2 - \gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \cdot \left[\frac{2\gamma M_\infty^2 - \gamma + 1}{\gamma + 1} \right] - 1 \right\}$$

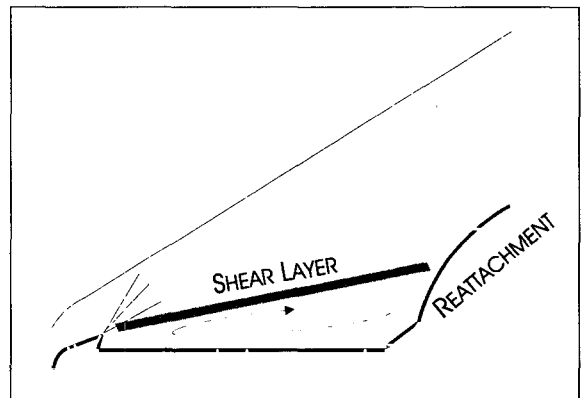
그림 3은 마하 2로 비행하는 구형의 돔 위의 압력 분포를 묘사한 것으로 Modified Newtonian 방법에 의한 계산이 Newtonian 방법보다 실제에 근사한 압력 분포를 구함을 알 수 있다.

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 매우 급격히 증가한다. 천이점 부근의 열전달량은 그림 4에서와 같은 가상 원점^[7]을 이용하여 근사할 수 있으며, 돔 위에 형성된 재부착점 부근의 열전달량 산출에도 가상 원점을 이용할 수 있다. 그림에서 X₀는 가상원점의 위치를 나타내고 있다. 이때 식 (5)의 국소 레이놀즈수는 가상 원점을 고려한 보정된 길이를 사용하여 계산한다.

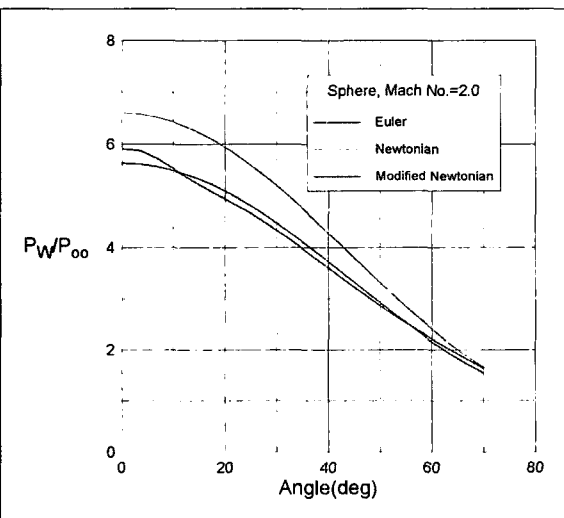
그림 5는 신궁 유도탄 선두부 주위에 형성된 충격



[그림 4] 층류에서 난류로 천이된 경계층 유동



[그림 5] 신궁 유도탄 선두부 주위의 유동 형태



[그림 3] 구형 돔위의 압력 분포 계산

파, 박리영역, 그리고 돔 위에 형성된 재부착점 등을 보여주고 있다.

이러한 유동 특성을 고려하여 다음과 같이 구성품에 따라 공력 가열 모델을 설정하였다.

가. 스파이크 선두부(Spike Cap)

Blunt Cone 형태를 한 스파이크 선두부의 유동 특성으로 음속점에서 층류에서 난류로의 천이가 발생하는 것을 들 수 있으며, 무딘 노즐 역설^[8]이라고 불리는 이 현상에 따라 음속점을 기준으로 다른 열전달식이 적용된다.

나. 스파이크 기저부(Spike Base)

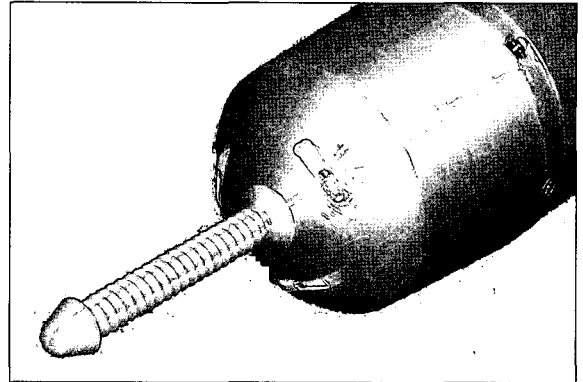
스�파이크 선두부인 Blunt Cone의 끝단에서 열전달 계수와 변형된 회복온도를 사용하여 스파이크 기저부에서의 열전달 계수를 다음과 같이 설정하였다.^[5]

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

$$\begin{aligned} T_{r_{\text{Spike Base}}} &= 0.9 \cdot T_{r_{\text{Spike Cap}}} \\ &= 0.9 \cdot \left(1 + r \frac{(\gamma - 1)}{2} M_e^2 \right) T_e \end{aligned} \quad (10)$$

다. 돔(Dome)

돔 위의 열전달량은 재부착점에서 최고조에 이르며 [8] 종류에서 난류로의 천이처럼 가상원점을 이용하여 계산하였다. 재부착점 이전 위치의 열전달량은 내삽을 통하여 계산하였다 공력 가열 모델에서 재부착점 위치는 비행 시험 결과와 수치 해석 결과의 비교를 통하여 결정하였다.



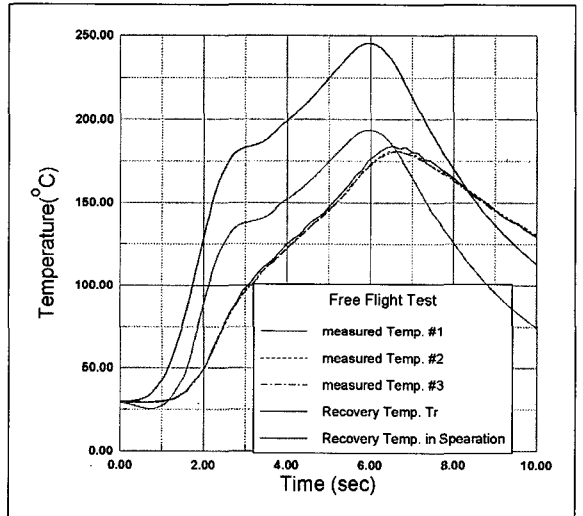
[그림 6] 비행시험탄에 부착된 온도 센서

4. 공력 가열 모델 검증과 보정

선두부에 형성된 유동 형태와 형상에 따라 수립된 공력 가열 모델의 검증과 보정은 비행 시험에서 측정된 온도와의 비교를 통하여 이루어졌다. 온도 측정은 두 번의 무유도 비행 시험을 통하여 이루어졌으며, 측정 센서로는 TFD(Thin Film Detector)를 그림 6과 같이 유도탄 표면에 부착하였다. 각각의 무유도 비행시험에서 대칭축에서 흐름방향으로 돔의 40° 위치와 50° 위치에 세 개의 측정 센서가 원주방향으로 균일한 간격으로 설치되었다.

그림 7은 측정된 표면 온도와 비행 궤적 정보를 이용하여 계산된 회복 온도를 비교한 것으로 특히 박리 영역의 회복온도가 표면온도 변화와 직접적 관련이 있음을 알 수 있다. 그러므로 돔 위의 열전달 모델에서 식 (4)의 회복 온도는 식 (10)에서 정의된 식을 사용하였다. 일반적인 회복 온도가 아닌 이보다 작은 값의 회복 온도가 열전달 모델에 사용된 것은 스파이크에 의하여 야기된 박리로 인하여 회복온도가 감소한 것으로 추정된다.^[9]

공력 가열에 의한 열전달 모델의 검증과 보정을 위하여 TFD 형상에 대해 1차원 열전달 해석을 통한 백금 판의 온도를 계산하고 이를 비행 시험에서 측정된 온도와 비교하였다. TFD 센서는 매우 얇은 백금 판의 온도에 따른 저항 변화로부터 온도를 측정하는

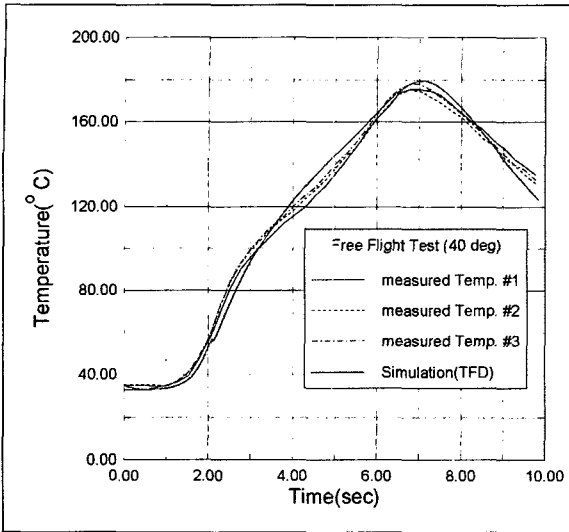


[그림 7] 비행 시험에서 측정된 온도와 회복온도

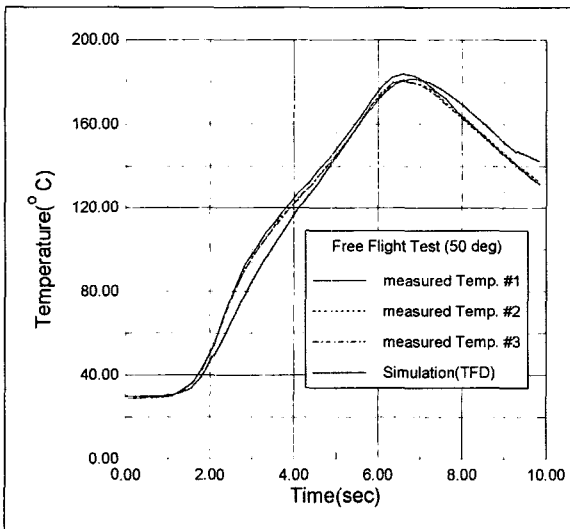
장치로서 단열이 매우 잘 되어있다. 그러므로 1차원 열 해석으로도 충분히 정확한 계산이 가능하다고 판단되며 계산을 위한 외부 유동 조건은 비행 시험에서 기록된 속도와 고도 등의 자료로부터 산출하였다.

박리영역의 회복온도를 사용한 공력 가열 모델과 1차원 열전달 해석을 통하여 두 번의 무유도 비행 시험 환경 하에서 계산된 온도와 비행시험 결과와의 비교는 그림 7과 8에 나타나 있다. 해석 결과가 비행 시험 결과와 비교적 잘 일치하므로 공력 가열 모델에 대한 검증이 되었다고 판단된다.

본 해석에서는 받음각이 없는 것으로 가정하였는데, 무유도 비행에서 시험탄의 정적 안정성이 충분히



[그림 8] TFD 센서 온도 모사 결과(40° 위치)



[그림 9] TFT 센서 온도 모사 결과(50° 위치)

확보되었기 때문에 비행 중 받음각의 변화가 크지 않아, 유효한 가정으로 사료된다. 위의 해석 결과는 반복 계산을 통하여 보정된 재부착점의 위치를 사용하여 이루어졌으며 재부착점의 위치는 비행 시험 결과와 가장 유사한 온도 분포가 산출되는 위치로 선정하였다. 또한 재부착점의 위치는 모든 비행 영역에서 동일한 것으로 가정하였다. 실제로 재부착점의 위치는 비행 마하수와 받음각, 레이놀즈 수 등에 영향을 받는데, 특

히 받음각에 따라 박리 유동의 특성이 매우 달라지기 때문에 실제 기동하는 유도탄의 공력 가열 해석을 위하여 받음각에 따른 재부착점 위치의 특성을 고려하여야 한다. 그러나 본 연구에서는 받음각에 따른 유동 특성의 변화는 포함하지 않았다.

또한 비행시험에서 재부착점 이후 위치에서의 온도만이 측정되었으므로 공력 가열 모델의 일부 영역만이 검증되어 박리 영역 내의 공력 가열 모델에 대한 정확성을 검증하지 못하였다. 스파이크의 공력 가열 모델에 대한 검증은 시험단에 센서를 설치하기 위한 공간의 부족 등의 문제로 실시되지 않았다.

5. 신궁 유도탄의 공력 가열 해석

가. 신궁 유도탄의 공력 가열 해석

실제 신궁 유도탄에 대한 비행 중 온도 측정이 어렵기 때문에 비행 시험단의 온도 측정을 통하여 수립된 공력 가열 모델을 사용하여 실제 유도탄의 온도 상승을 예측하였다. 신궁 유도탄의 선두부는 서로 다른 재질로 이루어진 부품이 결합되어 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. FLUENT의 사용자 정의 함수^[10]를 사용하여, 공력 가열 모델로부터 계산된 열전달량이 경계조건으로 적용되도록 하였다. FLUENT는 이와 같은 확장성 이외에 비정렬격자의 사용이 가능하여 복잡한 형상에 대한 격자 구성을 용이한 점이 본 해석에 적합하다고 판단되어 선택되었다.

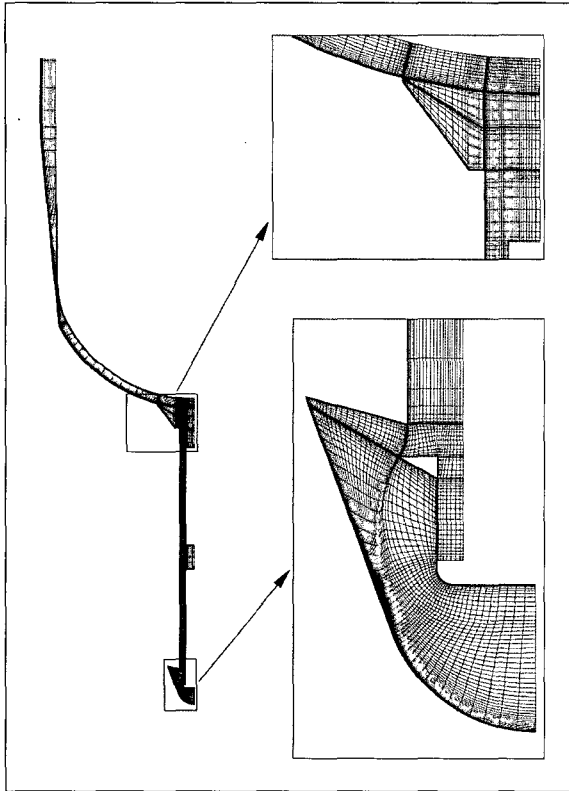
공력 가열 해석을 위한 내부 열전달 해석에 사용될 신궁 유도탄의 형상에 대한 격자계는 그림 10에 주어 져 있다. 열 유입이 일어나는 표면과 다른 재질의 접 축면 등에서의 발생하는 급격한 온도 구배를 계산하기 위하여 이러한 부분들에 격자를 밀집하였다.

무유도 비행 시험과 동일한 비행 궤적을 사용하여 해석한 온도 변화 결과는 그림 11에 주어졌다. 해석 결과로부터 돔 내부의 온도 구배를 계산하여 열하중의 크기를 산출할 수 있으며, 각 구성품의 접촉면

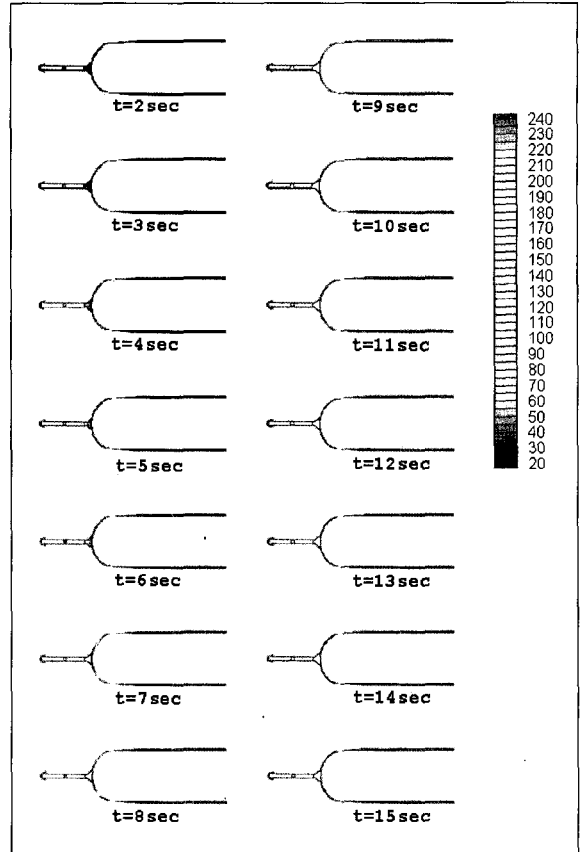
에서 상승 온도도 산출할 수 있다. 유도탄 선두부의 구성품은 접착제를 사용하여 결합된 경우가 있으며 접착제 선택이나 접착강도 해석을 위한 자료로서 접착면에서의 온도 변화에 대한 정보가 필요하다.

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

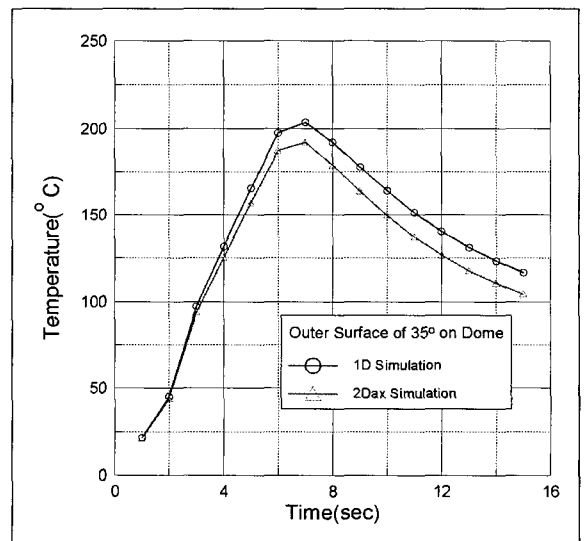
그림 12에서 돔의 재부착점에서의 외부 표면 온도 변화를 살펴보면, 축대칭 해석의 경우 최대 상승 온도가 1차원 해석에 비하여 작게 예측됨을 볼 수 있다. 이는 1차원 열전달 해석의 경우 외부에서 유입된 열량이 오로지 깊이 방향으로 전달되는데 비하여, 축대칭 열전달 해석의 경우 흐름 방향으로의 열전달이



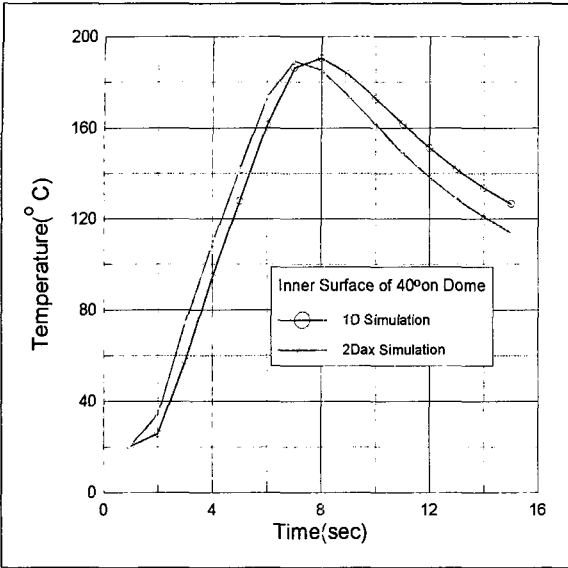
[그림 10] 공력 가열 해석을 위한 신궁 유도탄 내부의 격자계



[그림 11] 신궁 유도탄 선두부의 온도 변화



[그림 12] 재부착점 위치에서 돔의 외부 표면 온도



[그림 13] $\theta=40^\circ$ 위치에서 돔의 내부 표면 온도

추가되어 내부에 축적되는 열량이 작기 때문이다. 그러므로 횡 방향 열전달이 고려되었기 때문에 축대칭 해석을 통하여 얻은 온도 구배는 위치별로 1차원 해석을 통하여 계산한 온도 구배에 비하여 작은 값을 예측한다.

그림 13은 돔의 40° 위치에서 내부 표면 온도 변화를 비교한 그림이다. 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 12에서 축대칭 열전달 해석의 경우 시간에 따른 재부착점에서 온도 상승 속도도 작게 예측된 반면에 그림 13에서 보면 내부 표면 온도 상승은 빠르게 예측되었다. 이 역시 축대칭 열 해석에서 횡 방향 열전달이 고려되었기 때문이다.

그림 12와 13에 주어진 외부와 내부 표면 온도에서 열전달 해석 방법에 따른 온도 예측의 차이가 있으나 돔과 같은 형상의 경우 큰 차이를 보이지 않으므로 1차원 해석을 적용하여도 큰 오차가 없을 것으로 판단된다.

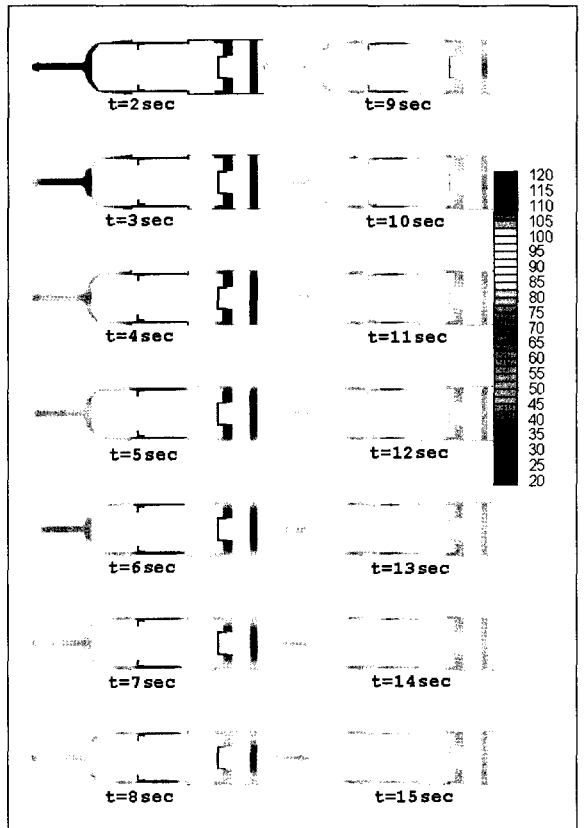
나. 비행 시험탄의 공력 가열 해석

비행 시험탄의 경우 실제 유도탄과 약간 다르게 제

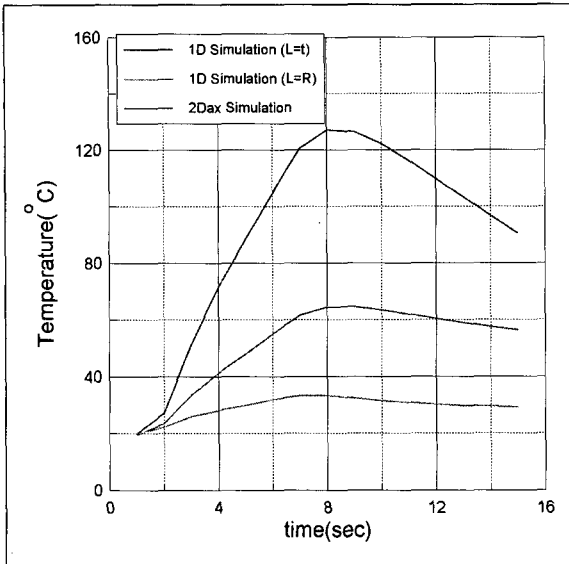
작되었는데 탐색기 등이 장착되지 않기 때문에 선두부는 모두 알루미늄 합금으로 제작되었다. 일부 구성품이 제외되었지만 대부분 구성품이 실제 유도탄과 동일하게 장착되었다. 내부 구성품 중 전자/전기 부품인 경우 작동 성능이 온도에 매우 민감하기 때문에 정확한 구조물의 상승 온도 해석이 효율적인 구성품 설계에 매우 중요하다.

그림 14는 비행 시험탄에 대한 공력 가열 해석 결과로서 선두부 외에 그 후방에 내부 구성품을 장착하기 위한 구조물까지 해석에 포함하였다.

그림 15는 디스크 판의 내부 구성품이 장착되는 위치에서 표면 온도로 1차원 해석과 축대칭 해석 결과를 비교한 것이다. 1차원 해석의 경우 판의 깊이를 설정하여야 하는데 깊이 L을 외피의 두께와 디스크의 반경으로 설정하고 해석한 결과를 보여주고 있다. 축대칭 해석의 경우 1차원 해석의 중간값을 보여주고



[그림 14] 비행시험탄에 대한 공력 가열 해석



[그림 15] 디스크 판위의 온도 변화

있으며 그 차이가 상당히 크게 나타나고 있다. 또한 물리적으로 이와 같은 형상에 대한 공력 가열 해석으로 축대칭 해석이 더 타당함을 알 수 있다.

6. 결론

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

- (1) 스파이크가 부착된 돔을 가진 신궁 유도탄 형상과 유동 특성에 적합한 공력 가열 모델을 수립하였고 비행 시험 결과를 이용한 검증과 보정을 하였으며 확장성과 사용자 편의성이 좋은 상용코드와의 결합으로 효율적인 공력 가열 해석이 가능하였다.
- (2) 축대칭 열전달 해석이 복잡한 형상과 여러 구성품이 결합된 유도탄의 온도 해석에 적합하며 1차원 해석에 비하여 정확한 계산이 가능하였다.

- (3) 반음각이 있는 3차원 공력 가열 모델의 수립과 재부착점 위치에 대한 정확한 정보 등 모델의 확장과 보정이 요구되며, 보다 실제적인 비행환경을 재현한 공력 가열 해석이 가능할 것으로 기대된다.

참 고 문 헌

- [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] 윤성준, 임기철, 오승민, "PSAM 공력특성 분석," 연구보고서, MSDC-416-971393, 국방과학연구소, 1997.
- [4] Truitt, R. W., Fundamentals of Aerodynamic Heating, The Ronald Press Company, New York, 1960.
- [5] 정석영, 윤성준, "신궁유도탄의 공력 가열 해석," 연구보고서, MADC-416-010370, 국방과학연구소, 2001.
- [6] Schlichting, H., Boundary Layer Theory translated by Kestin, J. 7th edition, McGraw-Hill Book Company, Rhode Island, 1985.
- [7] Cebeci, T. and Bradshaw, P., Momentum Transfer in Boundary Layers, Hemisphere Publishing Corporation and McGraw-Hill Book Company, 1977.
- [8] Anderson, J. D. Jr, Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, McGraw-Hill Book Company, 1989.
- [9] Chang, P. K., Separation of Flow, KIST, 1979, pp.685.
- [10] FLUENT5 User's Guide, Vol. 4, FLUENT Inc., 1998, pp.24-1~24-61.