

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(11), 892-901(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.11.892

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 극초음속 비행체의 구조설계를 위한 공력 열하중 요소 개발

강연철\*, 김규빈\*, 김정호\*, 조진연\*\*, 김헌주\*\*\*

## Development of Aerodynamic Thermal Load Element for Structural Design of Hypersonic Vehicle

Yeon Cheol Kang\*, Gyu Bin Kim\*, Jeong Ho Kim\*, Jin Yeon Cho\*\* and Heon Ju Kim\*\*\*

Department of Aerospace Engineering, Inha University\*\*\*

Agency for Defense Development\*\*\*

## ABSTRACT

An efficient aerodynamic thermal load element is developed to reflect the effect of coupled aero-thermo-elastic behaviors in the early design stage of hypersonic vehicle. To this aim, semi-analytic relationships depending on structural deformation are adopted for pressure and thermal load, and the element is formulated based on the relations. The proposed element is implemented in the form of ABAQUS user subroutine, and coupled finite element analysis is carried out to investigate the aero-thermo-elastic behaviors of control surface of hypersonic vehicle. Through the analysis, usefulness of the proposed aerodynamic thermal load element is identified.

## 초 록

본 연구에서는 극초음속 비행체의 공력/열/탄성학적 거동을 반영할 수 있는 효율적인 공력 열하중 요소를 개발하였다. 빈번하게 설계 변경이 이루어지는 초기 설계 단계에서 효율적으로 사용될 수 있도록 준 해석적인 관계식을 적용하여 공력 하중과 열 하중을 구조 변형의 함수로 기술하고, 이를 기반으로 공력 열하중 요소를 정식화하였다. 정식화된 요소는 상용 프로그램의 사용자 서브루틴 형태로 구현하였으며, 이를 이용하여 극초음속 비행체 조종면의 공력/열/탄성학적 유한요소 연계해석을 수행하고 그 유용성을 확인하였다.

**Key Words** : Aero-thermo-elastic Analysis(공력-열-탄성학적 연계해석), Hypersonic(극초음속), Piston Theory(피스톤 이론), Eckert Reference Temperature(에커트 기준 온도), User Subroutine(사용자 서브루틴)

## 1. 서 론

극초음속이란 일반적으로 음속보다 5배 이상

빠른 속도영역을 일컬으며[1], 이런 의미에서 인류가 만든 최초의 극초음속 비행체는 1949년 2월 24일 발사된 기상관측로켓 Bumper이다[2]. 1950-

† Received : August 30, 2018      Revised : October 2, 2018      Accepted : October 2, 2018

\*\* Corresponding author, E-mail : c jy@inha.ac.kr

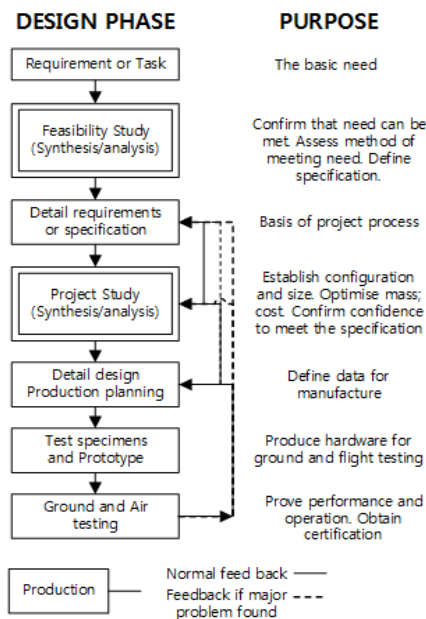


Fig. 1. The design process [11]

60년대는 미국과 러시아(구 소련)의 냉전 그리고 우주개발 경쟁과 맞물려, 우주선 귀환캡슐의 재진입 연구, X-15 유인 로켓 추진 실험기 실증 연구 등과 같이 극초음속 연구가 본격적으로 수행된 시기이다[3]. X-15 실험기는 유인 추진 극초음속 비행체 연구의 대표적 사례로서, 이를 통해 총 199회의 시험비행이 이루어진 바 있다. 특히 1967년 10월 3일 William J. Knight에 의해 수립된 X-15의 음속 6.7 비행기록은 2018년 8월 현재까지도 가장 빠른 유인 추진 항공기 비행기록으로 남아있다[4]. 이후 NASP 계획(National Aero-space Plane Project) 등을 통해 극초음속 비행체 관련 연구가 꾸준히 이어져왔으며[5], 최근 미국[6,7], 러시아[8,9], 중국[10]을 중심으로 다시 극초음속 비행체에 대한 연구가 크게 증가하고 있는 추세이다.

이러한 비행체를 개발하기 위해서는 극초음속 비행 임무 중 비행체가 필연적으로 직면하게 되는 공력가열 현상을 반드시 고려해야 한다. 공력가열로 인해 비행체에 극심한 열이 가해지면, 상승된 온도로 인해 구조물의 물성치가 변화하고 구조물 내부에 열응력이 발생하게 된다. 결국 열에 의해 구조물의 변형 정도가 달라지고, 이로 인해 비행체 주위의 공기흐름은 다시 변하게 된다. 그리고 이렇게 변경된 공기흐름은 다시 비행체 구조물에 작용하는 압력과 유입 열량을 변화시키게 된다.

비행체 설계 개발은 Fig. 1에 도시한 바와 같이 반복적 과정을 통해 이루어진다[11]. 그러므로 초기 설계 단계부터 비행체에 발생하는 물리적인 현상을 충분히 고려하지 못할 경우, 다시 초기 단계부터 모든 과정을 반복해야하는 비효율성이 뒤따르게 된다. 따라서 초기 설계 단계부터 비행 임무 중에 발생하는 물리적 현상을 최대한 고려하는 것이 바람직하다. 이러한 의미에서 극초음속 비행체의 효율적 설계를 위해서는 공력/열/탄성학적 상호작용을 설계 초기 단계부터 고려할 수 있어야 한다.

공력/열/탄성학적 상호작용을 다룰 수 있는 방법으로는 전산 유체해석, 전산 열해석, 전산 구조해석을 함께 연계하여 해석하는 방법[12,13], 축약 모델을 이용하여 연계 해석하는 방법[14,15], 해석적인 방법을 이용하여 공력가열과 공력하중을 모델링 하는 방법[16-18] 등을 들 수 있다. 이 중 전산 유체해석, 전산 열해석, 전산 구조해석을 함께 연계하여 해석하는 경우, 물리적인 현상을 정밀하게 모사할 수 있는 장점이 있지만, 막대한 연산량과 계산시간으로 인해 초기 설계 단계부터 이를 접목하기에는 어려움이 존재한다. 축약모델을 구성하기 위해서도 고정밀 모델에 대한 다수의 해석 결과가 필요하기 때문에, 이 또한 초기 설계 단계부터 적용하기에는 한계가 있다. 한편 해석적인 방법을 이용할 경우, 계산시간을 크게 단축시킬 수 있는 장점이 있으나, 기존연구의 경우 간단한 평판 형상만을 다루었거나[16], 구조 변형효과를 고려하지 않는[18] 등 실제 적용에 있어 많은 한계를 가지고 있다. 그러므로 기존 방법의 경우 대부분 초기 설계 단계에서의 활용성은 그리 크지 않다고 할 수 있다.

이에 본 연구에서는 극초음속 환경에서 운용되는 비행체의 공력/열/탄성학적 연계거동을 효율적으로 해석할 수 있는 공력 열하중 요소를 개발하였다. 그리고 이를 통해 초기 설계 단계부터 공력/열/탄성학적 연계거동을 감안하여 공력가열 현상을 반영할 수 있도록 하였다.

구조물의 변형으로 인해 발생하는 공력 하중은 충격파-팽창파 이론(SE, Shock-Expansion Theory) [1], 국부 피스톤 이론(LPT, Local Piston Theory) [19]을 이용하여 모사하였으며, 열 하중은 에커트 기준 온도법(Eckert Reference Temperature Method)[20]을 적용하여 기술하였다.

이를 기반으로 공력 열하중 요소를 정식화하고, 정식화된 요소는 상용 CAE소프트웨어인 ABAQUS 사용자 서브루틴 형태로 구현하였다. 개발된 요소를 이용하여 열 방호 시스템(TPS,

Thermal Protection System)이 탑재된 극초음속 비행체 조종면의 공력/열/탄성학적 연계 해석을 수행하였다. 이를 통해 연계거동의 중요성을 확인하고 제안된 공력 열하중 요소의 유용성을 확인하였다.

## II. 본 론

### 2.1 극초음속 환경에서 운용되는 비행체의 구조 모델링

본 연구에서는 기존 연구[20]와 유사한 비행체 조종면을 연구대상으로 선정하였다. 대상의 기하학적 형상은 Fig. 2와 같으며, Fig. 3에는 열 방호 시스템을 도시하였다. 그리고 극초음속 비행시 발생하는 공력에 의한 열유량  $q_{aero}$ 와 열 방호 시스템과 외부 환경 사이에서 발생하는 복사열유량  $q_{radiation}$ 을 같이 도시하였다.

그리고 사용한 재료 물성치는 Table 1에 제시하였다[21-25]. Table 1에서 R, M, T는 각각 Rene41, Min-K, TIMETAL834를 의미하며, 물성치가 온도에 따라 변하는 경우  $f(T)$ 로 표기하고, 이와 함께 참고문헌을 병기하였다. 이들 물성치와 기하학적 형상을 바탕으로 유한요소 모델을 구성하였고, 내부 구조를 나타내기 위해 Fig. 4에는 날개 윗면을 제거한 유한 요소 모델을 도시하였다.

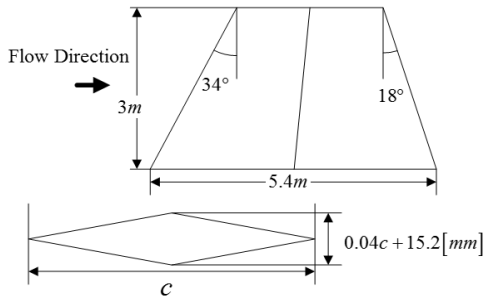


Fig. 2. Geometry of control surface [20]

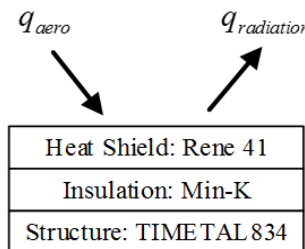


Fig. 3. Stacking scheme of TPS [20]

Table 1. Properties of materials used for FEM modelling [21-25]

Properties	R	M	T
Density [ $kg/m^3$ ]	8240	256	4550
Young's Modulus [ $GPa$ ]	$f(T)$ [22]	-	$f(T)$ [24]
Poisson's Ratio	0.31	-	0.31
Thickness [ $mm$ ]	3.8	3.8	3.175
Thermal Coefficient [ $\mu m/m/K$ ]	$f(T)$ [21]	-	11
Thermal Conductivity [ $W/m/K$ ]	18	0.052	7
Specific Heat( $c_p$ ) [ $J/kg/K$ ]	541	858	525
Maximum Temperature [ $K$ ]	1500	1250	873

유한요소 모델은 절점 2,812개로 모델링하였으며, Rene41과 Min-K는 6노드 프리즘 요소 3,456개, TIMETAL834는 3노드 삼각형 쉘 요소 3,430개로 모델링 하였다. 또한 본 연구진이 개발한 공력 열하중 요소 1,728개를 조종면 위, 아래에 적용하였다.

그리고 구조 강성이 거의 없는 절연체 Min-K를 지지하기 위해, 열방어체 Rene41과 구조체 TIMETAL834의 각 노드를 강체 보(Rigid Beam)로 연결하였다. 또한 경계 조건으로서 날개 뿌리면(Wing Root)의 y방향 변위를 구속하였고, 원으로 표시된 조종면 구동축에 해당되는 절점들은 모든 자유도를 구속하였다.

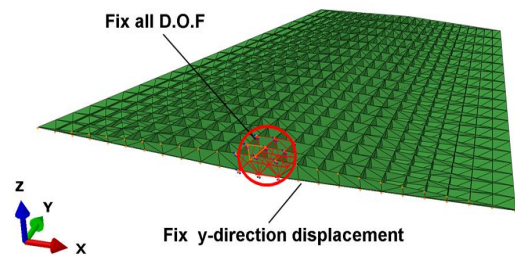


Fig. 4. Finite element model of control surface

## 2.2 극초음속 환경에서 운용되는 비행체의 공력 하중 및 공력 가열 모델링

### 2.2.1 공력 하중 모델링

극초음속 비행체는 공력 하중과 더불어 극심한 열하중을 받게 된다. 이러한 하중에 따라 구조물의 변형이 발생하게 되고, 변형된 형상은 다시 공기흐름을 변화시키게 된다. 그러므로 이렇게 변화하는 비정상 공기력 효과를 모델링해야 하며, 이를 위해 국부 피스톤 이론을 사용하였다.

국부 피스톤 이론의 설명에 앞서, 다양한 피스톤 이론의 원형이 된 고전 피스톤 이론(CPT, Classical Piston Theory)[26]을 요약하면 아래와 같다. 피스톤 이론은 구조물의 운동과 구조물의 변형 형상에 따라 변화하는 내리흐름(Downwash)을 고려하여 압력의 변화를 보상하는 방법으로 서, 식 (1)과 같이 표현된다.

$$p_{CPT} = p_{\infty} + \rho_{\infty} a_{\infty}^2 \left[ \frac{W}{a_{\infty}} + \frac{\gamma+1}{4} \left( \frac{W}{a_{\infty}} \right)^2 + \frac{\gamma+1}{12} \left( \frac{W}{a_{\infty}} \right)^3 \right] \quad (1)$$

여기서  $p$ 는 압력,  $\rho$ 는 밀도,  $a$ 는 음속,  $\gamma$ 는 비열비,  $W$ 는 내리흐름을 의미하며, 하첨자  $\infty$ 는 자유류에서의 물리량을 의미하고, 하첨자  $CPT$ 는 고전 피스톤 이론을 통해 얻은 물리량을 의미한다. 이처럼 구조물의 운동과 변형에 따라 변화하는 압력, 즉 비정상 공기력을 계산하기 위해 고전 피스톤 이론에서는 자유류의 물리량을 사용한다.

고전 피스톤 이론을 기반으로 제안된 국부 피스톤 이론의 경우에는 식 (2)와 같이 하첨자  $L$ 로 표시된 각 지점에서의 정상 상태 물리량을 사용하게 된다. 식 (3)은 각 지점에서의 내리흐름량을 나타낸다.

$$p_{LPT} = p_L + \rho_L a_L^2 \left[ \frac{W}{a_L} + \frac{\gamma+1}{4} \left( \frac{W}{a_L} \right)^2 + \frac{\gamma+1}{12} \left( \frac{W}{a_L} \right)^3 \right] \quad (2)$$

$$W = \mathbf{V}_L \cdot (\mathbf{n}_0 - \mathbf{n}_t) + \mathbf{V}_S \cdot \mathbf{n}_t \quad (3)$$

여기서 하첨자  $L$ 은 각 지점에서의 물리량을 의미하며,  $\mathbf{V}_L$ 은 해당 지점에서의 유동 속도,  $\mathbf{V}_S$ 는 해당 지점에서의 구조물 속도,  $\mathbf{n}_0$ 는 변형 전 표면의 외향 단위법선벡터,  $\mathbf{n}_t$ 는 변형 후 표면의 외향 단위법선벡터를 의미한다. 그리고 내리흐름을 나타내는 식 (3)의 우변 첫째 항은 해당 지점의 구조물 형상 변화와 관련되며 둘째 항은 해당

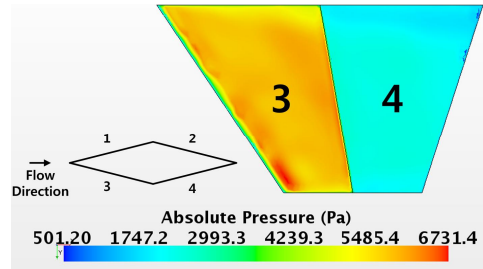


Fig. 5. Pressure distribution on boundary layer edge (bottom view)

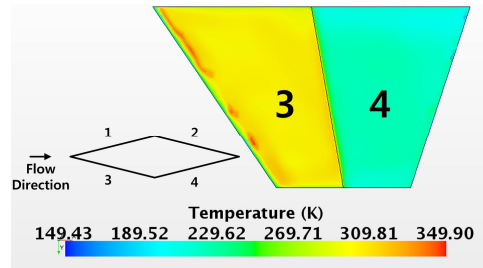


Fig. 6. Temperature distribution on boundary layer edge (bottom view)

지점의 구조물 운동속도와 관련된다.

따라서 국부 피스톤 이론을 이용해 비정상 공기력을 계산할 경우에는, 먼저 극초음속 비행체 주위의 정상 상태 유동 해를 구한 후 비정상 공기력을 산출해야한다. 이때 정상 상태 유동 해를 얻기 위해서는 수치적 기법 혹은 해석적 기법 어느 것을 이용해도 무방하며, 각 방법의 효율성과 정확도를 고려하여 연구 및 활용 목적에 맞게 선택하면 된다.

이에 본 연구에서는 개발된 요소를 비행체 설계 초기 단계부터 효율적으로 활용할 수 있도록, 해석적 기법인 충격파-팽창파 기법을 채택하였다. 이를 통해 경계층 경계면에서의 압력  $p_e$ , 밀도  $\rho_e$ , 음속  $a_e$ , 속도  $\mathbf{V}_e$ 를 계산하고, 이를 식 (2), (3)의 국부적 물리량  $p_L, \rho_L, a_L, \mathbf{V}_L$ 에 각각 대입하여 비정상 공기력을 계산하였다.

그리고 선정된 기법을 통해 실제 설계 단계에서 유용한 결과를 얻을 수 있는지 여부를 판단하기 위해, 충격파-팽창파 기법을 통해 얻은 해석 결과와 정상 상태 Euler 해석결과를 비교하였다. 정상 상태 Euler 해석에는 상용 해석 프로그램인 Star-CCM+을 사용하였으며, 약 32만개의 비정렬 격자 셀을 이용하였다. 해석을 위한 비행 조건은 마하 8, 받음각 3도, 고도 26km로 설정하였으며, 계산된 압력과 온도 분포는 각각 Fig. 5와 Fig. 6에 도시하였다.

**Table 2. Comparison between analytical and numerical solutions**

Loc.	Pressure [Pa]		Temp [K]	
	SE	Euler	SE	Euler
1	1928.3	1954.5	210.7	212.0
2	648.5	627.6	154.3	177.1
3	5720.3	5718.5	295.6	303.3
4	2331.0	2240.2	228.7	211.4

Table 2에는 충격파-팽창과 기법(SE, Shock Expansion Theory)으로 구한 압력과 온도를 Euler 해석기법으로 계산한 결과와 비교하였다. 충격파-팽창과 기법에서는 평균공력시위선(MAC, Mean Aerodynamic Chord)상의 에어포일 단면 형상에 대해 압력과 온도를 계산하였다. Euler 해석의 경우에는 각 영역 면에 대한 평균 물리량을 제시하였다. 이로부터 네 영역 모두 그 차이가 2% 이하인 것을 확인하였으며, 이를 통해 평균적인 관점에서 충격파-팽창과 기법을 적용할 수 있음을 확인하였다.

### 2.2.2 공력 가열 모델링

극초음속 비행체는 고속으로 비행하기 때문에 공력가열이 크게 발생하고, 이로 인해 구조물의 온도가 높이 상승하게 된다. 이는 구조재료의 물성치를 변화시킬 뿐만 아니라 열응력을 발생시켜 구조물의 거동을 변화시키게 된다. 그러므로 본 연구에서는 초기 설계 단계부터 공력가열 현상을 효율적으로 설계에 반영할 수 있도록, 에커트 기준 온도 기법을 적용하여 공력 가열을 모델링 하였다.

$$q_{aero} = h(T_{aw} - T_w) \quad (4)$$

공력가열에 의해 구조물에 유입되는 열유량  $q_{aero}$ 는 식 (4)와 같이 대류열전달식 형태로 기술될 수 있다. 여기서  $q_{aero}$ 는 유입되는 열유량,  $h$ 는 대류열전달계수,  $T_{aw}$ 는 단열벽면온도,  $T_w$ 는 벽면온도를 나타내며, 단열벽면온도가 벽면온도보다 높을 경우 열류가 구조물로 유입됨을 의미한다. 대류열전달계수와 단열벽면온도는 아래 식 (5)-(14)를 통해 구할 수 있으며, 에커트 기준 온도 식 (9)를 기준으로 대류열전달계수를 산출하게 된다.

$$h = \rho^* c_p V_e St^* \quad (5)$$

$$T_{aw} = r(T_t - T_a) + T_a \quad (6)$$

$$T_t = T_a \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_a^2 \right) \quad (7)$$

$$r = Pr^{1/3} \quad (8)$$

$$T^* = T_a + 0.5(T_w - T_a) + 0.22(T_{aw} - T_a) \quad (9)$$

$$\rho^* = \frac{p_a}{RT^*} \quad (10)$$

$$\mu^* = c_1 \frac{T^{*3/2}}{T^* + c_2} \quad (11)$$

$$Re^* = \frac{\rho^* V_e x}{\mu^*} \quad (12)$$

$$St^* = \frac{c_f^*}{2} \frac{1}{Pr^{2/3}} \quad (13)$$

$$c_f^* = \begin{cases} \frac{0.0592}{(Re^*)^{1/5}} & 5e^5 \leq Re^* < 10^7 \\ & (Turbulent) \\ \frac{0.37}{(\log_{10} Re^*)^{2.584}} & 10^7 \leq Re^* < 10^9 \\ & (Turbulent) \\ \frac{0.664}{(Re^*)^{0.5}} & otherwise \\ & (Laminar) \end{cases} \quad (14)$$

위 식에서  $\rho$ 는 밀도,  $c_p$ 는 정압비열,  $V_e$ 는 경계층 경계면에서의 유동 속도,  $St$ 는 Stanton 수,  $T$ 는 온도,  $r$ 은 회복계수(Recovery factor),  $\gamma$ 는 비열비,  $M$ 은 마하수,  $Pr$ 는 프란틀 수,  $p$ 는 압력,  $R$ 은 기체상수,  $\mu$ 는 점성계수,  $c_1$ 과  $c_2$ 는 Sutherland 법칙의 계수,  $Re$ 는 레이놀즈수,  $x$ 는 앞전에서부터 국부 점까지의 거리,  $cf$ 는 표면에서의 마찰계수를 의미한다. 하첨자  $aw$ ,  $w$ ,  $t$ 는 각각 단열벽면에서의 물리량, 벽면에서의 물리량, 정체점에서의 물리량을 의미하고, 상첨자에 표시된 별표(\*)는 기준 온도에서의 물리량 의미한다. 비열비  $\gamma$ 와 프란틀 수  $Pr$ 는 각각 1.4와 0.7을 이용하였으며 [20],  $c_1$ 과  $c_2$ 는 공기에 대한 상수값인  $1.458 \times 10^6$ 과 110.4를 사용하였다[27].

서론에서 기술한 바와 같이, 구조물의 온도 상승은 열응력을 발생시킬 뿐만 아니라 재료의 강성 변화를 유발한다.

이로 인해 구조물의 거동이 변화하고, 변화된 구조물의 거동은 다시 비행체 주위의 공기흐름에

영향을 끼쳐 압력과 열류량을 변화시킨다. 식 (5)-(14)에서 하첨자  $a$ 가 붙은 물리량은 상호작용과 연관 있는 값을 의미하며, 식 (15)-(17)과 같이 표현된다.

$$p_a = \begin{cases} p_e & A/T \\ p_{LPT} & A/T/E \end{cases} \quad (15)$$

$$T_a = \begin{cases} T_e & A/T \\ T_{LPT} & A/T/E \end{cases} \quad (16)$$

$$M_a = \begin{cases} \sqrt{\gamma RT_e} & A/T \\ \sqrt{\gamma RT_{LPT}} & A/T/E \end{cases} \quad (17)$$

식 (15)-(17)에서  $A/T$ 는 공력/열 연계 해석을 의미하며,  $A/T/E$ 는 공력/열/탄성학적 연계해석을 의미한다. 여기서  $p_e$ 와  $T_e$ 는 경계층 경계면에서의 압력과 온도를 의미한다. 또한  $p_{LPT}$ 는 국부 피스톤 이론을 통해 계산된 비정상 상태에서의 압력을 의미하며,  $T_{LPT}$ 는 구조물의 변형으로 인해 변화된 경계층 경계면에서의 온도를 의미한다. 이는 식 (18)과 같이 등엔트로피 관계를 이용하여 계산할 수 있다[20].

$$T_{LPT} = T_e \left( \frac{p_{LPT}}{p_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (18)$$

## 2.3 공력/열/탄성학적 연계해석

### 2.3.1 연계해석 개념

본 연구에서는 향후 활용성과 확장성을 고려하여, 상용 CAE프로그램인 ABAQUS 사용자 서브루틴[28]을 이용하여 공력 열하중 요소를 구현하였다. Fig. 7에는 공력 열하중 요소 생성 과정을 도시하였고, 그 과정을 요약하면 다음과 같다.

먼저 해석을 수행하기 위해서는 경계층 경계면에서의 정상 상태 물리량( $p_e$ ,  $T_e$ ,  $M_e$ )이 기본적으로 필요하다. 본 연구에서는 MATLAB의 `expand` 함수와 경사 충격파식[29]을 이용하여 경계층 경계면에서의 정상 상태 물리량을 계산하였다. 계산된 물리량을 사용하기 위해, ABAQUS \*User Property 키워드를 사용하였다. \*User Property로 입력한 물성치는 사용자의 목적에 맞는 요소를 정의하는데 필요한 UEL(User Element)[28] 서브루틴에서 이용할 수 있게 된다. 그리고 해석 수행 시, 연계 해석 종류에 따라 생성하는 하중 요소를 다르게 구성하도록 프로그램을 작성하였다.

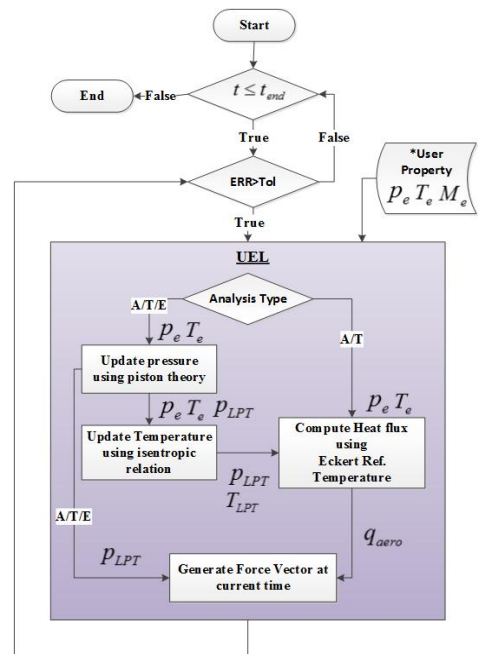


Fig. 7. Schematic for construction of aerodynamic thermal load element along with ABAQUS user subroutine

$A/T$  연계 해석은 구조물의 변형 효과가 없기 때문에,  $p_e$ 와  $T_e$ 를 이용하여 열 하중만을 계산한다. 하지만  $A/T/E$  연계 해석은 구조물 변형 효과를 고려해야하기 때문에, 국부피스톤 이론과 등엔트로피식을 적용해 계산한  $p_{LPT}$ 와  $T_{LPT}$ 를 이용하여 공력 하중과 열 하중을 계산한다.

### 2.3.2 공력 열하중 요소

공력/열/탄성학적 연계해석을 위해 극초음속 유동에 따른 공력 열하중 요소를 정식화하고 이를 사용자 서브루틴으로 구성하였다. UEL과 ABAQUS 사이의 관계는 Fig. 8에 도시하였다.

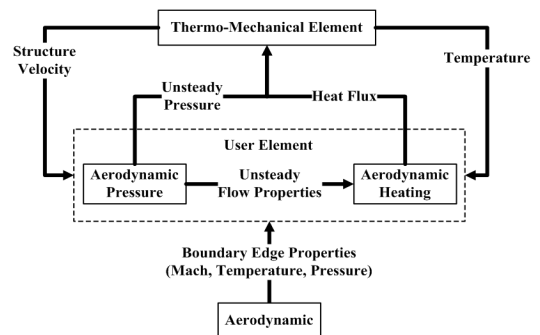


Fig. 8. Assembly of user element

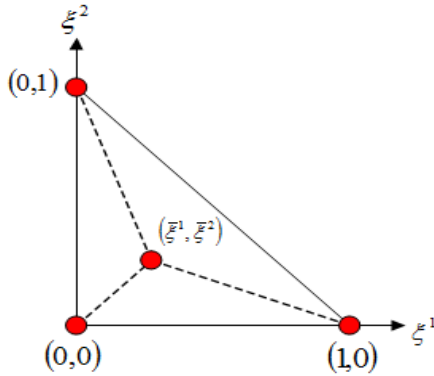


Fig. 9. Iso-parametric domain of UEL

UEL 서브루틴은 ABAQUS에서 사용자 정의 요소를 개발할 때 사용되며, 해석 방법에 따라 적절한 하중 벡터와 자코비안 행렬을 정의해야 한다. 본 연구에서는 연계 해석을 수행하기 위해, 압력하중과 열하중이 포함되는 하중 요소를 정식화하고, 이를 UEL로 구현하였다. 본 연구에서 사용한 삼각형 요소의 경우,  $i$ 번째 절점에서 계산된 하중 요소는 식 (19)와 같이 표현되며, 각 행의 물리적 의미는 다음과 같다. 첫째 행은 공기력에 의해 발생하는 압력하중을 의미하고 둘째 행은 공력가열에 의해서 발생하는 열하중을 의미한다. 그리고 각 요소 내에서 등 매개변수를 통해 정의되는 외향 단위법선벡터  $\mathbf{n}$ 은 식 (20)과 같이 표현될 수 있다.

$$\mathbf{F}_{ext}^i = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_s^i \\ \mathbf{F}_T^i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \int_A \phi_i \mathbf{I}_3 (-p_{LPT}) \mathbf{n} dA \\ \int_A \phi_i q_{aero} dA \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$\mathbf{n} = \frac{\frac{\partial \mathbf{x}}{\partial \xi^1} \times \frac{\partial \mathbf{x}}{\partial \xi^2}}{\left\| \frac{\partial \mathbf{x}}{\partial \xi^1} \times \frac{\partial \mathbf{x}}{\partial \xi^2} \right\|} \quad (20)$$

여기서  $\phi_i (i=1,2,3)$ 는 삼각형 유한요소 형상 함수를 의미하고,  $\mathbf{I}_3$ 은  $3 \times 3$  단위행렬,  $A$ 는 요소 면적,  $\mathbf{x}$ 는 관심 지점의 위치벡터,  $\xi^1, \xi^2$ 는 유한요소 등 매개변수(Isoparametric) 좌표계를 의미한다. Fig. 9에는 삼각형 요소에 대해 정의되는 등 매개변수 좌표계를 도시하였다.

### 2.3.3 개발 요소 검증

본 연구에서 제안한 방법을 검증하기 위해, Table 3에 나타난 해석조건을 이용하여 Fig. 10과 같이 유한요소 모델링을 수행하였다.

Table 3. Analysis condition of model

Dimension	1m × 1m × 0.01m
Material	Rene 41
Element Type	C3D6T
Analysis Type (Time, Δt)	Fully-Coupled Thermal-Structure (100s, 1s)
Init. Condition	293.15K

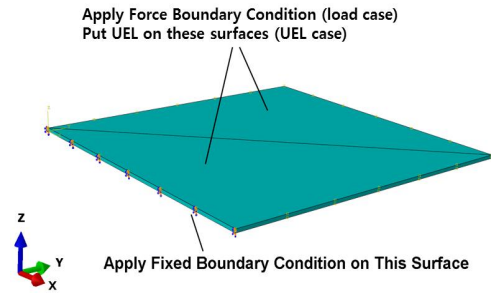


Fig. 10. Verification model

공력 열하중 요소가 정확히 구현되었는지 여부를 살펴보기 위해, 먼저 열하중 10000W/m<sup>2</sup>만 가해지고 압력하중은 가해지지 않는 모델에 대하여 검증을 수행하였다. 사용자 서브루틴을 통해 열하중을 부가하고 해석된 결과와 ABAQUS 하중모듈을 통해 얻은 결과를 비교하였으며, 그 결과를 Fig. 11에 제시하였다. 제시된 결과로부터 사용자 서브루틴을 통해 열하중을 정확히 부가할 수 있음을 확인할 수 있다.

다음으로는 열하중은 가해지지 않고 압력하중 1000N/m<sup>2</sup>만 가해지는 경우에 대해 검증을 수행하였으며, 그 결과를 Fig. 12에 나타내었다. 결과로부터 압력하중과 관련된 사용자 서브루틴이 정확히 구현되었음을 확인할 수 있다.

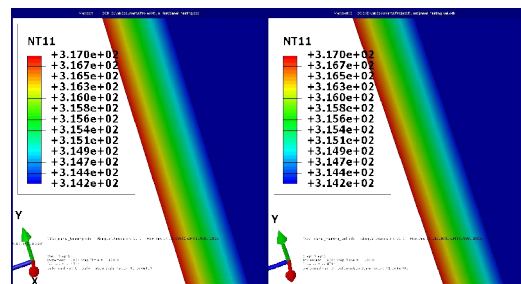


Fig. 11. Comparison of Temperature distribution (left-ABAQUS, right-UEL)

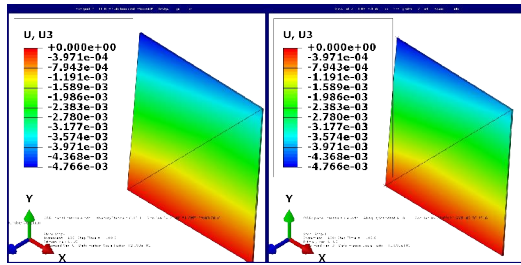


Fig. 12. Comparison of Z-direction displacement (left-ABAQUS, right-UEL)

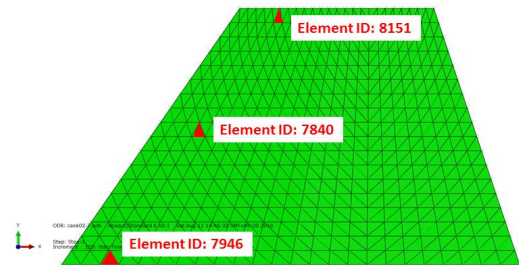


Fig. 13. Locations of data extracted

## 2.4 극초음속 환경에서 운용되는 비행체 조종면의 거동 및 특성 연구

개발된 공력 열하중 요소를 이용하여 극초음속 비행체 조종면에 대한 공력/열/탄성학적 연계해석을 수행하였다. 해석은 Table 4의 두 가지 연계모델에 대해 수행하였으며, 해석 후 차이점과 특성을 고찰하였다.

연계모델1은 공력/열/탄성학적 연계해석 모델, 연계모델2는 공력/열 연계해석 모델을 의미한다. 진술한 바와 같이 경계층 경계에서의 정상 상태 압력과 온도를 얻기 위해 충격파-팽창파 기법을 적용하였다. 공력 조건은 마하수 8, 받음각 3도, 고도 22km로 설정하였으며, 평균공력시위선 상의 에어포일 형상을 이용하였다. 그리고 구조물의 초기온도는 293.15K, 방사율(Emissivity)은 0.85[20]로 설정하였다. 유한요소 모델의 경계조건은 Fig. 4와 같으며, Fig. 3의 열 방호 시스템을 모델링하였다. Fig. 13에는 결과 비교를 위해 데이터를 추출한 지점을 표시하였다. 데이터를 추출한 지점은 온도가 많이 증가하는 앞전 아랫면에 해당한다(Figs. 5, 6의 3번 면에 해당됨).

Figure 14에는 각 지점에서 얻은 구조물의 온도를 시간에 대하여 도시하였다. 그리고 온도 차이를 명확하게 표현하기 위하여, 약 100초 이후의 계산 결과를 확대하여 같이 도시하였다. 연계모델1의 7946번 요소에서 계산된 온도는 1489K, 연계모델2의 7946번 요소에서 계산된 온도는 1318K으로 두 연계모델 사이에 약 170K가량의 차이가 발생함을 확인할 수 있다. 또한 다른 지

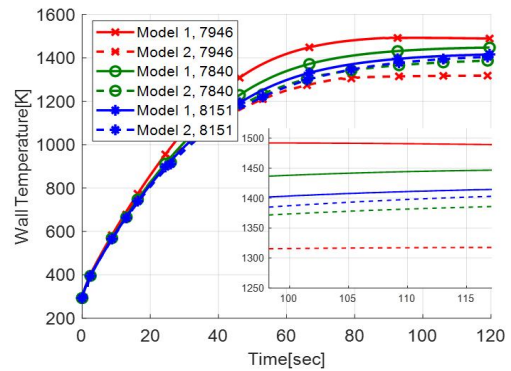


Fig. 14. Estimation of wall temperature on each section

점의 결과를 비교하여도, 연계모델1의 온도가 연계모델2의 온도보다 높음을 확인할 수 있다.

이는 구조물 변형으로 인해 발생하는 내리흐름이 경계층 경계면에서의 압력과 온도를 상승시키고, 이로 인해 마찰계수가 증가하여 구조물에 전달되는 열유량이 증가하게 된다. 이 해석 예제를 통해서도 알 수 있는 바와 같이 구조변형의 고려여부에 따라 10% 이상 예측 값이 달라질 수 있음을 확인할 수 있다.

이를 자세히 살펴보기 위해 Fig. 15에는 변형 전(점선)/변형 후(실선) 날개 단면형상을 도시하였다. 그리고 Fig. 16에는 초기 형상에 대해 외향 법선벡터가 회전한 각도를 시간에 따라 도시하였다. 구조변형이 고려되지 않는 연계모델 2의 경우에는 외향 법선벡터의 변화가 없으므로 함께 도시하지 않았다.

Figure 16에서 알 수 있는 바와 같이, 온도가 높게 예측된 지점일수록(즉, 날개뿌리에 가까울수록) 회전 변형이 큼을 알 수 있다. 이는 큰 회전변형으로 인해 공기흐름이 많이 변화되기 때문이며, 이로부터 공력가열 현상이 구조물의 변형과 밀접히 연관되어 있음을 확인할 수 있다. 그리고 연계모델1에서 40초 이후에 회전각도가 줄어드는 이유는 앞전 윗면(1번 면)의 온도가 늦게

Table 4. Model definitions corresponding to coupling scheme

Type	Coupled Method
Model 1	Aero-Thermo-Elastic Analysis
Model 2	Aero-Thermal Analysis



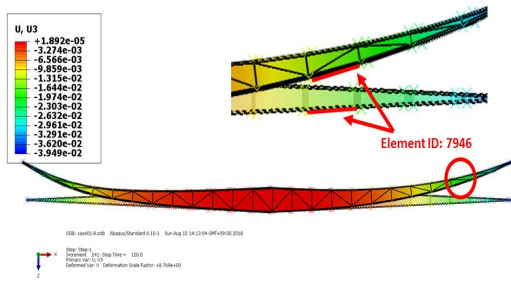


Fig. 15. Deformed and undeformed configurations of cross-section of wing root

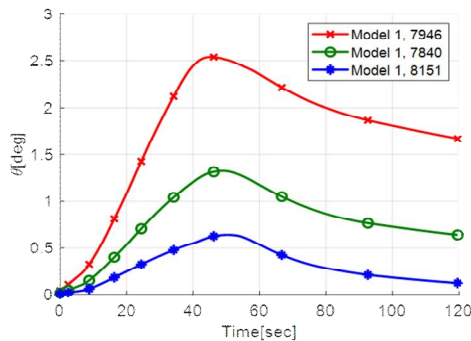


Fig. 16. Rotation angle of outward normal vector according to time

상승하고, 이로 인해 윗면이 뒤늦게 팽창하여 굽힘 효과를 상쇄하기 때문이다. 즉, 윗면의 열팽창에 따른 굽힘 상쇄효과로 인해 회전 각도가 감소하는 것이다.

### III. 결 론

본 연구에서는 극초음속 비행체 개발 시 초기 구조설계 단계부터 공력/열/탄성학적 연계거동을 효율적으로 반영할 수 있는 효율적인 공력 열하중 요소를 개발하였다.

초기 단계의 빈번한 설계변경에 효율적으로 대응할 수 있도록 충격파-팽창파 기법, 국부피스톤 이론, 에커트 기준 온도법 등 해석적, 준 해석적 기법을 활용하여 압력하중과 열하중을 구조변형의 함수로 기술하였다. 그리고 이를 기반으로 공력 열하중 요소를 정식화하였다. 정식화된 요소는 상용 CAE 소프트웨어인 ABAQUS 사용자 서브루틴으로 구현하였으며, 이를 이용하여 열 방호 시스템이 장착된 극초음속 비행체 조종면의 거동을 해석하였다. 동일 대상에 대해 공력/열/탄성학적 연계해석과 공력/열 연계해석을 수행하고

두 해석 결과의 차이를 고찰하였다. 이를 통해 구조 변형이 공력가열 현상에 미치는 영향을 분석하고 두 현상의 밀접한 연관성을 확인하였다.

결과적으로 극초음속 비행체의 구조설계 시, 공력/열/탄성학적 연계거동의 중요성을 확인하였으며, 개발된 공력 열하중 요소의 유용성을 입증하였다. 추후 극초음속 비행체의 초기 구조설계 시, 개발된 공력 열하중 요소를 유용하게 활용할 수 있을 것으로 기대한다.

### 후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 한국과학기술원 초고속비행체특화센터(UD170018CD)에서 수행한 연구의 일환입니다.

### References

- 1) Anderson, J. D., Jr., *Fundamentals of Aerodynamics*, International Student Ed., McGraw-Hill, Singapore, 1985, p. 39.
- 2) McNamara, J. J., and Friedmann, P. P., "Aeroelastic and Aerothermoelastic Analysis in Hypersonic Flow: Past, Present, and Future," *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 6, 2011, pp. 1089~1122.
- 3) Anderson, J. D., Jr., *Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics*, 2<sup>nd</sup> edition, AIAA Education Series, AIAA, Virginia, U.S.A., 2006, pp.2-4.
- 4) Thompson, M. O., *At the Edge of Space: The X-15 Flight Program*, Smithsonian Institution Press, Washington and London, 1992.
- 5) Augenstein, B. W., and Harris, E. D., "The National Aerospace Plane (NASP): Development Issues for the Follow-on Vehicle, Executive Summary," *RAND, R3878/1-AF*, Santa Monica, CA, U.S.A., 1993.
- 6) Harsha, P. T., Keel, L. C., Castrogiovanni, A., and Sherrill, R. T., "X-43A Vehicle Design and Manufacture," *AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies*, AIAA2005-3334, 2005.
- 7) Norris, G., "High-Speed Strike Weapon To Build On X-51 Flight," *Aviation Week & Space Technology*, URL: <http://aviationweek.com/awin/high-speed-strike-weapon-build-x-51-flight> [retrieved 20 May 2013].

- 8) Gibson, N., and Fiorenza, N., "Russia unveils Kinzhal hypersonic missile," *IHS Jane's Defence Weekly*, URL: <https://www.janes.com/article/78635/russia-unveils-kinzhal-hypersonic-missile> [retrieved 15 March 2018]
- 9) Majumdar, D., "We Now Know How Russia's New Avangard Hypersonic Boost-Glide Weapon Will Launch," *The National Interest*, URL: [<https://nationalinterest.org/blog/the-buzz/we-now-know-how-russias-new-avangard-hypersonic-boost-glide-25003>] [retrieved 20 March 2018]
- 10) Panda, A., "Introducing the DF-17: China's Newly Tested Ballistic Missile Armed With a Hypersonic Glide Vehicle," *The Diplomat*, URL: <https://thediplomat.com/2017/12/introducing-the-df-17-chinas-newly-tested-ballistic-missile-armed-with-a-hypersonic-glide-vehicle/> [retrieved 28 December 2017]
- 11) Howe, D., *Aircraft Conceptual Design Synthesis*, Professional Engineering Publishing, Suffolk, United Kingdom, 2000, p. 3.
- 12) Thornton, E. A., and Dechaumphai, P., "Coupled Flow, Thermal, and Structural Analysis of Aerodynamically Heated Panels," *Journal of Aircraft*, Vol.25, No. 11, 1988, pp.1052-1059.
- 13) Dechaumphai, P., Thornton, E. A., and Wieting, A. R., "Flow-Thermal-Structural Study of Aerodynamically Heated Leading Edges," *Journal of Spacecraft*, Vol. 26, No. 4, 1989, pp.201-209.
- 14) Falkiewicz, N. J., and Cesnik, C. E. S., "A Reduced-Order Modeling Framework for Integrated Thermo-Elastic Analysis of Hypersonic Vehicles," *50<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, AIAA 2009-2308, Palm Spring, CA, U.S.A., 2009.
- 15) Falkiewicz, N. J., Cesnik, C. E. S., Crowell, A. R., and McNamara, J. J., "Reduced-Order Aerothermoelastic Framework for Hypersonic Vehicle Control Simulation," *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 8, 2011, pp.1625-1646.
- 16) Culler, A. J., and McNamara, J. J., "Impact of Fluid-Thermal-Structural Coupling on Response Prediction of Hypersonic Skin Panels," *AIAA Journal*, Vol.49, No.11, 2011, pp. 2393-2406.
- 17) Crowell, A. R., McNamara, J. J., and Miller, B. A., "Hypersonic Aero-thermoelastic Response Prediction of Skin Panels Using Computational Fluid Dynamics Surrogates," *ASD Journal*, Vol. 2, No. 2, 2011, pp. 3-30.
- 18) Ricketts, R. H., Noll, T. E., Whitelow, W., Jr., and Huttzell, L. J., "An Overview of Aeroelasticity Studies for the National Aero-Space Plane," *34<sup>th</sup> Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, La Jolla, CA, U.S.A., AIAA-93-1313-cp, 1993.
- 19) Zhang, W. W., Ye, Z. Y., Zhang, C. A., and Liu, F., "Supersonic Flutter Analysis Based on a Local Piston Theory," *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 10, 2009, pp. 2321-2327.
- 20) Falkiewicz, N. J., "Reduced-Order Aerothermoelastic Analysis of Hypersonic Vehicle Structures," Ph.D. dissertation, The University of Michigan, MI, U.S.A., 2012.
- 21) Ellis, D. A., Pagel, L. L., and Schaeffer, D. M., "Design and Fabrication of a Radiative Actively Cooled Honeycomb Sandwich Structural Panel for a Hypersonic Aircraft," NASA-CR-2057, 1978.
- 22) *MIL-HDBK-5H: Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures*, 1998.
- 23) Boyer, R., Collings, W. G., and Welsch G., *Materials Properties Handbook: Titanium Alloys*, ASM International, 1994.
- 24) Leyens, C., and Peters, M., *Titanium and Titanium Alloys*, Wiely-VHC, betz-druck, GmbH, Darmstadt, Germany, 2003.
- 25) <http://www.matweb.com/serach/DataSheet.aspx?MatGUID=a74096c99aa6486382a9c9e1be0883c4>
- 26) Lighthill, M. J., "Oscillating Airfoils at High Mach Numbers," *Journal of The Aeronautical Sciences*, Vol. 20, No. 6, 1953, pp. 402-406.
- 27) Hoffmann, K. A., and Chiang, S. T., *Computational Fluid Dynamics*, Vol. 1, 4<sup>th</sup> edition, Engineering Education System, Wichita, Kansas, U.S.A., 2000.
- 28) *Abaqus User Subroutines Reference Manual v6.10*.
- 29) Rudd, L., and Lewis, M. J., "Comparison of Shock Calculation Methods," *Journal of Aircraft*, Vol. 35, No. 4, 1998, pp. 647-649.