



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 47(10), 695-704(2019)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.10.695>

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

비행 환경에 따른 극초음속 비행체의 구조 건전성에 관한 연구

강연철¹, 김규빈², 김정호³, 조진연⁴, 김현주⁵

A Study on the Structural Integrity of Hypersonic Vehicles According to Flight Conditions

Yeon Cheol Kang¹, Gyubin Kim², Jeong Ho Kim³, Jin Yeon Cho⁴ and Heon Ju Kim⁵

Department of Aerospace Engineering, Inha University^{1,2,3,4}

Agency for Defense Development⁵

ABSTRACT

In hypersonic regime, the complicated interaction between the air and surface of aircraft results in intensive aerodynamic heating on body. Provided this phenomenon occurs on a hypersonic vehicle, the temperature of the body extremely increases. And consequently, thermal deformation is produced and material properties are degraded. Furthermore, those affect both the aerothermoelastic stability and thermal safety of structures significantly. With the background, thermal safety and dynamic stability are studied according to the altitude, flight time and Mach number. Based on the investigation, design guideline is suggested to guarantees the structural integrity of hypersonic vehicles in terms of both of thermal safety and dynamic stability.

초 록

극초음속 비행체의 경우 고속으로 이동하는 유체와 구조물 표면사이의 마찰에 의해 공력 가열 현상이 발생하며, 이로 인해 구조물의 강성이 저하되고 열 변형이 발생하게 된다. 이러한 물리적인 현상들은 비행체의 열공탄성학적인 불안정성을 초래할 수 있으며, 이와 더불어 구조물의 열적 안전성 감소시킬 수 있다. 이에 본 연구에서는 비행고도/비행시간/마하수를 변화시켜가며 공력열탄성학적 연계해석을 수행하고, 해석된 결과를 이용하여 구조물의 열적 안전성과 동적 안정성에 대해 고찰을 하였다. 구조물의 동적 안전성을 판별하기 위해 계산된 변위와 자동회귀이동평균 기법을 이용하였으며, 내열 안전성은 계산된 온도와 구조물의 녹는점을 비교를 통해 판별을 하였다. 이를 통해 극초음속 비행체의 구조 건전성을 확보하기 위한 설계 방향을 제시하였다.

Key Words : Aero-thermo-elastic Analysis(공력열탄성학적 연계해석), Hypersonic(극초음속), Flutter(플러터), Thermal Safety(열적 안전성), Diagram-based Method(다이아그램 기반 방법)

† Received : July 23, 2019 Revised : September 24, 2019 Accepted : September 24, 2019

^{1,2} Graduate Student, ^{3,4} Professor, ⁵ Principal Researcher

⁴ Corresponding author, E-mail : cjy@inha.ac.kr

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

미국에서 1942년 발사된 첫 극초음속 비행체인 V-2/WAC Corporal[1]을 시점으로 극초음속 비행체에 대한 연구가 지속적으로 진행되어왔다. 그 예로 1960년대 개발된 극초음속 유인 비행체 X15[2], 2000년대 NASA의 Hyper-X 프로그램의 일환으로 개발된 무인 극초음속 비행체인 X43[3], 2018년 러시아의 발표로 알려진 극초음속 활공 비행체(Hypersonic Glide Vehicle)인 Avangard[4], 이와 동일한 개념으로 중국에서 개발되고 있는 DF-17[5], 또한 최근에 우주에서 극비의 임무를 수행 중으로 알려져 있는 X37[6]까지 다양한 극초음속 비행체가 개발되었다.

이러한 극초음속 비행체를 개발하기 위해서는 극초음속 유동장에서 발생하는 공력 가열현상을 반드시 고려하여야 한다[1]. 그 이유는 공력 가열로 인해 구조물에 극심한 열이 가해지면 상승된 온도로 인해 구조물의 강성이 저하되고[7,8], 이는 구조물의 동적 거동에 영향을 줄 뿐만 아니라[9], 공력 가열이 없으면 동적 불안정 현상이 발생하지 않을 비행조건에서도 동적 불안정성 현상인 플러터를 야기할 수 있기 때문이다[10]. 그리고 공력 가열 현상으로 인하여 구조물이 녹을 수도 있다[11].

이처럼 공력 가열은 극초음속 비행체의 구조 설계 관점에서 매우 중요한 물리적 현상이기 때문에, 공력 가열 현상이 극초음속 비행체에 미치는 영향에 대해 많은 연구가 수행된 바 있다. 이를 간략히 열거하면, 공력 가열 해석을 통해 예측된 로켓 외피에서의 온도변화를 비행 시험 결과와 비교한 연구[12], 동일 방법으로 공력 가열을 계산하고 로켓 구조물의 열적 안정성을 검토한 연구[13], 공력 가열을 고려한 극초음속 비행체 조종면의 공력열탄성학적 연계 해석 효과에 관한 연구[7], 공력 가열로 녹은 표면의 유형을 계산하는 수치 해석 연구[11], 공력 가열 효과가 극초음속 비행체 구조물의 동적 거동 특성에 미치는 영향을 분석한 연구[8,9,14,15], 공력 가열 효과가 극초음속 비행체 구조물의 동적 불안정성에 미치는 영향을 해석한 연구[10,15,16] 등을 들 수 있다.

하지만 비행시간/고도/마하수 등 비행환경에 따라 공력 가열 효과가 변함에도 불구하고, 앞서 수행한 대부분의 연구에서는 특정 비행 조건에서 발생하는 공력 가열 현상만을 고려하였기 때문에, 이러한 비행 환경에 대한 연구가 충분히 수행되지 못하였다. 또한 극초음속 비행체의 구조 건전성과 밀접한 관련을 가지고 있는 열적 안전성과 구조물의 동적 안정성을 구조설계 측면에서 복합적으로 고려하지 못한 측면이 있다.

따라서 본 연구에서는 극초음속 비행체의 구조설계 측면에서 각종 비행 환경에 따른 공력 가열 현상

이 열적 안전성과 동적 안정성에 어떻게 영향을 미치는가에 대해 연구를 수행하였다.

다양한 비행 환경을 고려할 수 있도록 비행시간/고도/마하수를 변화시켰으며, 이에 해당되는 조건에서의 공력 가열 현상을 고려한 극초음속 비행체의 공력/열/탄성학적 연계해석을 수행하였다. 그리고 연계 해석으로 계산된 구조물의 온도와 극초음속 비행체 구조물에 사용된 재료의 녹는점을 비교하여 극초음속 비행체의 열적 안전성을 판별하였다. 그리고 극초음속 비행체 구조물의 동적 불안정성은 시간응답 해석으로부터 계산된 변위응답과 자동회귀이동평균(ARMA) 기법을 이용하여 판별하였다[14,17,18]. 이렇게 구해진 열적 안전 영역과 동적 안정 영역을 고도/시간/마하수에 대해 다이어그램 형태로 도시하고, 해당 비행 임무 조건에서 극초음속 비행체의 구조 건전성을 확보하기 위한 설계 방향을 제시하였다.

II. 본 론

2.1 극초음속 환경에서 운용되는 비행체의 구조 모델링

본 연구에서는 선행 연구[7]와 유사한 비행체 구조물을 연구대상으로 선정하였다. 대상의 기하학적 형상은 Fig. 1과 같으며, Fig. 2에는 열 방호 시스템(TPS, Thermal Protection System)을 도시하였다. 그리고 Fig. 2에 도시한 것처럼 열 방호 시스템은 열 방호막(Heat Shield)과 단열재(Insulation)층으로 이루어져 있다. 본 연구에서는 구조 강성이 거의 없는 열 방호 시스템을 지지하기 위해, 열 방호막, 단열재, 외피(Skin)의 각 노드를 Fig. 2와 같이 강체 보(Rigid Beam)로 연결하였다.

그리고 사용한 재료 물성치는 Table 1에 제시하였다[19-23]. Table 1에서 R, M, A는 각각 Rene 41, Min-K, Aluminum을 의미하며, 물성치가 온도에 따라 변하는 경우 $f(T)$ 로 표기하고, 이와 함께 참고문헌

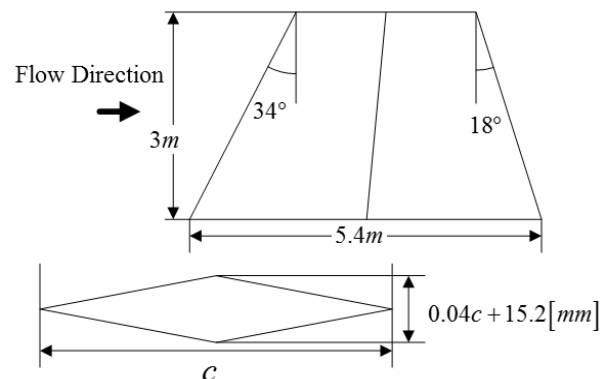


Fig. 1. Geometry of control surface

을 병기하였다. 그리고 이들 물성치와 기하학적 형상을 바탕으로 유한요소 모델을 구성하였다. 그리고 Fig. 3에는 내부에 배치한 보강재(Stiffener)의 위치를 도시하기 위해, 날개 윗면을 제거한 유한 요소 모델을 도시하였다. 유한요소 모델은 절점 2,812개로 모델링하였으며, 열 방호막과 단열재는 6노드 프리즘 요소 3,456개, 구조물의 외피(Skin)와 보강재는 삼각형 쉘 요소 3,430개를 사용하여 모델링을 수행하였다. 또한 본 연구진이 개발한 공력 열하중 요소[7] 1,728개를 조종면 위, 아래에 적용하였다.

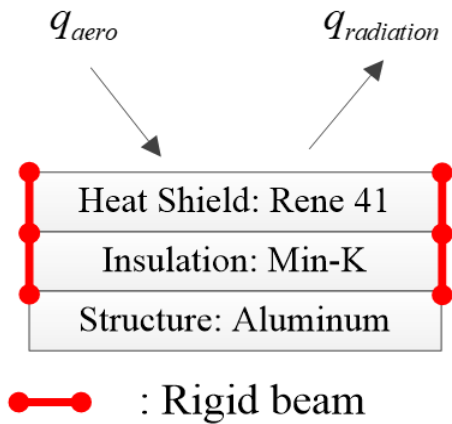


Fig. 2. Stacking scheme of TPS

Table 1. Properties of materials used for FEM modelling

Properties	R	M	A
Density [kg/m^3]	8240	256	2789
Young's Modulus [GPa]	-	-	f(T)[23]
Poisson's Ratio	-	-	f(T)[23]
Thickness [mm]	3.8	3.8	3.67
Thermal Coefficient [$\mu m/m/K$]	-	-	f(T)[22]
Thermal Conductivity [$W/m/K$]	18	0.052	f(T)[22]
Specific Heat(c_p) [$J/kg/K$]	541	858	f(T)[22]

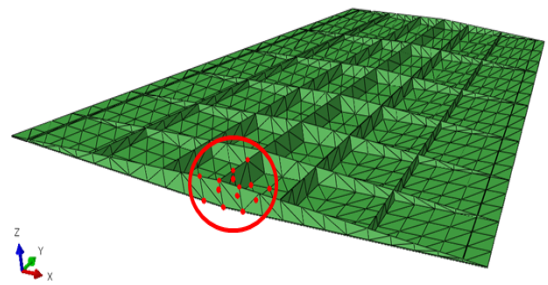


Fig. 3. Finite element model of control surface

Figure 3에는 경계조건을 도시하였다. 비록 실제 구동축의 비틀림 강성을 추가하면 더욱 현실적이겠지만, 이와 관련된 문헌자료가 부족하기 때문에 기존 연구[7,24]에 준하여 조종면 구동축에 해당되는 절점들의 모든 자유도를 구속하고, 날개 뿌리(Wing Root)의 절점들은 y방향 변위를 구속하였다.

2.2 극초음속 환경에서 운용되는 비행체의 열적 안전성 판별 방법

극초음속 비행체에 공력 가열이 작용하게 되면 구조물의 온도가 초고온으로 상승하게 된다. 그리고 구조물의 온도가 초고온으로 상승하게 되면, 극초음속 비행체 구조물에 사용된 재료가 녹아버리는 현상이 발생할 수 있다. 따라서 구조물의 열적 안전성을 확보하기 위해서는 공력 가열로 인해 상승한 구조물의 온도가 재료의 녹는점을 넘어서는 안 된다. 이때 구조물에 발생하는 공력 가열 현상은 구조물의 변형과 밀접한 관련이 있기 때문에 공력열탄성학적 연계 해석을 필수적으로 수행해야 한다[7].

따라서 구조물의 변형에 따라 변화하는 공기력과 공력 가열에 의한 열유량을 모사하기 위하여, 본 연구진이 개발한 공력 열하중 요소[7]와 상용 CAE프로그램인 ABAQUS를 이용하여 공력열탄성학적 연계 해석을 수행하였다. 공력 열하중 요소에서 사용한 공력 하중 모델은 국부피스톤 이론(Local Piston Theory)과 충격파-팽창파 이론(Shock-Expansion Theory)을 이용하여 모사하였다. 그리고 공력 가열에 의해 발생하는 열유량은 에커트 기준 온도법(Eckert Reference Temperature Method)을 이용하여 모사하였다[7].

그리고 공력 열하중 요소의 역할을 명확하게 설명하기 위해, Fig. 4에는 본 연구진이 기존 연구[7]에서 아바쿠스 사용자 서브루틴 함수 UEL(User Element)로 구현한 공력 열하중 요소와 유한요소(Finite Element)의 조립도를 도시하였다. 서브루틴 함수 UEL은 사용자 필요에 따라 구현하는 요소로서, 본 연구에서 구현된 공력 열하중 요소는 구조모델과 절점을 공유하도록 모델링되며, 공기력과 공력 가열에 의해 발생하는 열유량을 구조물에 전달하게 된다. Fig. 4에 도시된 것처럼 공력 열하중 요소는 유한요소와 절점을

공유하며, 공력 가열에 의해 발생하는 열유량 q_{aero} 와 압력 p_{LPT} 는 식 (1)과 같이 하중 벡터를 생성하는데 사용된다.

$$\mathbf{F}_{ext} = \begin{bmatrix} \int_A \phi_i \mathbf{I}_3 (-p_{LPT}) \mathbf{n} dA \\ \int_A \phi_i q_{aero} dA \end{bmatrix} \quad (1)$$

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

여기서 ϕ_i 는 유한요소 형상함수를 의미하고, \mathbf{I}_3 은 3x3 단위행렬, A 는 요소면적, \mathbf{x} 는 관심 지점의 위치 벡터, ξ^1, ξ^2 는 유한요소 등 매개변수(Isoparametric) 좌표계, \mathbf{n} 은 외향 단위법선벡터를 의미한다.

$$\mathbf{K}_t^{(i)} \Delta \mathbf{q} = \mathbf{R}_t^{(i)} \quad (3)$$

$$\Delta \mathbf{q} = [\Delta \mathbf{u}, \Delta \theta]^T \quad (4)$$

$$\mathbf{u}_t^{(i+1)} = \mathbf{u}_t^{(i)} + \Delta \mathbf{u} \quad (5)$$

$$\theta_t^{(i+1)} = \theta_t^{(i)} + \Delta \theta \quad (6)$$

그리고 ABAQUS에서는 계산된 \mathbf{F}_{ext} 를 이용하여 식 (3)과 같은 평형 방정식을 구성하고, 증분 형태로 표기된 변위 $\Delta \mathbf{u}$ 와 온도 $\Delta \theta$ 를 계산한다[25]. 식 (3)에서 \mathbf{K} 는 유효 강성 행렬(Effective Stiffness Matrix), \mathbf{R} 은 잔차 벡터(Residual Vector)를 의미하며, 하첨자 t 는 시간 증분 단계를, 상첨자 (i)는 반복 계산을 의미한다.

본 연구에서는 열 방호시스템에 사용된 재료들 중에서 가장 낮은 녹는점을 갖는 Min-K의 녹는점 (1273K)를 열적 안전성의 기준값으로 설정하였다. 이러한 이유는 열 방호시스템으로 인해 연구대상의 내부 구조물까지 열전달이 잘 되지 않으며, 그로 인해 단열재의 온도가 녹는점에 더 빠르게 도달하기 때문이다. 따라서 공력/열/탄성학적 연계 해석을 통해 계산된 비행체 구조물의 온도가 Min-K의 녹는점보다 높게 계산되면 열적 안전성을 확보하지 못하는 것으로 판별하였다.

2.3 극초음속 환경에서 운용되는 비행체의 동적 안전성 판별 방법

비행체의 동적 안정성을 판별하기 위한 방법으로는 주파수 영역에서 판별하는 방법과 시간영역에서 판별하는 방법이 있다. 주파수 영역에서 구조물의 동적 안정성을 판별하는 경우, 전달 함수의 극값을 판별하여 안정성을 확인할 수 있다[26]. 그리고 시간 영역에서 동적 안정성을 판별하는 경우, 시간 영역에서 계산된 구조물의 변위 또는 속도를 이용하여 구조물의 진동 특성을 나타내는 진동수와 감쇠비를 계산하고, 계산된 감쇠비를 통해 동적 안정성을 확인할 수 있다.

본 연구 대상인 극초음속 비행체는 공력 가열 현상으로 인하여 구조물의 온도가 시간에 따라 변화하는 특성을 가지고 있다. 따라서 동적 안정성을 판별하기 위해서는 특정 비행조건에서의 비행임무 시간 동안 공력 가열량을 계산하고, 이를 통해 안정성 해석 시 공력가열에 따라 변화되는 강성행렬을 고려하여야 한다. 이에 본 연구에서는 변화된 강성행렬을 고려하여 시간영역 안정성해석을 수행하였다.

시간 영역에서 안정성을 판별하는 대표적인 방법으로는 Moving Block Analysis (MBA)[27], Least Square Curve Fitting Method (LSCFM)[28], Auto-Regressive Moving-Average (ARMA)[17,29,30] 등이 있다. 이러한 방법들은 시간에 따라 계산된 구조물의 변위로부터 구조물의 진동 특성 관련된 진동수와 감쇠비를 추정하고, 추정된 감쇠비를 이용하여 안정성을 판별하는 방법이다. 본 연구에서는 기존 기법들에 대한 비교 연구 결과[18]를 토대로, ARMA를 이용하여 동적 안정성을 판별하였다.

이에 시간 영역에서 구조물의 변위를 구하였으며, 특히 공력 가열이 극초음속 비행체 구조물의 동적

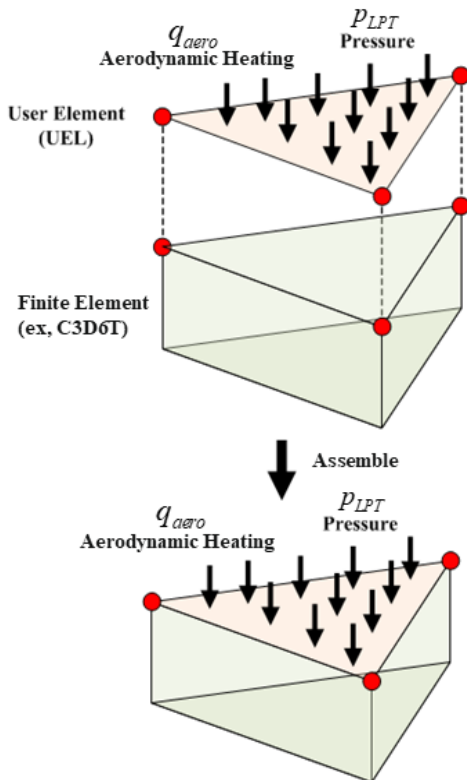


Fig. 4. Assembly of UEL and finite element

안정성에 미치는 영향을 고찰하기 위해, 공력 가열을 고려한 경우와 고려하지 않은 경우에 대해 해석하고 그 결과를 비교하였다. 그리고 극초음속 비행체 구조물의 동적 안정성을 판별하기 위한 과정을 Fig. 5에 도시하였다. 먼저 공력 가열을 고려하지 않을 경우 극초음속 비행체 구조물의 동적 안정성을 판별하는 과정을 기술하면 다음과 같다. 먼저 특정한 마하수/고도/받음각을 비행조건으로 설정한다. 그리고 피스톤 이론으로 구현된 공력 하중 요소와 함께 전체 유한요소 모델을 이용하여 동적(Dynamic) 해석을 수행한다. 동적 해석이 종료 되면, 특정 절점에서 계산된 변위를 해석 결과 파일로부터 추출하고, 추출된 변위와 ARMA를 이용하여 감쇠비를 추정한다.

만약 감쇠비가 음수로 계산되면 불안정한 상태이기 때문에 해석을 종료한다. 하지만 감쇠비가 양수로 계산되면 비행조건을 변경하며 해석을 다시 수행한다.

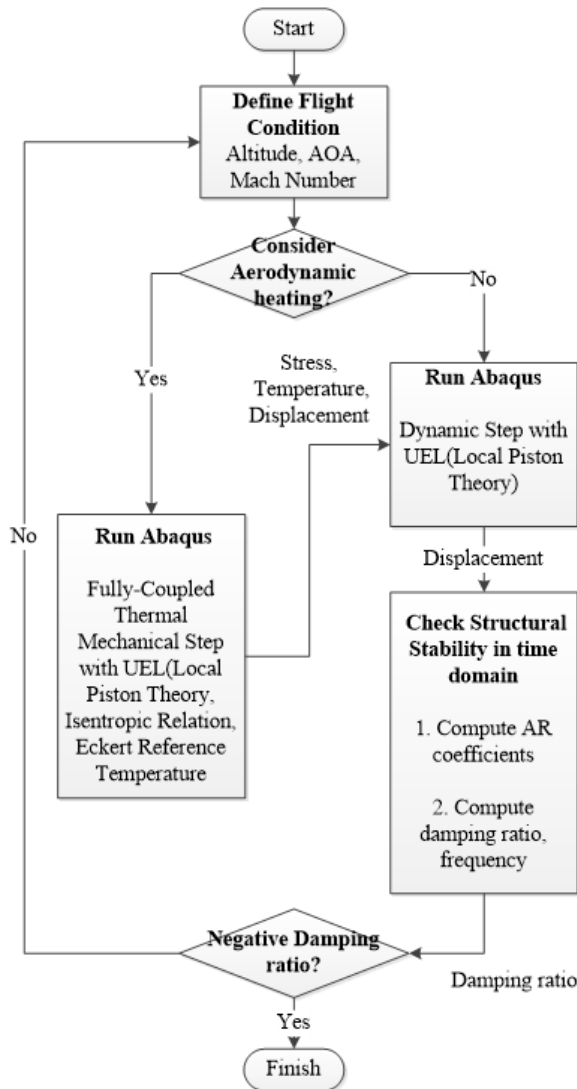


Fig. 5. The procedure of identifying structural stability

이때 비행 조건은 관심 있는 비행 조건만을 변경 하면서 해석을 수행한다. 만약 동적 불안정성이 발생하는 마하수를 계산하고 싶다면, 고도/받음각은 고정 하고 마하수를 변경하면서 해석을 수행하게 된다.

공력 가열을 고려한 극초음속 비행체의 동적 불안정성을 판별하기 위해서는 2.2절에서 언급한 공력 열 하중 요소를 이용하여 공력/열/탄성학적 연계 해석을 먼저 수행하게 된다. 이때 구조물의 온도가 시간에 따라 변화하기 때문에 마하수/고도/받음각뿐만 아니라 비행시간도 고려하게 된다. 공력/열/탄성학적 연계 해석이 종료되면, 이로부터 얻은 온도장과 변위장을 초기조건 부여한 후 앞서와 유사하게 공력 하중 요소를 이용하여 동적 해석을 수행하게 된다. 그리고 동적 해석이 종료되면 결과 파일로부터 변위를 추출하고, 추출한 변위에 대해 ARMA를 적용하여 구조물의 동적 안정성을 판별하게 된다.

본 연구에서 구현한 동적 안정성 판별 프로그램의 정확도를 검증하기 위해, 기존 연구[14]에서 수행한 2자유도 극초음속 비행체 조종면의 플러터 모델을 해석하고 기존 연구 결과와 비교하였다. 본 연구에서 구현한 동적 안정성 판별 프로그램의 정확도를 검증하기 위해, 기존 연구[14]에서 수행한 2자유도 극초음속 비행체 조종면의 플러터 모델을 해석하고 기존 연구 결과와 비교하였다. 비행 조건은 기존 연구와 동일하게 고도 12000m, 받음각 0°로 설정하고, 구조 감쇠비가 양수에서 음수로 전환될 때까지 마하수를 변경해가면서 동적 안정성을 판별하였다. 비교한 결과는 Figs. 6, 7에 도시하였으며, 본 연구 결과는 실선, 기존 연구 결과는 실선과 기호를 병기하여 도시하였다. 본 연구의 해석 결과와 기존 연구의 해석 결과를 비교하면 다음과 같다. 먼저 기존 연구에서 피스톤 이론으로 계산한 경우에는 11.9, Euler 방정식 기반의 CFD 해석을 수행한 경우에는 12.1로 계산되었다. 그리고 본 연구에서 피스톤 이론으로 계산한 플러터 발생 마하수는 11.9로 계산되어, 본 연구에서 구현한 프로그램의 신뢰성을 확보하였다.

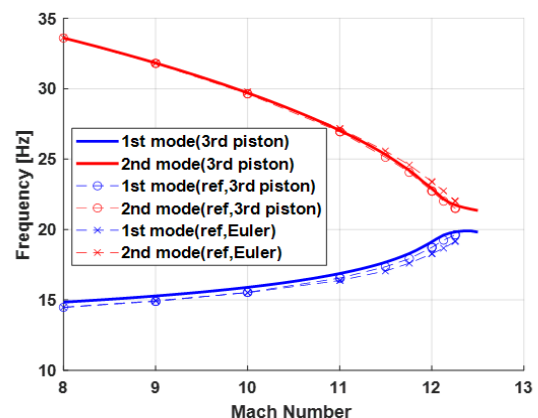


Fig. 6. Comparison of frequencies

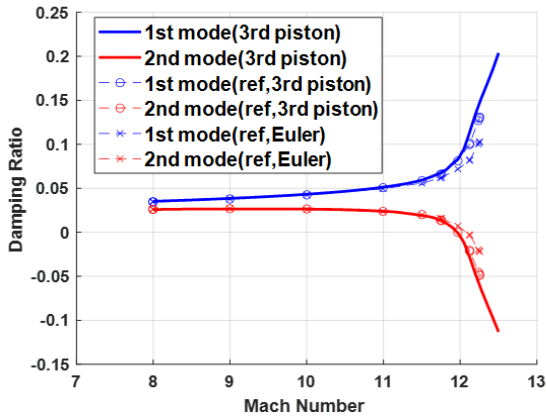


Fig. 7. Comparison of damping ratios

2.4 극초음속 환경에서 운용되는 비행체의 열적 안전성 및 동적 안정성 판별

본 절에서는 다양한 비행 환경에 따라 변화하는 공력 가열 현상이 극초음속 비행체 구조물의 열적 안전성과 동적 안정성에 어떻게 영향을 미치는가에 대해 고찰하였다. 다양한 비행 환경을 모사하기 위해 고도/마하수/비행시간을 변경하면서 해석을 수행하였다. 그리고 해당 조건에서 비행하는 극초음속 비행체의 구조 건전성을 고찰하기 위해, 2.2절과 2.3절에서 설명한 방법을 이용하여 해석을 수행하였다.

우선 극초음속 비행체의 열적 안전성을 판별하기 위하여, 공력 열탄성학적 연계 해석을 수행하였다. 이때 초기온도는 297.15K, 받음각은 3°로 고정하였으며, 비행조건에 따른 영향을 고찰하기 위해 고도/마하수/비행시간을 변경하면서 해석을 수행하였다. 이때 해석에서 사용한 비행 조건의 범위는 기존 연구 [31,32]에서 고려했던 비행 조건을 참조하여 설정하였다. 그리고 사용자 서브루틴인 UEL과 ABAQUS를 이용한 해석으로부터 단열재 Min-K의 온도가 녹는점

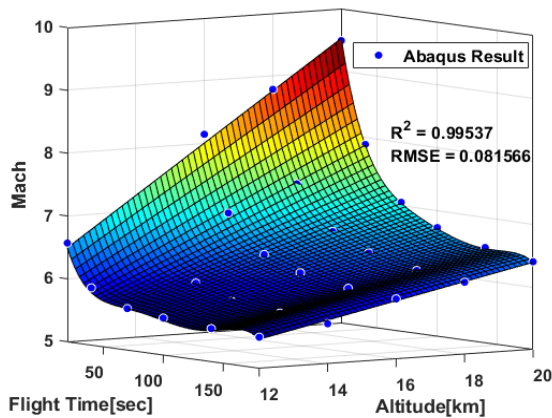


Fig. 8. Mach number measured at melting temperature

에 도달하게 되는 한계 마하수를 구하고, MATLAB의 cftool 함수를 이용하여 이에 대한 회귀모델을 식 (10)과 같이 구성하였다. Fig. 8에는 회귀모델의 형태를 도시하였다. 식 (10)에서 상첨자 poly51은 비행시간 t 에 대하여 5차, 고도 h 에 대하여 1차 항으로 구성된 회귀모델을 의미하며, p_{ij} 는 회귀모델의 각 차수에 해당하는 계수를 의미한다. 사용된 계수는 Table 2에 기술하였다. 그러므로 이 한계 마하수 M_{melt}^{poly51} 보다 마하수가 작을 경우 극초음속 비행체의 열적 안전성을 확보할 수 있다.

$$12km \leq h \leq 20km \tag{7}$$

$$20sec \leq t \leq 180sec \tag{8}$$

$$6 \leq M \leq 12 \tag{9}$$

$$M_{melt}^{poly51}(t,h) = p_{00} + p_{10}t + p_{01}h + p_{20}t^2 + p_{11}th + p_{30}t^3 + p_{21}t^2h + p_{40}t^4 + p_{31}t^3h + p_{50}t^5 + p_{41}t^4h \tag{10}$$

그리고 구성한 회귀모델의 정확도를 확인하기 위하여 계산한 결정계수(R^2)는 0.9953이었고, 이를 통해 제시한 회귀모델이 적합하게 구성되었다는 것을 확인하였다.

해석 결과 비행시간이 증가할수록 M_{melt}^{poly51} 값이 작아지는 것을 확인할 수 있었다. 이러한 이유는 공력 가열에 의해 발생하는 열유량 때문에, 구조물에 유입되는 에너지가 시간에 따라 증가하기 때문이다. 또한 고도가 높아질수록 M_{melt}^{poly51} 값이 높아지는 이유는 고도가 상승함에 따라 공기 밀도가 감소하고, 이로 인하여 공력 가열량이 작아지기 때문이다.

Table 2. Coefficients of regression model

p_{00}	p_{10}	p_{01}
1.403	0.007119	0.5909
p_{20}	p_{11}	p_{30}
0.001442	-0.0134	-2.489e-5
p_{21}	p_{40}	p_{31}
1.562e-4	1.547e-7	-8.322e-7
p_{50}	p_{41}	
-3.312e-10	1.648e-9	

Table 3. Flutter mach number corresponding to each altitude in the circumstance without considering aerodynamic heating

Altitude[km]	12	14	16	18	20
Mach No.	5.4	6.75	8.29	10.16	12.12

다음으로는 공력 가열 유무에 따른 영향을 고찰하기 위해, 먼저 공력 가열 효과를 고려하지 않은 극초음속 비행체의 플러터 마하수를 계산하였다. 이를 위해 받음각 3°, 비행 고도 12km~20km로 설정하고 해석을 수행하였으며, 해석 결과로부터 얻은 고도별 플러터 발생 마하수를 Table 3에 제시하였다. 해석 결과 고도가 증가할수록, 비행체의 플러터 마하수가 증가하는 것을 확인할 수 있다. 이는 고도가 높아짐에 따라 공기의 밀도가 낮아지고, 이로 인하여 구조물에 작용하는 동압이 작아지기 때문이다.

그리고 공력 가열을 고려한 극초음속 비행체의 동적 안정성을 계산하였다. 고도/마하수/비행시간을 변경해 가면서 해석을 수행하였으며, 고도별/비행시간별 플러터 발생 마하수를 Fig. 9에 다이어그램 형태로 도시하였다.

Figure 9에는 공력 가열이 극초음속 비행체 구조물의 동적 불안정성에 미치는 영향을 비교하기 위하여, 공력 가열 효과를 고려하지 않은 극초음속 비행체의 플러터 발생 마하수 $M_{flutter}$ (각 꼭짓점마다 사각형으로 표기한 파란색 경계면)도 함께 도시하였다. 이때 파란색 영역이 비행시간에 따라 변화하지 않는 이유는 공력 가열 현상을 고려하지 않았기 때문에 비행시간이 증가하여도 재료의 물성치가 변화하지 않고, 이로 인해 플러터에 영향을 미치지 않기 때문이다. 하지만 공력 가열 현상을 고려한 경우에는 비행시간이 증가할수록 공력 가열에 의한 효과로 인해 재료 물성치 등이 변하게 되고, 결국 Fig. 9에 $M_{flutter}^{heat}$ (각 꼭짓점마다 삼각형으로 표기한 녹색 경계면)로 나타낸 바와 같이 플러터 마하수에 크게 영향을 미치게 된다. 그리고 모든 비행 조건에서 $M_{flutter}^{heat}$ 가 $M_{flutter}$ 보다 낮게 계산되는 것을 확인할 수 있었다. 이러한 이유는 공력 가열로 인해 상승한 구조물의 온도가 구조물의 강성을 낮추기 때문이다. 또한 비행시간이 짧아지면 $M_{flutter}^{heat}$ 가 $M_{flutter}$ 에 근접해지는 것을 확인할 수 있었다. 이러한 이유는 연구 대상이 열 방호 시스템을 가지고 있고, 이로 인해 내부 구조물의 온도가 고온으로 상승하지 못했기 때문이다.

한편 해당 고도 및 비행시간에서 구조 건전성에 영향을 미치는 요인을 비교 고찰하기 위해 열적 안전성을 확보하기 위한 마하수 M_{melt} (각 꼭짓점마다 원으로 표기한 빨간색 경계면)도 함께 Fig. 9에 도시하

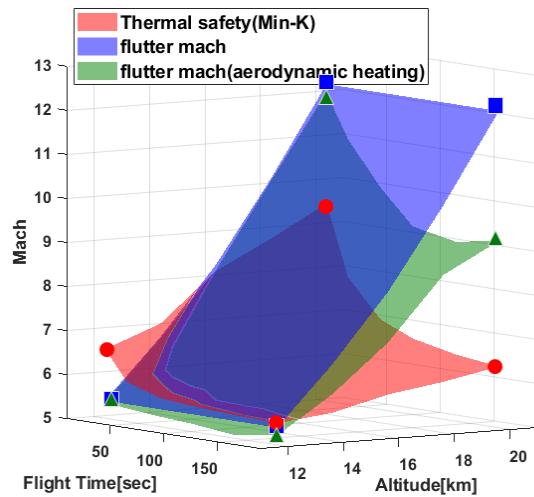


Fig. 9. Proposed diagram indicating the boundary thermal safety, of dynamic instability, of dynamic instability affected by aerodynamic heating

였으며, 동일 비행시간에 대한 거동을 비교하기 위해 Fig. 10에는 비행시간 180초에서의 결과를 2차원적으로 도시하였다.

공력 가열을 고려하지 않는 경우에는 마하수가 $M_{flutter}$ 보다 낮은 조건에서 구조건전성이 확보된다는 결론을 얻게 된다. 하지만 실제 극초음속 비행체에는 공력 가열 현상이 발생하며, 이러한 공력 가열을 고려할 경우에는 동적 안정성과 함께 열적 안전성도 확보되어야 하므로, 마하수가 $M_{flutter}^{heat}$ 와 M_{melt} 모두 보다 작을 경우에만 구조 건전성을 확보할 수 있게 된다. 따라서 두 영역의 교집합인 검은색 점선 내부에서 운용되어야 극초음속 비행체의 구조 건전성을 보장할 수 있는 것이다.

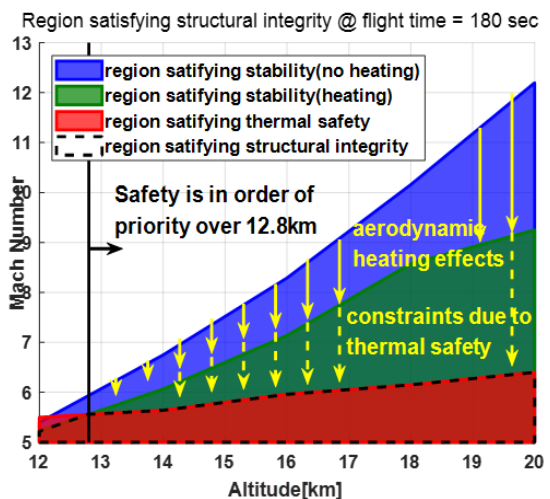


Fig. 10. Region satisfying structural integrity at flight time 180sec

Figure 11에는 Fig. 9에서 $M_{flutter}^{heat}$ 와 M_{melt} 를 z축(마하수)에서 바라본 영역을 도시하였다. 또한 명료한 설명을 위해 3차원 다이어그램을 Figs. 12, 13에 도시하였다. Fig. 11에서 녹색 영역은 $M_{flutter}^{heat}$ 가 M_{melt} 보다 높은 영역이고, 빨간색 영역은 $M_{flutter}^{heat}$ 가 M_{melt} 보다 낮은 영역이다. 즉, 녹색으로 표시된 영역에서는 극초음속 비행체의 열적 안전성을 우선적으로 고려한 구조 설계가 수행되어야 하고, 빨간색 영역에서는 극초음속 비행체 구조물의 동적 안정성을 우선적으로 고려한 설계가 수행되어야 극초음속 비행체의 구조 건전성을 확보할 수 있다. 특히 해석 결과 15.9km 이상에서는 극초음속 비행체의 동적 불안정한 경계가 열적으로 위험한 경계보다 모두 위에 놓여있기 때문에, 15.9km 이상의 임무수행을 위한 구조설계 시에는 열적 안전성만 고려하면 된다. 하지만, 12.8km 이하에서는 극초음속 비행체가 열적으로 위험한 경계가 비행체의 동적 불안정한 경계보다 모두 위에 놓여있기 때문에, 해당 고도 이하의 임무수행을 위한 구조설계 시에는 동적 안정성만 고려하면 된다.

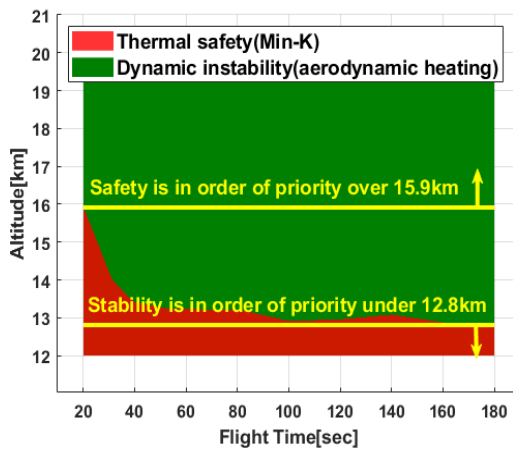


Fig. 11. Upper side view of Fig. 9

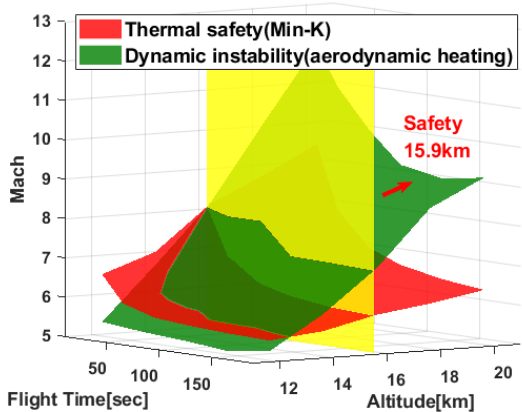


Fig. 12. The region considering the thermal safety in order of priority

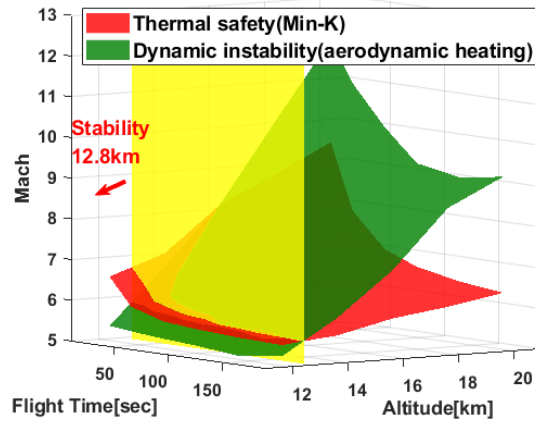


Fig. 13. The region considering the structural stability in order of priority

III. 결 론

본 연구에서는 다양한 비행 환경에 따라 공력 가열 현상이 극구조물의 건전성을 보장할 수 있는 비행영역을 구하고, 해당 비행 임무 조건에서 극초음속 비행체의 구조 건전성을 확보하기 위한 설계 방향을 제시하였다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 한국과학기술원 초고속비행체특화센터에서 수행한 연구의 일환입니다.

References

- 1) Anderson, J. D., Jr., *Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics*, 2nd edition, AIAA Education Series, AIAA Journal, Virginia, U.S.A., 2006.
- 2) Gibbs, Y., "NASA Armstrong Fact Sheet: X-15 Hypersonic Research Program," NASA. URL: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-052-DFRC.html> [updated 7 August 2017].
- 3) Gibbs, Y., "NASA Armstrong Fact Sheet: Hyper-X Program," NASA. URL: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-040-DFRC.html> [updated 7 Aug 2017].
- 4) 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]

5) 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]

6) Wall, M., "X-37B Military Space Plane's Latest Mystery Mission Passes 600 Days," Space.com, URL: <https://www.space.com/x-37b-military-space-plane-otv5-600-days.html> [retrieved 30 April 2019]

7) Kang, Y. C., Kim, K. B., Kim, J. H., Cho, J. Y., and Kim, H. J., "Development of Aerodynamic Thermal Load Element for Structural Design of Hypersonic Vehicle," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 11, 2018, pp. 892~901.

8) 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.

9) Gupta, K. K., Choi, S. B., and Ibrahim, H., "Development Fluid-Dynamics Based Aerothermoelastic Simulation Capability with Application to Flight Vehicles," *Journal of Aircraft*, Vol. 53, No.2, 2016, pp. 360~368.

10) Heeg, J., Gilbert, M. G., and Pototzky, A. S., "Active Control of Aerothermoelastic Effects for a Conceptual Hypersonic Aircraft," *Journal of Aircraft*, Vol. 30, No. 4, 1993, pp. 453~458.

11) Shinjo, J., and Kubota, H., "Numerical Simulation of Surface Melting Due to Aerodynamic Heating," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 47, No. 158, 2005, pp. 281~286.

12) Kim, S. L., Lee, J. H., Kim, I. S., and Cho, K. R., "Aerodynamic Heating Analysis and Flight Test of KSR-III Rocket," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 32, No. 8, 2004, pp. 54~63.

13) Oh, B. S., and Park, J. J., "Aerodynamic Heating Analysis of KSR-II," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 27, No. 4, 1999, pp. 121~127.

14) McNamara, J. J., Friedmann, P. P., Powell, K. G., Thuruthimattam, B. J., and Bartels, R. E., "Aeroelastic and Aerothermoelastic Behaviors," *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 10, 2008, pp. 2591~2610.

15) Lamorte, N., and Friedmann, P. P., "Hypersonic Aeroelastic and Aerothermoelastic Studies Using Computational Fluid Dynamics," *AIAA Journal*, Vol. 52, No. 9, 2014, pp. 2062~2078.

16) Culler, A. J., and McNamara, J. J., "Studies on Fluid-Thermal-Structural Coupling for Aerothermoelasticity in Hypersonic Flow," *AIAA Journal*, Vol. 48, No. 8, 2010, pp. 1721~1738.

17) Pak, C. G., and Friedmann, P. P., "New time-domain technique for flutter boundary identification," *Dynamics specialists Conference, Structures, Structural Dynamics, and Material and Co-located Conference*, Dallas, TX, U.S.A., 1992.

18) McNamara, J. J., and Friedmann, P. P., "Flutter-Boundary Identification for Time-Domain Computational Aeroelasticity," *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 7, 2007, pp. 1546~1555.

19) 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.

20) MIL-HDBK-5H: *Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures*, 1998.

21) Boyer, R., Collings, W. G., and Welsch, G., *Materials Properties Handbook: Titanium Alloys*, ASM International, 1994.

22) Zhang, Y., Yi, Y., Huang, S., and He, H., "Influence of Temperature-Dependent Properties of Aluminum Alloy on Evolution of Plastic Strain and Residual Stress during Quenching Process," *Metals*, Vol. 7, Iss. 6, 2017, URL: <https://doi.org/10.3390/met7060228>.

23) Benck, R. F., and Filbey, G. L., Jr., *Elastic Constants of Aluminum Alloys 2024-T3510, 5083-H131 and 7039-T64 as Measured by a Sonic Technique*, U.S.A. Ballistic Research Laboratories, U.S.A., 1976.

24) Falkiewicz, N. J., and 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.

25) *Abaqus Analysis User's Manual v6.10*.

26) Dowell, E. H., *A Modern Course in Aeroelasticity*, 5th Revision and Enlarged Edition, Springer, Switzerland, 2015.

27) Bousman, W. G., and Winkler, D. J., "Application of the Moving-Block Analysis," *Proceedings of the AIAA Dynamics Specialist Conference*, AIAA, New York, 1981, pp. 755~763

28) Bennett, R. M., and Desmarais, R. N., Curve Fitting of Aeroelastic Transient Response Data with Exponential Functions, NASA SP-415, 1975, pp. 43~58.

29) Meijer, M. C., and Dala, L., "Zeroth-order flutter prediction for cantilevered plates in supersonic flow," *Journal of Fluid and Structures*, Vol. 57, 2015, pp. 196~205.

30) Lamorte, N., and Friedmann, P. P., "Hypersonic Aeroelastic Stability Boundary Computation using Radial Basis Functions for Mesh Deformation," 18th AIAA/3AF *International Space Planes and*

Hypersonic Systems and Technologies Conference, Tours, France, 2012.

31) 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*, Capua, Italy, 2005.

32) Klock, R. J., and Cesnik, C. E. S., "Aerothermoelastic Reduced-Order Model of a Hypersonic Vehicle," *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Dallas, TX, U.S.A., 2015.