

## 초고속 비행체 열방어 시스템 패널의 열구조 특성 분석

이희수\* · 김용하\* · 박정선\*\*† · 구남서\*\*\* · 김재영\*\*\*\*

### Analysis on Thermal Structural Characteristics of Thermal Protection System Panel for a High-speed Vehicle

Heesoo Lee\* · Yongha Kim\* · Jungsun Park\*\*† · Namseo Goo\*\*\* · Jaeyoung Kim\*\*\*\*

#### ABSTRACT

High-speed vehicles are subjected to complex loads, such as acoustic pressure from the engine at launch and aerodynamic heating and aerodynamic pressure during flight. A thermal protection system panel is required to protect internal systems such as the fuel tank of the vehicle from the external environment. This study defines analytical models for heat transfer and thermal structure characteristics of the thermal protection system panel. Furthermore, the study performed parameters analysis to achieve the thermal structural integrity and to make it lighter.

#### 초 록

초고속 비행체는 발사 시 엔진에 의한 음향 압력과 비행 중 공력 가열 및 공기역학적 압력 등 복합적인 하중을 받는다. 이러한 외부환경으로부터 비행체의 연료 탱크 등 내부 시스템을 보호하기 위해 열방어 시스템 패널(Thermal Protection System Panel)이 필요하다. 본 논문에서는 온도 조건에 대해 유한차분법을 이용하여 열방어 시스템 패널의 열전달 모델을 정의하고, 구한 절점별 온도 데이터를 회귀분석을 통해 두께방향 온도 구배의 함수로 정리하였다. 도출한 온도 이력과 극한 압력 하에서 열방어 시스템 패널의 열구조 특성에 대한 해석적 모델을 정의하였다. 해석적 모델을 이용하여 열방어 시스템 패널의 열구조 특성에 대해 매개변수 분석을 수행하였다. 이를 통해 열방어 시스템 패널의 경량화 및 열구조적 설계 요구조건을 충족하는 설계변수를 도출하였다.

Key Words: Thermal Protection System Panel(열방어 시스템 패널), Thermal Structural Analysis(열구조 특성 분석), Finite Difference Method(유한차분법), Parametric Analysis(매개변수 분석)

\* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\*\* 건국대학교 신기술융합학과

\*\*\*\* 국방과학연구소

† 교신저자, E-mail: jungsun@kau.ac.kr

#### 1. 서 론

초고속 비행체는 비행 중 엔진에 의한 음향 압력, 공력가열과 공기역학적 압력 등 복합적인

하중을 받는다. 이러한 외부환경으로부터 비행체의 연료 탱크 등 내부 시스템을 보호하기 위해 열방어 시스템 패널(Thermal Protection System Panel)이 필요하다. 국외에서는 NASA Langley 연구 센터에서 열방어 시스템 패널을 개발한 사례가 있지만, 국내에서는 연구 및 개발이 전무한 상태이다. 열방어 시스템 패널은 외부환경 하에서 구조물의 변형 및 파손을 방지하도록 설계되어야 한다. 또한 운용비용을 절감하기 위해 무게를 최소화할 필요가 있다. 이를 위해 열방어 시스템 패널의 열구조 특성을 분석하여 경량화 설계할 필요가 있다. 기존 연구에서는 유한요소법을 사용하여 열구조 특성을 분석하였으나, 이는 시간이 많이 들고 모델 변경이 어렵기 때문에 매개변수 분석에는 적합하지 않다. 따라서 열방어 시스템 패널에 대한 매개변수 분석을 수행하기 위해서는 열구조 특성에 대한 해석적 모델의 정의가 필요하다. 이를 위해, 본 논문에서는 열전달 및 열구조 특성에 대한 해석적 모델을 정의하였다. 해석적 모델을 이용하여 열방어 시스템 패널의 열구조 특성에 대해 매개변수 분석을 수행하였다. 이를 바탕으로 열구조적 설계 요구조건을 만족하는 동시에 무게를 최소화 하는 최적 설계변수를 도출하였다.

## 2. 열방어 시스템 패널의 열구조 특성 분석

### 2.1 열방어 시스템 패널

열방어 시스템 패널은 Fig. 1과 같이 인코넬 평판, 단열재, 티타늄 평판으로 구성되어 있다. 인코넬 평판의 윗면은 외부 환경에 노출되어 공력가열 및 공기역학적 압력, 엔진 진동에 의한 음향압력을 받는다. 티타늄 평판 아랫면에는 비행체의 내기가 흐르며 내부 압력은 국부 대기압(local atmospheric pressure)과 동일하다고 가정한다. 공기역학적 압력은 안팎의 압력 차로부터 Eq. 1과 같이 정의하고, 극한 전압(ultimate total pressure)은 Eq. 2를 통해 구한다. 압력 및 온도 조건은 미국 NASA Langley 연구소의 공력해석 데이터를 사용하였다[2]. 열방어 시스템 패널은

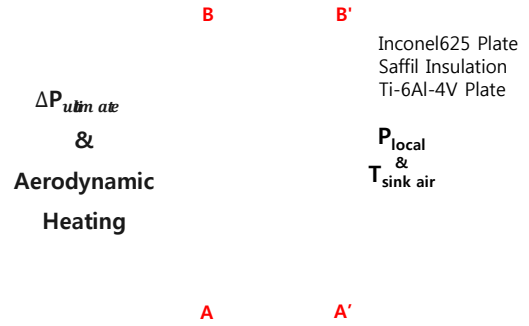


Fig. 1 Configuration and boundary condition of TPS

양 끝단에서 단순지지 되어있고, 각 평판과 단열재는 적층되어있다고 가정한다.

$$\Delta p_{aerodynamic} = P_{local\_static} - P_{atmospheric} \quad (1)$$

$$\Delta p_{ultimate}^{\pm} = 1.4[\Delta p_{aerodynamic} \pm 3\Delta p_{rms,acoustic}] \quad (2)$$

### 2.2 유한차분법을 이용한 열방어 시스템 패널의 열전달 특성에 대한 해석적 모델

열방어 시스템 패널의 열전달은 다음의 유한차분법 식을 이용하여 정식화 될 수 있다. 유한차분 모델의 개략도는 Fig. 2와 같다.

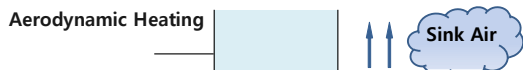
$$T_m^{p+1} = Fo(T_{m+1}^p + T_{m-1}^p) + (1 - 2Fo)T_m^p \quad (3)$$

$$T_m^{p+1} = 2Fo(T_{m-1}^p + BiT_{\infty}^p) + (1 - 2Fo - 2BiFo)T_m^p \quad (4)$$

$$Fo = \frac{\alpha \Delta t}{(\Delta x)^2}, \quad Bi = \frac{h \Delta x}{k} \quad (5)$$

Eq. 3은 임의의 내부 절점  $m$ 에서 1차원 전도를 고려한 유한차분 방정식이고, Eq. 4는 대류가 존재하는 표면 절점에서 유한차분 방정식이다. 하첨자  $m$ 은 임의 절점 위치  $x = m\Delta x$ 를 의미하고, 상첨자  $p$ 는 이산화 된 시간에 대해서  $t = p\Delta t$ 를 의미한다. 표면에서 시간에 따른 가열 조건  $T_0^p$ 는 공력가열 데이터를 적용하였다.

열방어 시스템 패널의 열구조 특성을 해석적



FD model of internal nodes

FD model of surface nodes

Fig. 2 Schematic diagram of finite-difference model of the TPS panel

으로 분석하기 위해서는 두께방향 온도 구배의 함수가 필요하다. 이를 위해 질점 별 과도 열전달 모델을 일정 시간 간격으로 나누고, 두께에 대해 회귀분석 하여 다항식으로 가정하였다.

### 2.3 열방어 시스템 패널의 열구조 특성에 대한 해석적 모델

공력가열 및 극한 압력을 받는 열방어 시스템 패널의 열구조 특성에 대한 지배방정식은 Eq. 6 과 같다.  $w$ 는 열방어 시스템 패널의 굽힘 변위이고,  $p$ 는 초고속 비행체가 비행 중에 받는 극한 압력이다.  $M^*$ 은 온도 구배  $T(z)$ 에 의한 합 모멘트(resultant moment)이며, 이때  $T(z)$ 는 앞서 열전달 모델에서 회귀분석을 통해 도출하였다.

$$D\nabla^4 w = p - \nabla^2 M^* \quad (6)$$

$$w = \frac{px}{24D}(x^3 - 2lx^2 + l^3) - \frac{M^*}{2D}(x^2 - lx) \quad (7)$$

$$M^* = \alpha E \int_{-h/2}^{h/2} T(z)z \, dz \quad (8)$$

### 2.4 열방어 시스템 패널의 열구조 특성에 대한 매개변수 분석

열방어 시스템 패널의 열구조 특성에 대한 주요 변수는 단열재와 각 평판의 두께이다. 본 논문에서는 단열재 두께 및 금속 평판의 두께 변화에 따른 굽힘 변위를 분석하였다.

굽힘 변위가 매우 크면 단열 특성이 변하므로, 이를 방지하기 위해 전체 두께의 10% 미만으로 굽힘 변형의 한계를 설정하였다. 이를 통해 열구조적 설계 요구조건을 충족하면서 무게를 최소화 하도록 하는 최적 설계변수의 수치는 Table 1과 같다.

Table 1. Result of Parametric Analysis

	Value	Unit
Inconel Thickness	1	mm
Titanium Thickness	1	mm
Insulation Thickness	17	mm
Maximum Deflection	1.7275	mm
Weight	419	g

## 3. 결론 및 요약

본 논문에서는 열방어 시스템 패널의 열구조적 건전성을 확보하고 경량화하기 위해 열전달 및 열구조 특성에 대한 해석적 모델을 정의하였다. 또한 열구조 특성에 대해 매개변수 분석을 수행하였다. 이를 통해 열방어 시스템 패널의 열구조적 설계 요구조건을 충족하는 동시에 무게를 최소화 하는 최적 설계변수를 도출하였다.

## 후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 한국과학기술원 초고속비행체특화센터에서 수행되었습니다.

## 참 고 문 헌

1. Carl C. Poteet, "Preliminary Thermal - Mechanical Sizing of a Metallic Thermal Protection System," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 41, No. 2, pp. 173-182, 2004.