

우주비행체 열 방어 재료 특징 및 열 구조해석에 대한 고찰

김현기*, 김성찬
한국항공우주연구원

Consideration on the Characteristics of Thermal Protection Materials and Thermal Structural Analysis of Space Vehicle

Hyun-gi Kim*, Sungchan Kim
Korea Aerospace Research Institute

요약 1944년, 최초의 초음속 비행기 연구 프로젝트인 X-1 프로그램이 시작되어 1947년 최초로 음속 돌파 비행이 성공적으로 수행되었다. 하지만, 비행속도가 증가하면서 공력가열로 인한 기체표면의 온도가 심각한 수준까지 상승하였다. 이에 따라, 극초음속을 비행하는 우주 비행체는 공력 가열로 인한 온도 상승을 막기 위한 열 방어 구조의 필요성이 제기되었다. 열 방어구조는 표면온도에서 비행 운동동안 비행체의 내부 온도를 일정 값 이하로 낮게 유지하면서 비행체의 구조 건전성도 확보해야 한다. 이러한 열 방어구조는 NASA를 중심으로 국외에서 개발된 사례가 있으며, 국내에서도 우주비행체 또는 초음속 항공기에 대한 연구가 진행되고 있다. 하지만, 열 방어구조 기술은 국방과 연관되어 있어 상세한 기술 내용은 비공개 되어 있기 때문에, 열 방어 구조에 대한 국내 기술 자립화가 필요한 상황이다. 이에 따라, 본 연구에서는 우주비행기 구조 및 세부계통 개념연구의 일환으로, 우주비행체 열 방어 구조에 대한 문헌조사와 성능조건을 분석하고, 열 방어 구조의 구성을 파악하였다. 그리고, 열 방어 구조 연구를 위해 NASA에서 개발한 유한요소모델 및 열 방어 구조에 대한 열전달 해석 결과를 분석하고, 단열재 두께에 따른 내부 표면온도 특성을 파악하여 열 방어 구조의 열차단 성능에 대해 검토하였다.

Abstract In 1944, the X-1 program, the first supersonic airplane research project, began, and the first flight above the speed of sound was performed successfully in 1947. On the other hand, as the flight speed increased, the temperature of the aircraft surface due to aerodynamic heating rose to a serious level. Accordingly, the need for a thermal protection structure (TPS) was raised for space vehicles flying at hypersonic speeds to prevent temperature increases due to aerodynamic heating. Nevertheless, the detailed technology has not been disclosed because the TPS technology is related to national defense, so there is a need for domestic technology independence in the TPS. Accordingly, as part of a study on the spacecraft structure and detailed system concept, this study conducted a literature review on the performance conditions for the spacecraft TPS. The composition of the TPS was identified, and the manufacturing process of the TPS panel was analyzed. In addition, the heat transfer analysis results for the finite element model and heat protection structure developed by NASA for the study of TPS were analyzed, and the internal surface temperature characteristics of the insulation thickness were identified to examine the heat barrier performance of TPS.

Keywords : C/C, C/SiC, Space Vehicle, Surface Temperature, Thermal Protection Structure(TPS)

본 연구는 2024년 주요사업(FR24F03, 우주비행기 구조 및 세부계통 개념연구)의 연구비 지원으로 수행되었습니다.

*Corresponding Author : Hyun-gi Kim(Korea Aerospace Research Institute)

email: shotgun1@kari.re.kr

Received February 14, 2024

Accepted April 5, 2024

Revised March 29, 2024

Published April 30, 2024

1. 서론

1957년 구소련의 스푸트니크(Sputnik) 위성이 우주 궤도에 안착되면서 본격적인 우주 개발의 시대가 열리게 되었다. 이후 소련과 미국은 경쟁적으로 우주발사체를 개발하였고, 그 결과로 보이저(Voyager), 루나(Lunar), 카시니-하위헌스 (Cassini-Huygens), 큐리어시티 (Curiosity) 등과 같은 탐사선들이 우주로 발사되었다. 우주 개발을 가능하게 한 우주발사체의 효시는 1942년 폰 브라운 박사가 중심이 되어 개발한 독일의 V-2 로켓이다. 이후 우주발사체는 V-2 로켓을 기반으로 성능을 향상시키면서, Fig. 1과 같이 임무에 따라 다양한 크기의 발사체들로 개발되어 왔다[1]. 이 중 1981년 발사에 성공한 미국의 스페이스 셔틀은 재사용이 가능한 최초의 우주비행체로 지구 재진입에 따른 공력가열 문제 및 이에 따른 구조적 안전성 확보가 해결해야 할 기술적 장벽이었다.

우주비행체 또는 초음속 항공기에 대한 연구는 제2차 세계대전 이후 시작되었다. Fig. 2와 같이 최초의 초음속 항공기에 대한 연구는 X-1 프로그램이다. 그 결과, 1947년 최초로 음속 돌파 비행이 성공적으로 수행되었고, 현재는 X-43A와 같은 극초음속 실험기에 이르고 있다[2,3]. 하지만, 비행속도가 증가하면서 공력가열로 인한 기체표면의 온도가 심각한 수준으로 상승하여 내열구조에 대한 연구의 필요성이 제기되었다. 이에 따라, 극초음속으로 비행하는 우주비행체는 공력가열로 인한 온도 상승을 막기 위한 열 방어 구조와 그에 대한 구조건전성 확보 연구가 수행되어 왔다. Buffenoir 등은 중형급 대기권 재돌입 실증기(Intermediate Experimental Vehicle, IXV)에 대한 TPS를 설계하고, TPS 조립체 개발 및 인증시험을 수행하였다[4]. Wei 등은 탄소/탄화규소 복합재(Carbon/Silicon Carbide Composite, 이하 C/SiC) 샌드위치 패널의 기계적, 열적 특성 분석을 통해 ITPS(Integrated Thermal Protection System)의 적용을 연구하였고[5], Kubota 등은 재진입 캡슐의 무게를 줄이기 위해 새로운 경량 열 보호 시스템을 제안하였다[6]. 또한, Uyanna 등은 재사용 발사체(Reusable Launch Vehicles, 이하 RLV)에 대한 다양한 유형의 TPS 적용을 검토하고 최신 TPS 기술수준을 제시하였으며[7], Le 등은 극초음속 항공기(hypersonic vehicle)에 적용하는 다양한 TPS 유형의 샌드위치 구조의 구조 설계 및 재료 설계를 연구한 바 있다[8]. Kim 등은 극초음속 항공기의 전체 임무 동안 온도 이력을 예측하기 위한 공

기 열역학적 분석을 위한 효율적인 접근 방식을 연구하였으며[9], Glass는 극초음속 항공기용 세라믹 매트릭스 복합재 TPS 및 고온 구조 구성품에 대한 문제와 설계에 대한 연구를 수행한 바 있다[10]. 이러한 열 방어 구조는 미항공우주국(National Aeronautics and Space Administration, 이하 NASA) 주도로 개발되어 왔으며, 국내에서도 우주비행체 또는 초음속 항공기에 대한 연구가 진행되고 있다. 하지만, 해당 기술들은 대부분 국방기술과 연결되어 있어 세부사항은 비공개 되어있기 때문에, 열 방어 구조에 대한 국내 기술 자립화가 필요하다.

본 연구에서는 우주비행기 구조 개념연구를 수행하였다. 이를 위해, 우주비행체에 적용하는 열 방어 구조에 대한 문헌조사와 성능조건에 대해 분석하였다. 또한, 열 방어 구조의 구성을 파악하고, 열전달, 열변형률/응력시험을 위해 NASA에서 제작한 열 방어 구조(TPS: Thermal Protection Structure, 이하 TPS) 패널의 대해 분석하였다[11,12]. 그리고, NASA에서 열 방어 구조 연구를 위해 개발한 유한요소모델 및 열 방어 구조에 대한 열전달 해석 결과를 분석하였다. 또한, TPS의 열차단 성능을 검토하기 위해 단열재 두께에 대한 내부 표면 온도 특성을 파악하였다.

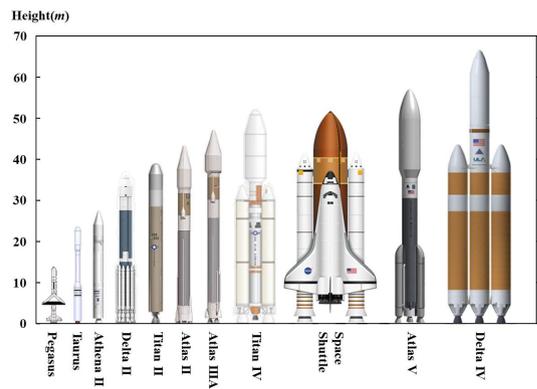


Fig. 1. Space Launch Vehicle Developed by NASA[1]



Fig. 2. Bell X-1 and NASA X-43A[2,3]
(a) X-1 (b) X-43A

2. 열 방어 구조 개요

2.1 열 방어 구조 개요

TPS는 열로부터 우주비행체 내부를 보호하고, 우주비행체 공력면을 유지해주는 역할을 하는데, 우주개발이 시작될 때부터 개발된 TPS는 초기에는 실리카 섬유나 페놀릭 기지의 삭마재료가 사용되었다. 1960년대 들어 개발된 우주왕복선은 세라믹 타일을 사용하였다. 하지만, 우주왕복선은 우주 개발에 큰 획을 그은 발사체였지만, 세라믹 타일은 취성이 크고 외부 충격에 약하고, 유지 보수비가 너무 많이 들어 우주왕복선을 퇴역시킨 이유가 되었다. 1970년대에 NASA 에서는 일체형 X-20 계획에 따라 금속 TPS를 개발하기 시작하였다. 그 결과, Fig. 3 과 같이 초기의 금속 열방패 구조에서 티타늄 다중벽으로 개선된 후, 적응형 견고한 금속 작동식 재사용 (Adaptable Robust Metallic Operable Reusable, 이하 ARMOR) TPS 패널이라고 하는 초내열합금 하니콤 샌드위치 타일(Honeycomb Sandwich Tile)에 도달하게 되었다.

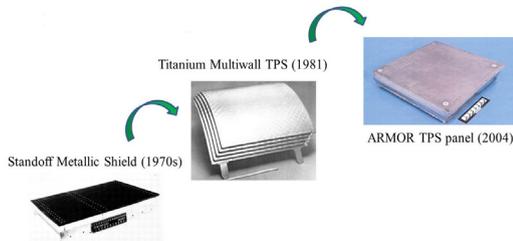


Fig. 3. History of TPS Development[13]

2.2 열 방어 구조 특징

TPS는 고온 환경에서 구조건전성을 유지해야 하기 때문에 초내열합금, 단열재, 내열복합재 등의 소재로 구성된다. 현재 개발되었거나 개발 중인 초내열합금, 단열재, 내열복합재의 특징들은 Table 1과 같다.

Table 1. Characteristics of Super Heat-Resistant Alloy, Insulation Materials, and Heat-Resistant Composite

Material	Characteristic
Inconel X/X-750	<ul style="list-style-type: none"> Used for X-15 shell Withstands up to 650°C High durability against thermal stress
Rene 41 superalloy	<ul style="list-style-type: none"> Nickel-based super heat-resistant alloy Used in X-20 truss structures Withstands up to 980°C

Titanium-Aluminium alloy (Ti-Al alloy)	<ul style="list-style-type: none"> Developed as a material for scram jets Withstands up to 650°C
Safill Blanket	<ul style="list-style-type: none"> Alumina fiber type Withstands up to 1600°C
C/C*	<ul style="list-style-type: none"> High temperature ablation material Withstands up to 3000°C Excellent thermo-mechanical performance
C/SiC**	<ul style="list-style-type: none"> High temperature ablation material Withstands up to 2500°C High oxidation resistance and excellent thermo-mechanical performance Widely used in structures exposed to extreme aerodynamic heating environments.
C/P***, S/P****	<ul style="list-style-type: none"> Low-density ablation material, heat protection material Used as an insulator to block heat

*Carbon Fiber Reinforced Carbon Composite

**Carbon/Silicon Carbide Composite

***Carbon Fiber Reinforced Phenolic Composite

****Silica Phenolic Composite

2.3 열 방어 구조 조건

TPS는 비행체의 외부표면을 구성하면서, 비행체가 운용되는 외부환경에서 성능 요구조건을 만족해야 한다. 또한, 기체와 내부 시스템을 공기역학적 가열로부터 보호하여 비행체의 내부온도를 허용한도 내로 유지하고, 비행 환경조건에서 구조 건전성을 유지해야 한다. 따라서, TPS이 만족해야 하는 성능 조건들은 다음과 같다.

- 공기역학적 압력 및 항력
- 발사시 추진시스템의 진동 및 동적하중
- 비행시 TPS의 진동을 유발하는 동적 압력
- TPS와 내부구조 및 시스템의 열팽창 불일치

이러한 성능 조건들을 바탕으로 TPS에 대한 열-기계적 설계 요구조건을 다음과 같이 정의될 수 있다.

- Heat flux(face): $>2,500 \text{ Btu/ft}^2 \cdot \text{s}$
- Heat flux(gap): $\sim 60\%$ of face
- Coolant temperature: Cryogenic to $1,100^\circ \text{R}$
- Coolant pressure: $4,000 \text{ psi}$
- Acoustic pressure: $>176 \text{ dB}$

Fig. 4는 우주비행체에 대한 열구조 해석을 수행한 예로써, 열하중에 대한 TPS의 구조 건전성을 평가하기 위해서는 열 유속 조건이 요구되는데, NASA에서는 Fig. 5와 같이 열 유속 이력을 정의하였다[14].

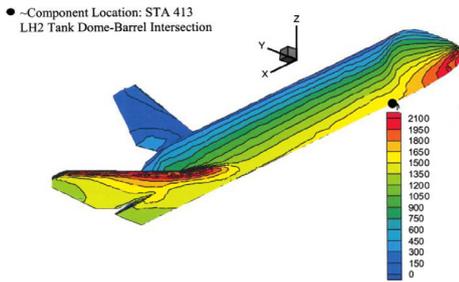


Fig. 4. Maximum Radiation Equilibrium Surface Temperature[14]

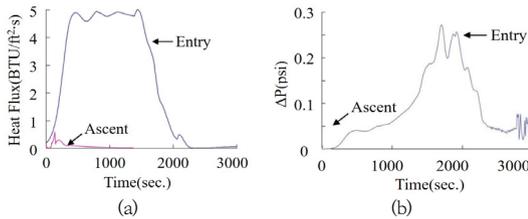


Fig. 5. History of Heat Flux and Pressure[14]
(a) Heat Flux History (b) Pressure Loading History

3. TPS 구조 모델링 및 열 구조해석

3.1 1차원 열전달 해석

본 연구의 주요 목적 중 하나는 열 방어 구조의 초기 두께를 결정하는데 있다. 이를 위해 1차원 모델을 사용하여 두께 방향으로 열 분포를 파악하여 우주비행기 내부를 보호할 수 있는 두께를 결정한다. 열 구조해석을 위해 Fig. 6과 같이 TPS를 유한한 두께의 반무한 평판으로 가정하였다. 반무한 평판에 대한 지배방정식은 Eq. (1)과 같다.

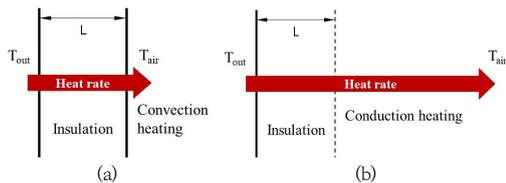


Fig. 6. Heat Structure Problem of Heat Protection Structure
(a) Finite Wall (b) Semi-infinite Wall

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = \frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t} \quad (1)$$

여기서, α 는 열확산도이며, Eq. (2)로 표현된다.

$$\alpha = \frac{k}{\rho c_p} \quad (2)$$

k, ρ, c_p 는 소재의 열전도율, 밀도 그리고 비열을 의미한다.

이러한 지배방정식의 해는 Eq. (3)과 같이 나타낼 수 있다. T_i 는 반무한 평판의 초기 온도이다. 외부 표면은 공력가열에 대한 온도조건을 부여하였으며, 초기 온도는 내부표면의 내부공기 온도($T_{air}=25^\circ\text{C}$)를 부여하였다.

$$\begin{aligned} \frac{T(x,t) - T_{out}}{T_i - T_{out}} &= \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^\eta e^{-u^2} du, \quad \eta = \frac{x}{2\sqrt{\alpha t}} \\ &= \text{erf}(\eta) \\ &= 1 - \text{erfc}(\eta) \end{aligned} \quad (3)$$

3.2 2차원 유한요소해석

Fig. 7은 2차원 유한요소해석을 위한 TPS의 유한요소 모델이다. TPS의 열차단 성능을 검토하기 위해 단열재의 두께(50mm)만 고려하였으며, 요소는 2차원 요소인 DC2D8을 사용하였다. 경계조건으로는 외부 표면의 온도를 $1,000^\circ\text{C}$ 로 부여하였으며, 내부표면은 25°C 공기의 대류조건을 부여하였다.

유한요소해석은 ABAQUS를 이용하여 수행하였으며, 해석결과는 Fig. 8과 같다. 유한요소 해석결과는 100초에서 1차원 해석 결과보다 2.03°C 정도 낮은 것을 확인할 수 있으며, 이는 유한요소해석의 경우 두께가 유한하여 열전달 특성이 다르기 때문이다. 참고로, TPS의 열전달 특성 분석은 1차원 열전달해석 기법의 정확도를 높이기 위해 2차원 유한요소해석 결과에 보정계수를 적용하였다.

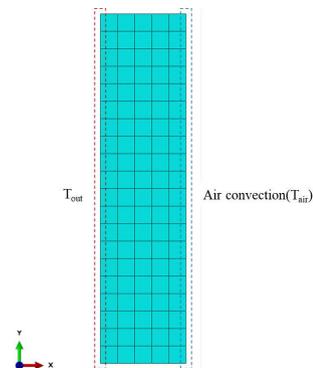


Fig. 7. Finite Element Model

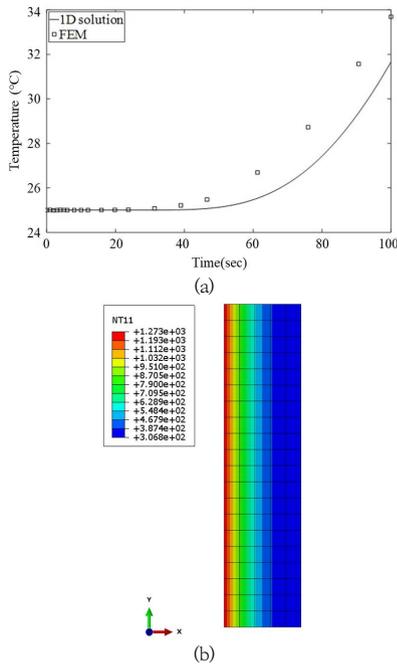


Fig. 8. Result of Finite Element Analysis
(a) Internal Surface Temperature (b) Distribution of Temperature(Absolute Temperature)

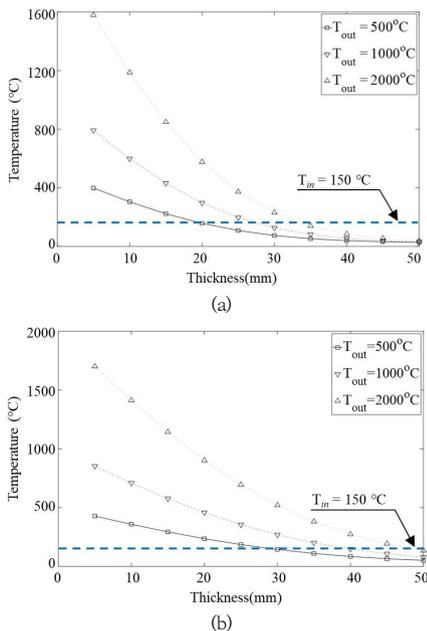


Fig. 9. Heat Transfer Characteristics Analysis for Insulation Thickness
(a) Aerodynamic Heating Time: 100seconds
(b) Aerodynamic Heating Time: 200seconds

3.3 단열재 두께에 따른 열전달 특성 분석

TPS의 열차단 성능을 검토하기 위해 1차원 해석모델을 이용하여 단열재 두께에 대한 내부 표면온도 특성을 검토하였다. 공력가열 시간은 100초와 200초로 설정하였으며, 단열재의 두께는 5~50mm까지 고려하였다. 또한, 외부 표면은 공력가열에 대한 온도조건 500°C, 1,000°C, 2,000°C를 부여하였으며, 해석 결과는 Fig. 9와 같다. 그 결과, 우주비행체 표면의 최대온도(Fig. 4)인 약 2,000°C에서 내부층에 탄소섬유복합재를 사용할 수 있는 온도조건(150°C 이하)을 만족하는 단열재 최소 두께는 공력가열 시간 100초 인 경우는 35mm, 공력가열 시간 200초 인 경우는 49mm로 분석하였다.

4. 결론

본 연구에서는 우주비행기 구조 및 세부계통 개념 연구의 일환으로 TPS의 구조와 성능을 분석하여 TPS의 열 구조특성에 대한 개념적 분석을 수행하였다. 그리고, 해당 기술을 선도해 온 NASA의 TPS 연구 결과를 기반으로 TPS에 대한 하중 및 열-기계적 설계 요구조건을 분석하고, TPS의 열전달 해석 결과와 TPS 타일의 개발 과정을 검토하였다. 그 결과,

1. 우주비행체 표면의 최대온도는 약 2,000°C 이다.
2. 내부층에 탄소섬유 복합재를 사용하기 위한 단열재 최소두께는 공력가열 시간이 100초 일 때는 35mm, 공력가열 시간이 200초 일 때는 49mm로 파악되었다.
3. 향후, 우주비행체용 TPS에 대한 기본 및 상세설계 단계에서는 공기역학적 압력과 음향압력을 고려한 구조특성과 다층 복합재 구조의 TPS 열구조 특성에 대한 분석이 필요하다. 또한, 체결부를 포함한 TPS의 상세 열구조 특성 및 TPS support system에 대한 구조설계 및 해석이 수행되어야 할 것으로 사료된다.

References

[1] <https://perfectastronomy.com/news/comparison-nasa-orbital-launch-systems>
[2] https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Bell_X-1.jpg

- [3] <https://www.nasa.gov/image-article/x-43a-hyper-x>
- [4] François Buffenoir, Céline Zeppa, Thierry Pichon, Florent Girard, "Development and flight qualification of the C-SiC thermal protection systems for the IXV", *Acta Astronautica*, Vol.124, pp.85-89, 2016.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.02.010>
- [5] Kai Wei, Kaiyu Wang, Xiangmeng Cheng, Yong Peng, Maojun Li, Xujing Yang, "Structural and thermal analysis of integrated thermal protection systems with C/SiC composite cellular core sandwich panels", *Applied Thermal Engineering*, Vol.131, pp.209-220, 2018.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2017.12.009>
- [6] Yuki Kubota, Ousei Miyamoto, Takuya Aoki, Yuichi Ishida, Toshio Ogasawara, Shinjiro Umezu, "New thermal protection system using high-temperature carbon fibre-reinforced plastic sandwich panel", *Acta Astronautica*, Vol.160, pp.519-526, 2019.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.02.004>
- [7] Obinna Uyanna, Hamidreza Najafi, "Thermal protection systems for space vehicles: A review on technology development, current challenges and future prospects", *Acta Astronautica*, Vol. 176, pp.341-356, 2020.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.06.047>
- [8] Vinh Tung Le, Ngoc San Ha, Nam Seo Goo, "Advanced sandwich structures for thermal protection systems in hypersonic vehicles: A review", *Composites Part B: Engineering*, Vol.226, 2021.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2021.109301>
- [9] Kim G, Kang YC, Woo J, Kim JH, Cho JY. "Efficient prediction of the temperature history of a hypersonic vehicle throughout the mission trajectory with an aerodynamic thermal load element", *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol.21, No.2, pp.363-79, 2020
- [10] Glass D. "Ceramic matrix composite(CMC) thermal protection systems (TPS) and hot structures for hypersonic vehicles", *15th AIAA international space planes and hypersonic systems and technologies Conference*, AIAA 2008-2682, Dayton, Ohio, USA, April 2008
- [11] J. Dorsey, C. Poteet, R. Chen, K. Wurster, "Metallic Thermal Protection System Technology Development: Concepts, Requirements and Assessment Overview", *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, AIAA 2002-0502, Reno, NV, USA, January 14-17, 2002.
DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2002-502>
- [12] M. Blosser, Roger R. Chen, I. Schmidt, J. Dorsey, C. Poteet, R. K. Bird, "Advanced Metallic Thermal Protection System Development", *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, AIAA 2002-0504, Reno, NV, USA, January 14-17, 2002.
DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2002-504>
- [13] Max L. Blosser, Carl J. Martin, Kamran Daryabeigi, Carl C. Poteet, "Reusable Metallic Thermal Protection Systems Development", NASA Langley Technical Report Server, Technical Report, 25 March 1998.
- [14] M. L. Blosser, R. R. Chen, I. H. Schmidt, J. T. Dorsey, C. C. Poteet, R. K. Bird and K. E. Wurster, "Development of Advanced Metallic Thermal-Protection-System Prototype Hardware", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.41, No.2, pp.183-194, 2004.
DOI: <https://doi.org/10.2514/1.9179>

김 현 기(Hyun-gi Kim)

[정회원]



- 2000년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부 (학사)
- 2002년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부 (석사)
- 2006년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부 (박사)
- 2006년 2월 ~ 2007년 12월 : 현대중공업 선임연구원
- 2007년 12월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 책임연구원

<관심분야>

항공기 구조해석, 구조최적화

김 성 찬(Sungchan Kim)

[정회원]



- 1988년 2월 : 한국항공대학교 항공기계공학과 (학사)
- 1998년 8월 : 한국항공대학교 항공기계공학과 (석사)
- 2009년 2월 : 충남대학교 항공우주공학과 (박사)
- 1991년 3월 ~ 1994년 12월 : (주)광림 과장
- 1995년 2월 ~ 2000년 7월 : 한국항공우주산업 선임연구원
- 2000년 9월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 책임연구원

<관심분야>

항공기 구조설계 및 세부계통