

우주비행기 열보호 시스템의 설계 및 개발 현황

윤용식^{1,†}, 최기혁²

^{1,2}한국항공우주연구원

Design and Development Status of a Thermal Protection System for a Spaceplane

Yong-Sik Yoon^{1,†} and Gi-Hyuk Choi²

^{1,2}Korea Aerospace Research Institute

Abstract

The demand for the development of atmospheric entry vehicles, dealing with reentry and solar-system planet exploration, is increasing. Generally, atmospheric drag and heating accompany the entry into atmospheric air. Accordingly, the selection of the thermal protection materials and the design and application of the thermal protection system are very important. In this paper, the atmospheric entry environment and the type and characteristics of the thermal protection materials are discussed. The design and application status of a thermal protection system for spaceplanes are described.

초 록

지구 재진입 비행체와 태양계 행성의 대기권 진입 비행체의 개발 요구가 증가하고 있다. 일반적으로 대기권 진입에는 대기 항력과 가열 환경이 동반하여 이에 따른 열보호 소재의 선정과 열보호 시스템의 설계와 적용이 매우 중요하다. 본 논문에서는 대기권 진입 환경과 우주 비행기의 열보호 소재의 종류와 특징을 고찰하였다. 그리고 우주비행기에 사용하는 열보호 시스템의 설계 및 활용 현황 등에 대하여 기술하였다.

Key Words : Re-entry(지구 재진입), Atmospheric Drag(대기 항력), Spaceplane(우주비행기), Spacecraft(우주 비행체), Thermal Protection System(열 보호 시스템), Thermal Protection Material(열보호 소재)

1. 서 론

2018년 2월 6일 미국 케네디 우주 센터에서 팔콘 헤비(Falcon Heavy) 로켓이 약 64 톤의 탑재체를 싣고 우주 공간에 발사되었고, 로켓 부스터가 최대 180 km까지 상승한 후 최대 Mach 5상태에 노출되면서 다시 지구로 재진입하여 안전하게 착륙하는 능력을 과시하였다. 로켓을 개발한 스페이스 X사의 엘런 머스크는 2024년 부터 우주인을 화성에 보내겠다는 계획을 발

표하기도 했다. 또 일본의 하야부사와 같은 우주비행체는 소행성 탐사와 샘플 회수 임무에 따라 지구로 귀환하면서 지구 재돌입 비행을 수행한 바 있다. 이와 같이 우주공간에서 지구 혹은 태양계 행성 대기권 진입을 위한 기술적 요구가 계속 증가하고 있다.

일반적으로 우주 비행체는 지구나 행성의 대기권을 통과하면서 대기 항력(atmospheric drag)과 공기 역학적 가열 환경을 거치게 된다. 즉 우주비행체가 대기층을 통과하는 과정은 먼저 저밀도 공기층에서 감속한 후 고밀도 공기층으로 자유 낙하하므로 빠른 속도로 공기와 부딪치면서 1,100 ℃ ~ 3,300 ℃ 이상의 고온으로 가열되며 이때 공기가 연소되지 않아 플라즈마화

가 된다. 특히 대기권 진입에 따른 수천도의 온도 발생은 우주 비행체의 고속 비행으로 공기를 빠르게 밀쳐내어 그 충격파로 인한 단열압축 현상 때문이다. 이와 같은 가혹한 유동 환경에 노출되는 비행체를 보호하기 위해 고도로 강화된 내열 재료로 비행체를 보호해야 한다. 이러한 열 보호 구조물을 열 보호 시스템(Thermal Protection System, 이하 TPS)라 하고 TPS에 사용되는 소재를 열 보호 자재(Thermal Protection Material, 이하 TPM)이라 한다.

대기권 진입에 따른 TPS의 개발은 탄도 미사일의 발사 범위와 속도가 증가함에 따라 발전하였다. 1950년대 초 미국 Ames Research Center에서는 8,000 km ~ 12,000 km 거리의 항속 거리를 가지는 첫 ICBM을 현대적인 열차폐와 끝이 뾰족한 형태의 비행체로 개발하였다. 그리고 1960년대에 미국 아폴로 유인우주선의 개발에 따라 TPM 및 TPS의 체계적인 개발이 수행되었다. 특히, 1970년대부터 개발을 시작하여 1981년 첫 발사 이후 2011년까지 약 30년 동안 운용해 온 미국의 우주왕복선에 적용되는 TPS로 인하여 비약적인 기술개발이 있었다. 현재는 준궤도 우주 비행체의 개발, 재사용 발사체 그리고 태양계 행성 및 심우주 탐사선 등을 위한 첨단 TPM 및 TPS의 연구 개발이 수행되고 있다[1].

본 논문에서는 대기권 진입의 극한 환경을 기술하고 대기권 진입 비행체에 사용되는 TPM의 선정 및 TPS의 설계 기법 그리고 그에 대한 적용 및 활용 등에 대하여 고찰하였다.

2. 대기권 진입 환경

2.1 대기권 진입의 정의

대기권 진입은 특정 물체가 우주공간에서 행성이나 소행성의 대기권으로 진입하는 것을 의미한다. 대기권 진입에는 2 가지 유형이 있다. 먼저 우주 파편이나 유성 등에 의한 제어되지 않는 진입과 미리 결정되거나 예상되는 궤적에 따른 우주 비행체에 의해 통제되는

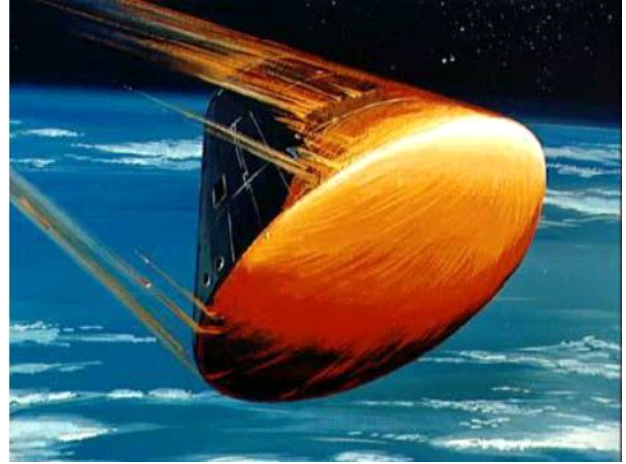


Fig. 1 Apollo Command Module's Reentry[2]

지구 진입이나 지구 재진입이다. 우주비행체의 제어되는 대기권 진입(Entry), 하강(Descent) 및 착륙(Landing)을 위한 기술 및 절차를 EDL이라고 약칭한다[2].

재진입(Re-entry)라는 용어는 현재 지구 재진입(Earth Re-entry)과 대기권 진입(Atmospheric Entry)이라는 중의적인 의미로 사용되고 있다. 과거 아폴로 임무 등과 같이 지구 대기권 밖에서 비행하던 우주 비행체가 Fig. 1과 같이 지구로 재진입하는 것으로 re-entry라는 용어를 사용하였다. 그러나 패스파인더와 같은 화성 탐사를 위한 행성으로의 진입이나 하야부사와 같은 소행성으로의 진입에 대하여 대기권 진입과 재진입(Re-entry)라는 용어를 같이 사용하기도 한다.

2.2 대기권 진입 환경 및 비행

지구의 대기권 진입은 고도 100 km에서 발생하고, 금성의 대기권 진입은 고도 250 km, 화성의 대기권 진입은 약 80 km에서 발생한다. 우주 파편 등과 같은 제어되지 않는 물체의 지구 재진입 시 지구 중력의 영향으로 대기권을 통해 극단적인 속도로 가속된다. 제어되는 대부분의 물체는 대륙 간 탄도 미사일과 같은 준 궤도, Fig. 2의 우주 왕복선과 같은 궤도에서 초음속으로 진입한다. 이와 같이 극한 속도로 대기권 진입과 비행을 할 수 있도록 다양한 첨단 기술로 우주비행기가 개발되고 있다.

대기권 진입에서 대기권의 항력과 공기역학적 가열

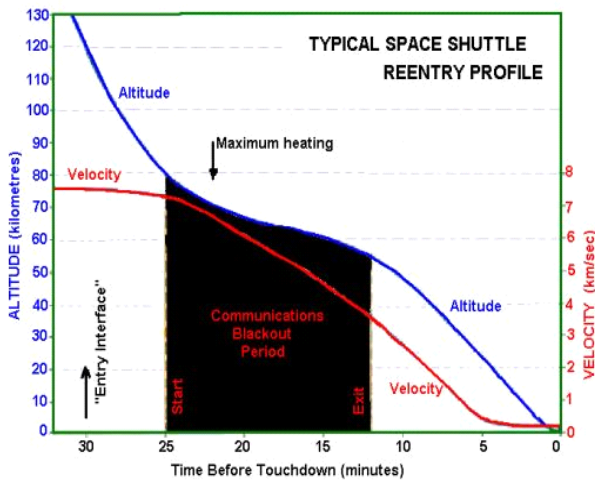


Fig. 2 Space Shuttle Reentry Profile[3]

은 작은 물체를 완전히 붕괴시킬 수 있는 대기 분열을 일으킬 수 있다. 이러한 힘은 낮은 압축력으로 물체를 폭발 시킬 수 있다.

유인 우주선은 낙하산이나 공기 브레이크를 실행하기 전에 아음속까지 감속시켜야 한다. 이러한 우주 비행체는 일반적으로 50 MJ ~ 1,800 MJ의 운동에너지를 가지고 있으며, 노출되는 대기를 분산시켜 운동에너지를 소비하도록 하는 비행을 수행한다.

우주 비행기의 경우 지구 대기권에 진입하면서 감속하는 데 필요한 로켓 연료의 양은 처음에 가속하는데 사용되는 양과 거의 동일하며 지구 재진입을 위해 역추진 로켓을 사용하는 것은 매우 비실용적이다. 열 차폐 표면에 발생하는 고온은 단열 압축에 의한 것으로 우주 비행기의 운동 에너지는 궁극적으로 대기권 진입 후 가스 마찰 즉 점도를 잃어버린다. 다른 더 작은 에너지 손실은 고온 가스에서 직접 발생하는 흑체 복사와 이온화 가스 사이에 화학 반응 등도 포함한다[2]. 그리고 우주비행기의 경우 지구 탈출 속도인 7.8 km/s보다 빠른 속도로 공전한 후 대기 중에 진입하게 된다. 고도 약 100 km 부터 대기 밀도와 압력이 급격히 증가하는 공력 가열 및 항력을 받기 시작한다. 이때 마하 20 이상의 높은 속도가 되어 극초음속 유동으로 극심한 공력 가열이 발생하여 비행체 표면 온도가 1,200 °C ~ 2,700 °C 이상으로 증가하여 표면 구성 물질의 삭마를 유발한다. 이를 위해 우주비행기의 열

방어 구조물이 필요하게 된다. 특히 우주비행기 주위의 유동이 이온화 되며 통신 두절도 발생한다. 이때 우주 비행기는 40° 정도의 높은 받음각을 유지하여 공력 가열량을 줄이며 속도를 감소시킨다. 그리고 이 항력을 통해 비행기의 속도를 감속시켜 지상 혹은 해양에 착륙하게 된다[3].

3. TPM 및 TPS의 선정과 설계

3.1 TPS의 정의

TPS는 우주비행체가 대기권에 진입하면서 극심한 공력 가열 등 극한 환경에 노출되는 동안 우주 비행체를 보호하고, 우주 비행체가 우주 궤도에서 운용되는 동안 우주의 열 및 냉각으로부터 우주선을 보호하기 위한 방어 구조 시스템이다. 또 공력 가열에 의한 손상을 막기 위해 비행체의 전면부 노즈(Nose)나 리딩 에지(Leading Edge) 등에 설치되어 사용된다.

3.2 TPM 종류

TPS를 구성하는 열 방어 재료를 TPM이라 한다. TPM은 재사용 TPM과 삭마 TPM으로 구분된다.

먼저 재사용 TPM은 대류 냉각 및 단열재를 이용하여 50 W/m² ~ 150 W/m² 정도의 열 전달량 범위에서 사용하며 진입 환경에 노출된 후에도 TPS의 질량

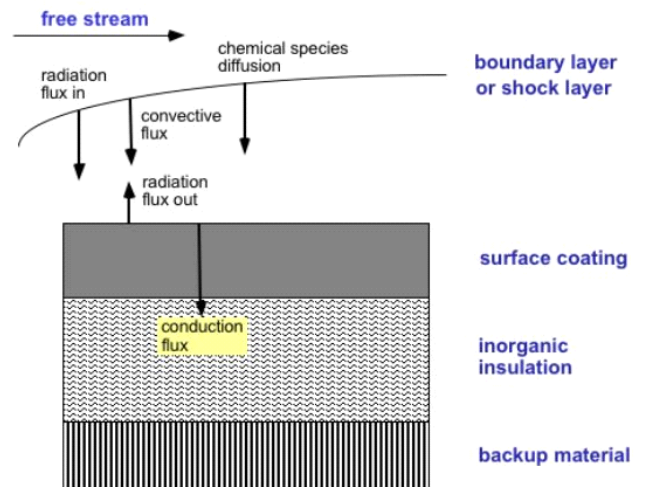


Fig. 3 Reusable TPM[3]

변화와 물성치 변화가 없다. 일반적으로 재사용 TPM의 적용은 우주 왕복선과 같이 비교적 온화한 진입 환경에 사용된다[3].

재사용 TPM의 특성은 Fig. 3과 같이 복사열과 대류열이 가열된 표면으로 상당한 양의 에너지가 재복사되고 나머지는 TPM으로 전도되는 것을 알 수 있다. 이때 자주 사용되는 표면 코팅에 재복사되는 에너지 양을 최대로 하기 위한 높은 방사율이 요구된다. 그리고 가열된 표면에서 해리된 경계층과 재조합하는 것을 억제시켜 대류 가열을 최소화하기 위해 낮은 표면 촉매력을 갖게 하는 것이 유리하다. 또한 주요 절연체 구조체를 절연하는데 필요한 재료의 양을 최소화시켜 낮은 열전도성을 갖도록 하는 것도 중요하다[4].

다음에 삭마 TPM은 탄소 섬유(Carbon Fiber)와 페놀 수지(Phenolic Resin)로 구성되며 TPS의 상변화와 질량 손실에 의한 열보호 메카니즘을 갖는다. 삭마 TPM은 광범위한 응용 분야에서 40년 이상 사용되어 왔다. 특히 모든 NASA의 행성 진입 탐사 임무에서는 삭마 TPM을 사용했다. 삭마 TPM의 특성은 Fig. 4에 나타난 바와 같이 유기성 수지를 접착시켜 사용하는 강화 복합재이다. 이 복합재를 가열하게 되면 수지는 가열된 표면으로 침투하여 경계층에 주입되는 주로 탄화수소인 가스를 생성하게 된다. 또 수지 열분해는 보강재에 침착된 탄소 잔류물을 생성하게 되는데 이 물질이 바로 숯이다. 열분해 공정은 전형적인 흡열 과정이고

열분해 가스가 표면을 향해 퍼져 가열되어 고체에서 가스로 일부 에너지를 전달한다. 경계층으로의 열분해 가스 주입은 경계층 특성을 변경시켜 대류 가열을 감소시킨다. 그러나 가스는 표면의 순수 가열에 영향을 주는 경계층 가스와 화학 반응을 일으킬 수 있다. 또한 표면 물질과 경계층 중 사이의 화학 반응은 표면이 깎이는 표면재의 감소를 초래할 수 있다. 그러한 반응은 기화, 승화와 같은 흡열이나 산화와 같은 발열이 될 수 있고 표면의 순수 에너지에 중요한 영향을 미친다. 주변 환경의 가스와 삭마 TPM과의 상호 작용은 재사용 TPM과 비교하여 접합 가열을 수용할 수 있는 더 많은 메카니즘이 존재하므로 훨씬 더 복잡하다[4].

3.3 TPM 및 TPS의 설계 고려 사항

TPM 및 TPS 설계에서 가장 먼저 고려해야 할 사항은 항공우주 열 환경이다. 즉 자재의 적합성을 검토하는데 사용되는 열 유속, 전단력 및 압력 등의 최대 조건이 우선적으로 고려되어야 한다. 그리고 총 열하중이 TPS의 두께와 그에 따른 열 차폐의 총 무게를 결정하게 된다. 다음은 우주비행체의 적재 중량과 진동 및 음향의 영향에 따른 강도(Strength) 및 강성(Stiffness)으로 삭마재의 한도를 유도하게 된다. 또 저궤도에서의 원자 산소와 자외선 및 장기간의 우주 노출 등 우주 환경도 고려되어야 한다. 그리고 우주비행체의 열 구배 및 배출 특성, 아웃가싱(Outgassing), 손상 허용치, 충격 저항, 수리 가능성 및 보수 등이 TPS 설계를 위해 영향을 미치는 요인들이다[5].

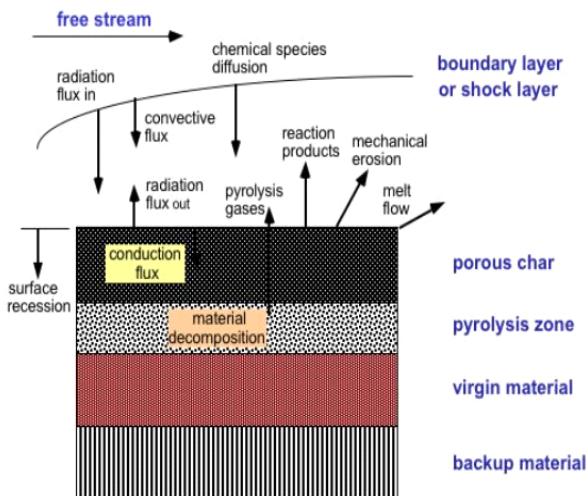


Fig. 4 Ablative TPM[3]

3.4 TPM 선정 및 모델링 방법

TPM을 선정하고 모델링하기 위해서 먼저 Fig. 5와 같이 열 유속, 열 하중 및 압력 등의 우주비행체의 요구 조건과 TPS 무게를 최소화하고 생산성 및 단가 등에 따른 가장 최적의 TPM 후보를 선정한다. 다음에 TPS 선별 시험으로 기본 특성 시험과 아크 켓 검증 시험을 수행한다. 기본 특성을 위한 열물리 상태량은 비열, 열전도율, 삭마에 의한 숯의 비열 등을 측정하고 숯의 열광학 특성 등 광학 상태량을 측정한다. 그리고 열화학적 상태량은 TGA(Thermal Gravimetric Analysis) 실험, DSC(Differential Scanning

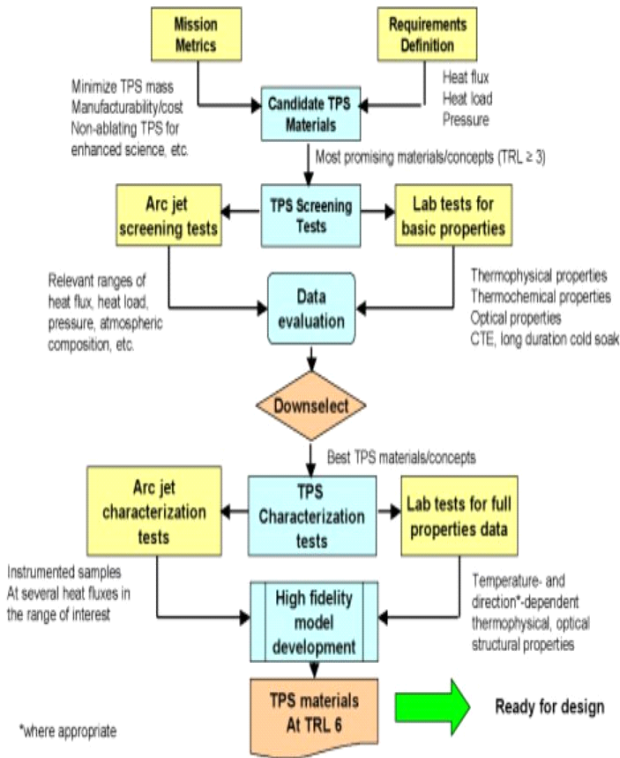


Fig. 5 Approach to TPM & TPS Screening, Characterization and Modeling[5]

Calorimetry) 실험, TPM의 구성 성분과 연소열 등을 측정한다. 또 열 유속, 열 하중 압력 및 대기 구성 등 관련 범위 내에 아크 켓 검증 시험을 수행한 후 기본 특성 데이터와 함께 측정 결과를 분석하여 최적의 TPM을 선정한다.

선정된 최적의 TPM은 전체 특성 데이터를 측정하기 위한 실험을 수행하여 온도와 방향에 따른 열물성과 광학 구조 특성을 결정한다. 또 아크 켓 특성 시험을 수행하여 관심있는 범위 내의 여러 열 유속에서 샘플을 측정하고 요구 조건에 최적으로 만족하는 모델을 개발하며 이러한 일련의 과정 후 TPS 설계를 수행하게 된다[5].

4. TPM 및 TPS의 기술 개발 현황

태양계 행성 및 소행성 등으로 부터의 샘플 회수를

위한 우주 비행체는 지구 재진입 속도에 따라 비행체 전면부(Forebody)의 TPS는 삭마재로 구성된다. Stardust에 사용된 것과 같이 끝이 뾰족한 원뿔형 에어로 쉘 후면부에 열 환경은 전면부 환경보다 덜 심각하다. 이 부분은 노출 조건에 검증된 일부 저밀도 자재를 사용할 수도 있다. RF(Radio Frequency) 통과 TPS 자재는 통신이 가능하도록 요구되는 백셸(Back Shell) 부분에 사용하며 이 요구사항을 만족시키는 많은 후보 자재가 있다.

우주비행체 전면부 열차폐를 위하여 Table 1에 사용 가능한 삭마 TPM, 잠재적인 성능 제한 및 미래의 샘플 회수 우주비행 임무에 적용 가능성이 있는 TPS 등을 나타내었다. 또 Table 1은 우주비행임무에 따라 진입 속도가 13 km/s를 기준으로 2 종류로 구분하였다. 13 km/s 이상의 경우 충격 층에서 이온화 수준이 증가하므로 현재의 CFD 코드가 항공열 환경을 예측하는 능력이 제한적이다. 중·저 밀도 범위에서 진입속도가 13 km/s 미만인 경우 PICA(Phenolic Impregnated Carbon Ablator, 이하 PICA)와 Avcoat 등 2 개 자재는 가능하고 ACC(Advanced

Table 1 TPM & TPS for forebody heat shield for Sample Return applications[6]

Density	Forebody Heat Shield	Supplier	Flight Qual or TRL	Potential Limit		Entry velocity, km/s		Other Potential Missions
				Heat flux, W/cm ²	Pressure, atm	<13	>13	
FOREBODY HEAT SHIELD								
Low-Mid	PICA	FMI	Stardust	~1200	<1	●	▼	SR, CEV, Mars
	Avcoat	Textron	Apollo	~1000	<1	●	✘	Venus (aerocapture)
	ACC	LMA/C-Cat	Genesis	>2000	>1	▼	▼	SR, CEV, Mars
	BPA	Boeing	TRL 3-4	~1000	~1	▼	✘	Venus (aerocapture)
	PhenCarb Family	ARA	TRL 5-6	(1000 - 4000)	>1	▼	▼	MSR, CEV, Venus, Earth
High	3DQP	Textron	DOD (TRL4)	~5000	>1	■	■	SR, Venus
	Heritage Carbon phenolic	Several capable, none active	Venus, Jupiter	(10,000 - 30,000)	>>1	■	■	MSR, Venus, Jupiter, Saturn, Neptune
● Fully capable ▼ Potentially capable, qual needed ■ Capable but heavy ✘ Not capable								

Carbon-Carbon) 등 3개 자재는 잠재적으로 가능한 것으로 나타나고 있다. 저밀도 자재는 일반적으로 질량이 작아 선택하기 좋다. Stardust의 샘플 회수 임무에서 단일체의 PICA 열차폐가 완벽하게 수행되었으나 향후 우주 임무에서는 타일 형태의 더 큰 열차폐가 필요할 수 있다. 타일과 껍 층진 시스템에 대하여 화성 환경에 대한 중요한 검증 프로그램이 필요하다. 다음에 Avocoat는 대형 에어로 셀 구조를 갖는 우주 비행 임무를 수행하는 우주 비행체에 사용할 수 있을 것으로 알려져 있다.

향후 우주 임무에 요구되는 이들 자재에 대한 제작 능력은 산업계에서 지속적으로 유지되어야 한다. 과잉 생산과 재고 누적으로 제작을 중단한 바 있는 PICA와 Avocoat 제작 공정을 최근 다시 부활시키면서 비용과 시간이 많이 소요되는 것을 알게 되었다. 지속적인 TPS 기술 프로그램이 없는 경우 이들 특정 자재에 대한 안정적인 생산 능력이 사라질 수 있다. 결과적으로 과거의 우주 임무에서 성공적인 성능을 보였던 TPM 및 TPS에 대하여 미래에 제조 능력과 전문성이 없어질 수 있는 가능성이 있음을 항상 명심해야 한다.

더 높은 진입 속도에 대하여 3개의 중·저밀도 후보 TPM 및 TPS가 중요한 검증 프로그램을 통하여 사용 가능성을 판단한다. 일반적으로 새로운 TPM이나 TPS를 개발하고 검증하는 데 걸리는 시간은 보통 10년 정도 걸린다. 기존에 완전히 밀집된 카본 페놀은 진입 속도로 인해 발생하는 우주항공 열환경을 처리할 수 있는 능력을 지닌 유일한 자재로 보였지만 질량에 대한 영향이 상당히 크다. 기존 TPM이나 TPS를 사용하는 장점은 성능 데이터베이스와 설계 모델 범위와 성숙도에 있다. 기존의 규격에 따라 TWCP(Tape Wrapped Carbon Phenolic)을 일상적으로 제조하는 여러 공급 업체는 있으나 CMCP(Chopped Molded Carbon Phenolic)는 갈릴레오 프로그램 이후에 거의 제작되지 않고 있다. 또 기존 카본 페놀을 제조하기 위해 사용되는 특정 레이온 전구체(Rayon Precursor)의 공급은 매우 제한적이다. 더욱이, 열 차폐 개발에 적합한 레이온을 제조할 수 있는 능력을 가진 제작사는 사업을 중단하였고 현재 항공우주급 레이온을 공급할 수 있는 곳은 없다. 항공우주급이라는 용어는 균일

하고 일관된 제품을 생산하는 품질관리 시스템을 의미하지만 대부분의 다른 레이온 용도에는 적용되지 않는다. NASA의 Ames Research Center는 NAVY의 전략시스템 프로그램 사무소에서 보유하고 있는 한정된 비축 물량에서 1970년대에 제작된 오래된 레이온을 구입하였고, 고성능 열차폐를 요구하는 우주 임무에 대하여 최적의 크기로 약간의 기존 카본 페놀 열차폐만을 조립할 수 있도록 허용한 바 있다. 기존 카본 페놀 제작 능력을 회복하면 고속 샘플 회수 임무에 대하여 더 빠르고 값싼 효과적인 설계를 할 수 있다. 또 기존의 카본 페놀 자재에 대한 대안으로 사용이 가능한 항공우주급 레이온 전구체로부터 카본 페놀을 개발하는 작업을 수행해야 한다. 이러한 투자는 샘플 회수 임무뿐만 아니라 금성, 외계 행성 그리고 화성 샘플 회수 임무에도 직접적으로 도움이 될 것이다.

우주비행체 후미에 대한 열 관리 요구 사항에 대하여 Table 2에 몇 가지 적합한 TPS를 나타내고 있다. 그러나 대부분의 TPS는 특정 임무와 관련된 수행 능력을 검증하기 위한 검증 프로그램을 요구한다. TPS 중 일부는 모든 임무 단계를 통하여 통신이 가능하도록 RF가 통과된다.

또 기존 TPM 및 TPS의 제조 능력을 회복하는 것뿐만 아니라 현재 제조능력을 지속적으로 유지할 필요

Table 2 TPM & TPS for back shell heat shield for Sample Return applications[6]

Density	TPS	Supplier	Flight Qual or TRL	Potential Limit		Entry velocity, km/s		Other Potential Missions
				Heat flux, W/cm ²	Pressure, atm	<13	>13	
BACKSHELL TPS								
Low	SLA 561V*	LMA	Mars	~ 300*	< 1	●	●	Mars, Earth
	SRAM Family	ARA	TRL 5-6	< 300	~ 1	▼	▼	Mars, Venus (backshell)
	SIRCA†	Ames	Mars	< 150	> 1	▼	✖	Mars, Venus
	Acusil III†	ITT	DOD	~100	< 1	▼	✖	Mars
High	Teflon (PTFE)†	Several	Varies	>500	>1	■	■	Mars, Venus, Earth, Saturn
	AD3DQ†	Textron	DOD	< 2500	> 1	▼	▼	DoD

● Fully capable ▼ Potentially capable (qual. needed) ■ Capable but heavy ✖ Not capable

*For low shear environments

†RF transparent

성에도 불구하고, 고층대기 상부의 진입 속도 범위에서 샘플 회수 진입 기술에 대한 TPM 및 TPS 개발에 상당한 격차가 존재한다. 이러한 격차를 메울 수 있는 PhenCarb와 같은 신규 중간 밀도 TPM은 TRL 등급이 5 이상으로 높이기 위한 광범위한 지상 시험과 비행이 아직 부족한 것으로 알려져 있다. 이들 TPM은 완전히 조밀한 카본 페놀을 사용하여 임무에 비해 샘플 무게가 큰 것을 사용하는 것도 고려 중인 것으로 알려져 있다[3][6, 7].

5. 결 론

본 논문에서는 대기권 진입 환경과 TPM 및 TPS의 설계 기법 그리고 TPM 및 TPS의 개발 현황 등에 대하여 고찰하였다. 또 대기권 진입에 따른 극초음속과 그에 수반되는 3000 K의 온도 환경 및 재진입 비행기의 운전 기법 등을 기술하였다. 다음에 재사용 TPM과 삭마 TPM의 특징과 단열 과정을 고찰하고 TPM 및 TPS 설계를 위한 고려 사항과 모델링 방법 등도 고찰하였다. 그리고 여러 종류의 TPM 및 TPS에 대한 적용 및 활용 방법 그리고 개발 현황에 대해서도 기술하였다.

현재 국내에서는 달 탐사 및 심우주 탐사 사업 등 우주 탐사에 대한 관심이 높아지고 있는 실정이다. 이를 위해서는 행성 및 소행성에서의 자원 탐사를 위해 샘플 채취 후 지구에 재진입하는 우주 비행체와 태양계 행성의 대기권 진입을 위한 우주 비행체 등의 개발이 필수적이다.

이에 따라 본 논문에서 기술하고 있는 주요 TPM 및 TPS에 대한 보다 깊이 있는 연구가 요구된다. 그리고 향후 국내에서 개발되는 지구 재돌입 우주비행체나 대기권 진입을 위한 우주 비행체의 TPM 및 TPS 개발에 본 논문이 기초 자료로 활용되기를 기대한다.

References

[1] Boris Chertok, "Rockets and People", NASA History Series, 2006.

- [2] https://en.wikipedia.org/wiki/Atmospheric_entry#cite_note-4, 2018
- [3] G. H. Kim, "Spaceplane Concept Design and TPS Technology Introduction," KARI Seminar, June, 2017.
- [4] B. Laub and E. Venkatapathy, "Thermal Protection System Technology and Facility Needs for Demanding Future Planetary Missions," International Workshop on Planetary Probe Atmospheric Entry and Descent Trajectory Analysis and Science, Lisbon, Portugal, October 2003.
- [5] D. Curry, "Thermal Protection System Needs," The Boeing Company, November 2011.
- [6] E. Venkatapathy(Lead) and 90 Co-authors, "Thermal Protection System Technologies for Enabling Future Sample Return Missions," White Paper to the NRC Decadal Primitive Bodies Sub-Panel, NASA ARC, 2010.
- [7] E. Venkatapathy, B Laub, G.J. Hartman, J.O. Arnold, M.J. Wright, Jr. G.A. Allen, "Thermal Protection Systems Development, Testing, and Qualification for Atmospheric Probes and Sample Return Missions," JASR 9731, March 10, 2009.