

인공위성 추력기 열차폐막 개발

이해헌* · 장기원* · 이재원* · 유명중** · 이균호**

Development of Thruster Heat Shield for Satellite

Hae-Heon Lee* · Ki-Won Jang* · Jae-Won Lee* · Myoung-Jong Yu** · Kyun-Ho Lee**

ABSTRACT

Hanwha Corporation succeeded in domestic development of thruster heat shield for KOMPSAT-2 propulsion subsystem partly. Thruster heat shield, one of the main components of DTM, is designed to prevent the critical radiative heat exchange between thruster and satellite during firing. To overcome the manufacturing difficulties, an electro-forming process is preferred to classical welding process. In this case, an inner diameter of a new shield will be decreased a little due to the change of manufacturing process. The interference problem between thruster nozzle and heat shield was investigated through structural analysis by KARI. Hanwha manufactured heat shield based on the analysis results. In this paper, full development process is described for design, analysis, manufacturing of heat shield.

초 록

다목적실용위성 2호기의 추진계는 (주)한화에서 많은 부분 국산화에 성공하였다. 그중에서 추력기 열차폐막도 현재 설계, 해석, 가공까지 항우연과 함께 국산화에 성공하였다. 열차폐막의 국산화를 위해 기존의 용접 및 전기주조법을 적용하였는데 이때 전기주조법을 통해 일체형으로 제작할 경우 열차폐막의 내경이 용접으로 제작된 형상보다 작게 된다. 그래서 위성의 발사환경에서 열차폐막 끝단과 추력기 노즐 사이의 간섭에 대한 가능성을 검증하기 위해 항우연에서 구조해석을 수행하였으며 이를 바탕으로 제작을 수행하였다. 본 논문에서는 다목적실용위성 2호에 장착될 추력기 열차폐막의 설계, 해석, 가공의 전 과정을 설명하고자 한다.

Key Words : Propulsion System(추진시스템), Thruster Heat Shield(추력기 열차폐막), FEM(유한요소해석), KOMPSAT(다목적실용위성)

1. 서 론

인공위성의 추진시스템은 위성이 발사체에서 분리되어 최종 임무궤도에 정착할 때까지 궤도 전이에 필요한 추력과 임무궤도에서 위성의 자세제어와 기동에 요구되는 제어 모멘트를 발생

* (주)한화

** 한국항공우주연구원 위성 열/추진그룹
연락처자, E-mail: sealaw@hanwha.co.kr
042-829-2287

시킨다. 이 추진시스템은 크게 이중추력기 모듈 (Dual Thruster Module, DTM), 래칭밸브 모듈 (Isolation Valve Module, IVM), 필터/압력변환기 모듈(Filter/Pr. Xdcr Module, FXM) 및 충전/배출 모듈(Fill/Drain Valve Module, FDM) 등으로 구성된다. Dual Thruster Module은 만약의 사태를 대비하여 주(Primary)와 잉여(Redundant) 추력기로 이루어지며, 각각의 추력기는 두 개의 추력실(Thruster Chamber Assembly)과 밸브, 열제어 부품 및 추력기 열차폐막(Heat Shield), Standoff 등으로 구성되어 있다.

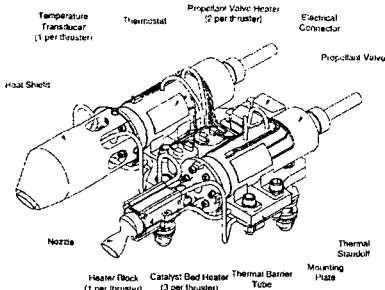


Fig. 1 Configuration of DTM

추력기에서 발생하는 열과 외부로부터 열차단을 위한 열차폐막의 개발은 2가지 방향으로 진행되었다. 첫 번째 방법으로는 요구조건을 만족하는 원자재 박판을 이용하여 전개된 형상으로 절단한 뒤 용접하는 방법이며, 두 번째는 열차폐막 형상의 코어를 제작한 뒤 전기주조법으로 형상을 제작하는 방법이다. 그런데 전기주조법을 적용할 경우 열차폐막 내경이 용접으로 제작된 형상보다 작게 가공되므로 위성의 발사환경 하에서 추력기 노즐과 열차폐막 끝단의 간섭 가능성과 두 가지 방법으로 가공된 열차폐막의 진동환경에서의 구조적 문제점 등을 확인해보고자 항공우주연구원에서 구조해석을 통해 검토하였으며, (주)한화에서는 실물 형상의 모형을 만들어 추력기와 조립시의 간섭 가능성을 확인하였다. 이런 결과를 토대로 열차폐막을 제작하였다.

2. 본 론

2.1 설계

추력기는 추력 발생 시 추진제와 촉매와의 열분해 반응에 의해 약 980℃까지 가열되는데 이때 열차폐막은 고온의 추력기와 극저온상태인 우주 공간과의 복사열교환을 차단함으로써 위성체로의 복사 열전달을 방지하고 추력기 촉매대의 열에너지 손실을 제한하여 추력기 작동온도를 최대로 유지하는 역할을 수행한다. 이를 위해 Fig. 2와 같이 360° 방향으로 추력기를 감쌀 수 있도록 원통형으로 설계되었으며, 추력기와 조립성 및 높은 열적 특성을 고려해 50μm 두께의 얇은 전기주조 니켈(Electroformed Nickel)로 제작하도록 하였다.

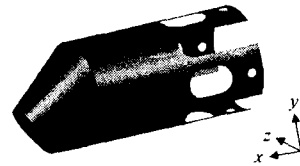


Fig. 2 Configuration of Heat Shield

2.2 구조해석 및 조립성 검토

2.2.1 구조해석

이러한 주요 설계사항을 고려했을 때 열차폐막은 가혹한 발사 환경을 거쳐 최종 임무궤도에 도달하기까지 추력기와의 간섭으로 인해 손상 및 그로 인한 오작동이 발생하지 않도록 다음의 두 가지 구조적 설계 요구 조건을 만족해야 한다.

- 1차 고유진동수는 100Hz보다 큰 값을 가져야 한다.
- 항복 응력 및 변위에 대한 안전 여유는 양의 값을 가져야 한다.

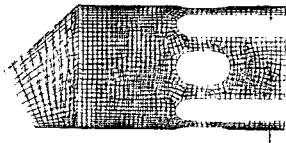
추력기 열차폐막의 구조해석을 위한 해석 solver 및 pre/post processor로는 I-DEAS MS7을 이용했으며, 열차폐막은 전체 길이에 비해

두께가 충분히 얇으므로 효율적인 해석을 위해 선형의 얇은 쉘 요소로 유한요소 모델링을 하였다. 열차폐막은 용접방식(type 1)과 전기주조방식(type 2)으로 가공하기 때문에 해석도 두 가지 타입을 설정하여 진행하였다.

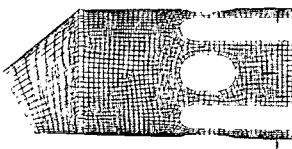
Table 1. Material Properties of Brackets

Material	Yield Strength	Ultimate Strength	Young's Modulus
Electroformed Nickel	335 MPa	690 MPa	193 GPa

Table 1에 열차폐막의 재질과 물성치를 나타내었다. 한편, 실제 열차폐막의 예상 질량과 유한요소모델의 계산된 질량을 비교함으로써 열차폐막 유한요소 모델의 타당성을 검증하였다.



(a) Type I (0° Tapered)



(b) Type II (0.81° Tapered)

Fig. 3 FE Models of Thruster Heat Shield

다목적실용위성 추진시스템용으로 설계된 Type I 및 II 추력기 열차폐막에 대한 구조해석 결과로서 1차 고유 진동수, 최대 반경방향 변위 및 노즐과의 최소 거리, 안전 여유 값 등을 Table 2에 제시하였다.

열차폐막의 질량은 각각 2.44g과 2.35g으로 Type II가 상대적으로 작는데 이는 경사각으로 인해 내경이 감소하였기 때문이다. 1차 고유진

동수는 모두 100Hz 이상으로 첫 번째 설계 요구 조건을 만족하며 또한 질량에 반비례하므로 Type II가 Type I보다 약 1.27% 증가했다.

Table 2. Analysis Results of Heat Shield

Results		Type I	Type II	%
Mass (g)		2.44	2.35	-3.69
Fundamental Freq. (Hz)		299.6	303.4	1.27
Acceleration (g.'s)		116.42	117.15	0.63
Max. Displacement (mm)	X-Dir.	0.012	0.009	-25.00
	Y-Dir.	0.139	0.118	-15.06
	Z-Dir.	0.139	0.128	-8.41
Min. Distance from N (mm)	X-Dir.	2.673	1.612	-39.69
	Y-Dir.	2.546	1.503	-40.97
	Z-Dir.	2.546	1.494	-41.33
M.S. (Displacement)		3.86	2.32	-39.80
Max. Stress (MPa)	X-Dir.	17.1	16.9	-1.17
	Y-Dir.	185.5	160.0	-13.75
	Z-Dir.	164.8	142.0	-13.83
M.S. (Yield Stress)		0.29	0.50	70.87

2.3 제작

2.3.1 용접가공

열차폐막의 용접제작에 앞서 모형을 제작하여 제작방법의 타당성을 검증하였다. 제작에 있어서 가장 중요한 항목 중 하나는 열차폐막이 추력기에 조립되었을 때 어떠한 환경에서도 열차폐막과 추력기 사이에 접촉이나 간섭이 없어야 된다는 것이다. 따라서 모형을 이용하여 열차폐막의 전개도를 작성한 뒤 이를 접어 형상을 완성한 후 실물 형상의 추력기에 조립해 봄으로써 열차폐막과 추력기간의 간섭이 없음을 확인하였다. 다음의 Fig. 4는 완성된 열차폐막의 모형을 나타낸다.

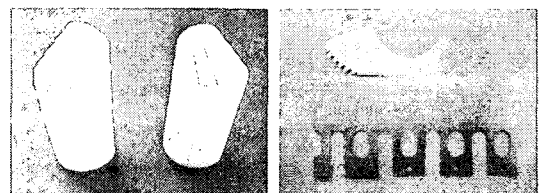


Fig. 4 Heat Shield Model

제작의 타당성이 검증된 전개도 형상을 wire

cutting을 이용하여 니켈 박판의 절단작업을 실시하였다. Fig. 4에 wire cutting을 진행한 열차폐막의 전개품도 나타내었다. 다음의 Fig. 5는 용접을 이용하여 최종 완성된 열차폐막의 형상을 나타낸다. 용접은 EB welding으로 기계연구원에서 수행하였다.



Fig. 5 Final Configuration of Heat Shield

2.3.2 전기주조법

전기주조법의 제작원리는 일반적인 도금의 원리와 동일하다. 다음의 그림을 보면 음극의 맨드렐과 양극의 니켈을 전해액속에 담귀 전원을 걸어주면 양극 쪽의 니켈이 맨드렐 쪽으로 전해되어 코팅(도금)되는 효과를 발생시킨다.

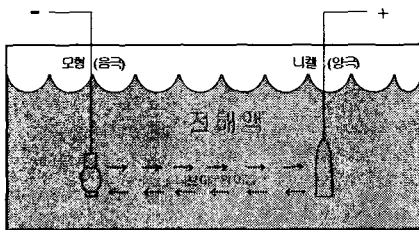
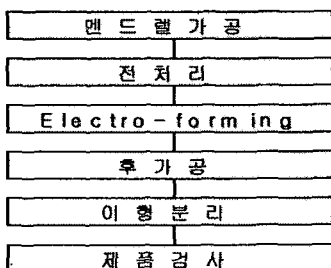


Fig. 6 Concept of Electro-forming

일반적인 전기주조법의 공정은 다음과 같다.



전기주조법의 경우에도 용접법의 경우와 같이 모형틀을 통해 타당성을 검증하였다.

다음은 위와 같은 전기주조법으로 가공된 열차폐막을 나타낸다.

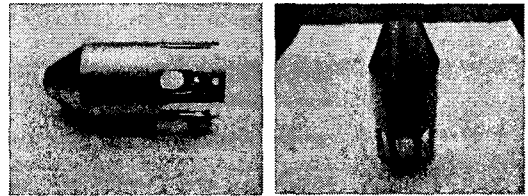


Fig. 7 Electro-forming Heat shield

3. 결 론

(주)한화에서 가공한 열차폐막은 다목적실용위성 2호에 장착될 예정으로 구조해석 및 조립성 검토를 통해 최종 형상에 대한 타당성을 검증하였고 기존의 용접 접합뿐만 아니라 전기주조법을 이용한 제작 가능성도 확인하였다. 차후 최종 완성된 열차폐막은 추후 비행용 위성체에 조립될 예정이다.

참 고 문 헌

- 1) Kyun-Ho Lee, Myoung-Jong Yu, and Joon-Min Choi, "An Overview of Monopropellant Propulsion System Development for LEO Satellite", AJCPP2005, Fukuoka, Japan, 2005
- 2) 이균호, 김진희, 한조영, 최준민, "구조해석을 이용한 인공위성 자세제어용 추력기 열차폐막의 형상 변경에 대한 타당성 검증," 한국항공우주학회지, 제 32권, 제 6호, pp.126-133, 2004. 8
- 3) 다목적실용위성 2호 5차년도 연차보고서, (주)한화, 2004