

인공위성 추진시스템용 추력기 열차폐막의 구조해석

이균호[†]·김정수*·한조영*

Structural Analysis of Thruster Heat Shield for Satellite Propulsion System

Kyun-Ho Lee, Jeong-Soo Kim and Cho-Young Han

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

Abstract

MRE-1 dual thruster module(DTM) which will be installed to the present under development KOMPSAT(Korea Multi-Purpose Satellite) can provide reliable and cost-effective means of propulsive control for attitude and maneuvering control system. Thruster heat shield, one of the main components of DTM, is designed to intercept the radiative heat exchange between thruster and satellite during firing. The inside diameter of the current configuration will be decreased a little compared with that of the previous one due to manufacturing method change. Therefore, the possibility of interference between thruster and heat shield due to configuration change is investigated through structural analysis and their results are described in this paper.

기호설명

f	: 1차 고유진동수
N	: 노즐 끝단 부위
M.S.	: 안전 여유
SF	: 안전 계수
S_i	: 열차폐막 끝단 부위
UF	: 불확실성 계수
ξ	: 감쇄비

1. 서론

현재 개발중인 다목적실용위성은 3축 안정화 방식 중 모멘트 바이어스 방식에 비해 기동력 및 기능의 폭이 큰 제로 모멘텀 바이어스 방식을 채택하고 있으며, 정밀제어를 위해 4개의 반작용휠을 사용한다. 또한 추력기 제어방식을 통해 최종 임무 궤도의 진입 및 항력보상, 자세제어 등에 필요한 추력과 모멘트를 발생한다. 이를 위해 이미 국산화에 성공한 NASA의 11bf급 표준 추력기인 MRE-1(Monopropellant Rocket Engine)을 사용할 예정으로 신뢰도 향상을 위해 한쌍의 주(Primary)와 잉여(Redundant) 추력기로 이루어진 이중추력기 모듈(Dual Thruster Module)의 형태로 조립되어 위성에 장착된다. 이중추력기 모듈은 Fig. 1처럼 두 개의 추력실(Thruster Chamber Assembly)과 밸브, 열제어 부품 및 추력기 열차폐막(Heat Shield), Standoff 등으로 구성되어 있다.

이중 추력기를 감싸는 얇은 원통형상의 열차폐막은 추력기와 조립이 용이하도록 추력기 노즐과 열차폐막의 끝단 사이에 일정한 간격이 유지되어야 한다. 그러나 새로운 제작 공정의 적용으로

[†] 한국항공우주연구원 위성기술연구부

E-mail : khlee@kari.re.kr

TEL : (042)860-2936 FAX : (042)860-2603

* 한국항공우주연구원 위성기술연구부

인해 열차폐막 내경이 기존의 형상보다 불가피하게 감소될 예정인데, 이는 결국 열차폐막 끝단과 추력기 노즐 사이의 간격이 상대적으로 작아지게 되는 결과를 가져오게 된다.

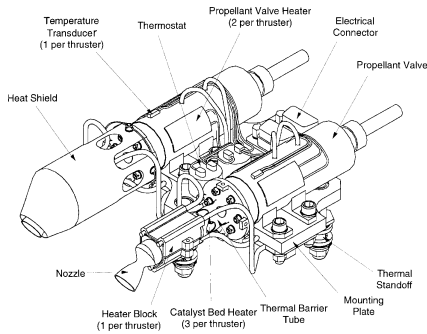


Fig. 1 Configuration of DTM

따라서 본 논문에서는 두 가지 다른 공정으로 제작될 열차폐막에 대해 구조해석을 수행함으로써 형상 변경으로 인해 위성의 발사환경에서 추력기와 열차폐막의 간섭 여부 및 구조적 거동을 해석 및 비교하였고, 그 결과를 토대로 새로운 형상의 열차폐막에 대한 타당성을 검증하였다.

2. 설계 조건 및 제작 공정

추력기는 추력 발생시 추진제와 촉매와의 열분해 반응에 의해 약 1400°F까지 가열되는데 열차폐막은 이때 발생한 열과 우주공간과의 복사열교환을 차단함으로써 위성체로의 복사 열전달을 방지하고 추력기 촉매대의 열에너지 손실을 제한하여 추력기 작동온도를 최대로 유지하는 역할을 수행한다. 이를 위해 360° 방향으로 추력기를 감쌀 수 있도록 원통형으로 설계되었으며, 추력기와의 조립성 및 높은 열적 특성을 고려해 50μm 두께의 얇은 전기주조 니켈(Electroformed Nickel)로 제작된다.

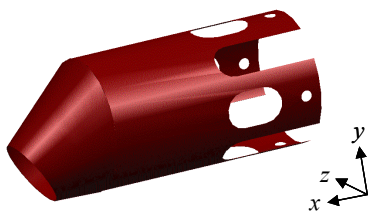


Fig. 2 Configuration of Thruster Heat Shield

전기주조 니켈은 100μm 이하의 얇은 두께로 생산이 가능하며, 특히 비교적 높은 용융점(2647°F)과 낮은 방사율(ϵ)을 갖고있으므로 열차폐막의 용도에 적합한 특성을 갖는 재질이다. 기존의 설계된 열차폐막은 전기주조 니켈 판을 절단하여 가공한 전개형상을 동그랗게 말은 후 용접으로 이음 부분을 접합하였으나, 현재 개발중인 위성에 장착될 열차폐막은 제작업체의 변경으로 인해 불가피하게 전기주형법(Electroforming Process)으로 제작될 예정이다. 전기주형법은 용접에 비해 열변형 및 열응력, 수축과 같은 제작 결함이 없으며, 최종 제품의 표면 균일도가 높은 장점을 갖고 있다. 또한 맨드릴의 형상이 복잡하더라도 1μm 오차 이내로 동일한 제품을 생산할 수 있으며, 특히 미세한 두께가 요구되는 형상에 적합한 공정이다. 그러나 맨드릴과 최종 제작된 열차폐막을 쉽게 분리하기 위해서는 원통부분에 최소 0.81°의 경사각이 요구된다.

Fig. 3은 위의 두 가지 공정으로 제작된 열차폐막과 추력기의 최종 조립형상을 나타내고 있는데 Type I은 용접으로 제작된 기존의 열차폐막으로서 원통 부분이 경사지지 않는 반면에 전기주형법의 Type II는 0.81°의 경사각이 필요하다. 따라서 Type II의 열차폐막은 Type I보다 끝단의 내경이 감소하게 되므로 위성 발사시 추력기 노즐과 간섭이 발생할 가능성이 보다 커질 것으로 예상된다. 이렇게 열차폐막의 형상 변경으로 인해 발생할 수 있는 추력기 노즐과의 간섭 가능성을 예측하기 위해 위성 발사환경 조건에서 위 두 가지 열차폐막 형상에 대해 구조해석을 수행한 후, 열차폐막 끝단의 변위 값을 검토함으로써 그 간섭 가능성을 비교 및 예측하였다.

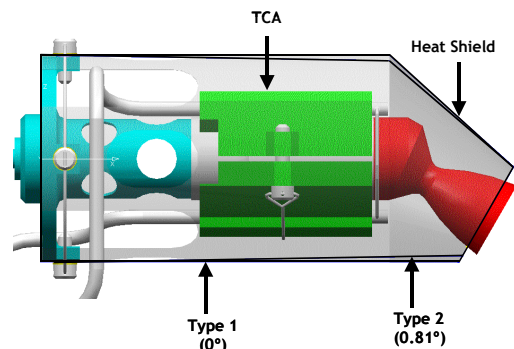


Fig. 3 Thruster & Heat Shields Assembly

3. 해석 조건 및 방법

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[1,2].

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

이 때 항복 응력 및 변위에 대한 안전 여유 (Margin of Safety)는 다음의 식을 통해 고려했으며, 사용된 안전 계수(Safety Factor, SF)와 불확실성 계수(Uncertainty Factor, UF)는 각각 1.40과 2.0이다.

- a. 항복 응력 조건

$$M.S._{Yield} = \frac{Allowable\ Yield\ Stress\ (Load)}{SF_{Yield} \times Design\ Stress\ (Load)} - 1 \quad (1)$$

- b. 변위 조건

$$M.S._{Disp.} = \frac{Initial\ Distance\ between\ S_i\ \&\ N}{SF \times UF \times \sqrt{\sum_{i=1}^{332} (Max.\ Disp.\ of\ S_i)^2}} - 1 \quad (2)$$

단, S_i와 N은 Fig. 4에서 보듯이 간섭이 발생할 수 있는 열차폐막의 끝단과 노즐 부위를 각각 나타내며, 첨자 i는 열차폐막 Type I(0°)와 II(0.81°)를 의미한다. 이때 N은 S_i와 가장 근접한 노즐 지점으로 S₁, S₂와 N 사이의 초기간격은 각각 0.1057in.과 0.0638in.이다.

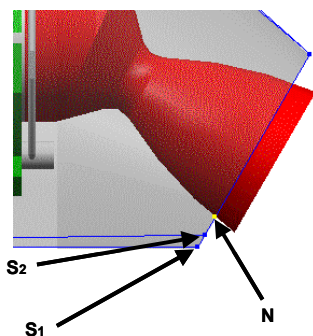


Fig. 4 Expected Interference Points between Shields and Nozzle

해석 툴은 I-DEAS를 이용했으며, 모든 열차폐막은 선형의 얇은 셸(Thin shell)로 유한요소모델링을 하였다. Table 1에 열차폐막의 재질과 물성치를 나타내었다.

Table 1 Material Properties of Heat Shield

Material	Yield Strength	Ultimate Strength	Young's Modulus
Electroformed Nickel	50 KSI	100 KSI	28000 KSI

또한 추력기를 해석모델에서 제외함으로써 최대한 간단하게 모델링을 수행하였으며, 추력기와 열차폐막의 볼트 체결은 병진 및 회전 자유도를 구속하는 경계조건으로 가정하였다.

위성의 발사동안 열차폐막에 작용할 가속도는 Mile's equation[3]으로부터 구했다.

$$Acceleration = 3 \times \sqrt{\frac{\pi \times f \times 4 \times W}{4 \times \xi}} \quad (3)$$

이때 f는 열차폐막의 1차 고유진동수, W는 f에서 Acceptance Test Level의 PSD, ξ는 감쇄비(5%)이다. 실제 환경보다 더 극한 조건을 위해 Fig. 5에 제시된 Acceptance Test Level의 PSD보다 4배 높은 상황을 가정하였다.

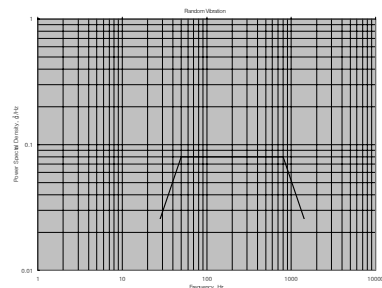


Fig. 5 Random Vibration Level for Heat Shield

위에서 설명한 요구조건을 토대로 형상 변경으로 인한 열차폐막과 추력기 간의 간섭 가능성을 검증하기 위해 다음의 과정을 고려하였다.

우선 모달해석을 수행하여 1차 고유진동수가 100Hz 이상인지를 확인한 후 발사체로부터 전달되는 랜덤 진동과 브라켓의 1차 고유진동수 값을 이용해 발사 환경에서 예상되는 가속도를 계산하

였다. 그리고 이 값을 3축 방향에 적용해 선형 응력해석을 수행함으로써 열차폐막 끝단(S_i)의 반경방향에 대한 최대 변위 값, 노즐과의 최소 거리 및 안전 여유 등을 계산하여 추력기와의 간섭 가능성을 분석하였다. 또한 항복 응력 조건에 대한 안전 여유를 계산하여 형상변경 이후에도 구조적으로 안정하지를 검증하였다.

4. 해석

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.

Table 2 Analysis Results of Heat Shields

Results	Type I	Type II	%	
Mass (lb)	5.37E-03	5.17E-03	-3.72	
Fundamental Freq. (Hz)	299.6	303.4	1.27	
Acceleration (g.'s)	116.42	117.15	0.63	
Max. Displacement (in.)	X-Dir.	4.61E-04	3.56E-04	-22.78
	Y-Dir.	5.49E-03	4.66E-03	-15.12
	Z-Dir.	5.48E-03	5.02E-03	-8.39
Min. Distance from N (in.)	X-Dir.	1.05E-01	6.34E-02	-39.72
	Y-Dir.	1.00E-01	5.91E-02	-40.99
	Z-Dir.	1.00E-01	5.88E-02	-41.35
M.S. (Displacement)	3.86	2.32	-39.81	
Max. Stress (KSD)	X-Dir.	2.48	2.45	-1.21
	Y-Dir.	26.93	23.23	-13.74
	Z-Dir.	23.93	20.56	-14.08
M.S. (Yield Stress)	0.33	0.54	64.62	

열차폐막의 질량은 각각 0.00537lb과 0.00517lb로 Type II가 상대적으로 작는데 이는 경사각으로 인해 내경이 감소하였기 때문이다. 1차 고유 진동수는 모두 100Hz 이상으로 첫 번째 설계 요구 조건을 만족하며 또한 질량에 반비례하므로 Type II가 Type I보다 약 1.27% 증가했다.

3축 방향 가속도에 대한 열차폐막 끝단(S_i)의 반경방향 변위 값을 S_i의 원주방향에 대해서 Fig. 6(a), 7(a) 및 8(a)에 나타내었는데 전체적으로 Type II의 최대 변위 분포가 Type I보다 0에 근접한 것을 알 수 있다. Type II의 가속도가 큰 점을 고려해볼 때 경사각으로 인한 Type II의 질량 감소가 열차폐막에 상대적으로 작은 체적력(Body force)을 적용했으며 그 결과 Type I보다 변형을 덜 발생시킨 것으로 판단된다. 또한 Fig. 6(b),

7(b) 및 8(b)에 제시된 변형된 S_i와 노즐 N 지점 사이의 거리 분포를 보듯이 열차폐막 내경의 감소로 Type II가 Type I보다 N에 약 0.04 in. 가깝게 위치하지만 그 변위가 N까지의 거리에 비해 충분히 작기 때문에 변형 후에도 S_i와 N 사이의 거리는 0보다 큰 것을 알 수 있다. 변위에 대한 Type II의 안전 여유 값 역시 Type I보다는 작지만 0보다 큰 값을 나타내므로 이를 토대로 위성 발사환경에서 형상이 변경된 Type II의 열차폐막과 추력기 노즐 사이에 간섭이 발생하지 않으리라 예상된다.

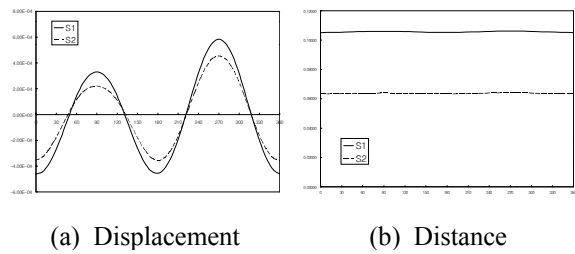


Fig. 6 Structural Behavior of Shield End Lip under X-Dir. Acceleration

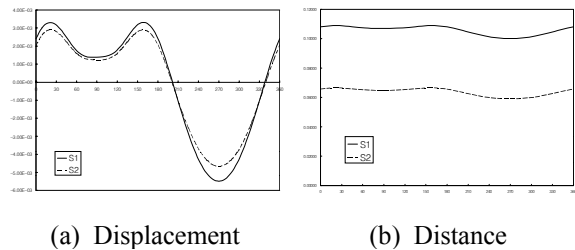


Fig. 7 Structural Behavior of Shield End Lip under Y-Dir. Acceleration

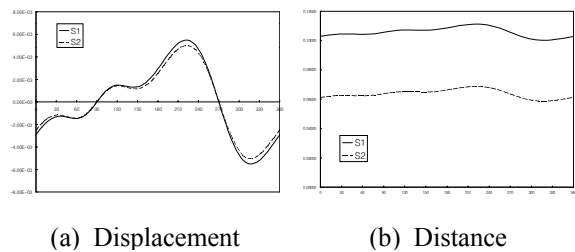


Fig. 8 Structural Behavior of Shield End Lip under Z-Dir. Acceleration

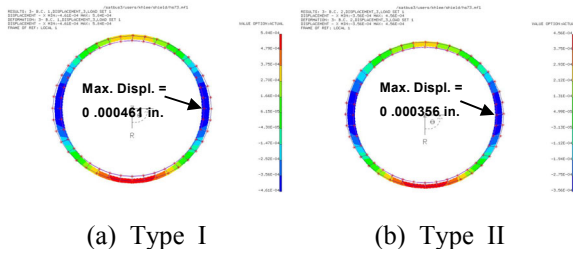


Fig. 9 Deformed Shape of Shield End Lip under X-Dir. Acceleration

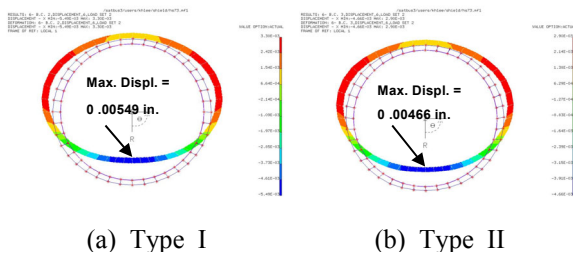


Fig. 10 Deformed Shape of Shield End Lip under Y-Dir. Acceleration

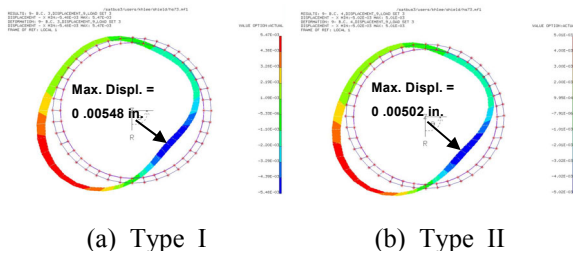


Fig. 11 Deformed Shape of Shield End Lip under Z-Dir. Acceleration

각 열차폐막 끝단(S_i) 부위의 최대 반경방향 변위 값 및 변형 형상을 Fig. 9부터 Fig. 11까지 제시했다. 그림에서 보듯이 두 열차폐막의 변형 경향은 동일하며, 그때의 최대 변형은 x 방향 가속도가 적용된 경우에는 열차폐막 끝단의 우측에서, y 방향 가속도에서는 열차폐막 끝단의 하단에서 발생하며, z 방향 가속도의 경우 우측과 하단 중간부분에서 나타남을 알 수 있다.

또한 항복 응력 조건에 대한 안전 여유를 계산한 결과 0보다 크므로 이를 통해 두 번째 구조적 설계요구조건 역시 충분히 만족하는 것을 확인할 수 있었다.

5. 결 론

현재 개발 중인 다목적실용위성에 장착될 추력기 열차폐막은 기존의 형상과 달리 전기주형법으로 제작될 예정이나 공정 특성상 차폐막과 추력기 끝단의 간격이 작아지기에 위성 발사시 추력기와의 간섭이 발생할 우려가 예상된다. 따라서 새로운 열차폐막 형상에 대한 적합성 여부를 검증하기 위해 구조해석을 수행하였고, 이를 통해 Type II 추력기 열차폐막은 구조적으로 타당한 것으로 검증되었다. 그 결과 위성의 발사 환경 및 임무 기간동안 추력기와 간섭 없이 정상적으로 그 기능을 할 수 있으리라 판단되며 추후 실제 비행용 위성에 조립된 후 환경시험을 통해 해석 결과의 유용성을 검증할 예정이다.

후 기

본 논문은 다목적실용위성 2호 추진시스템 설계에 관한 내용의 일부임을 밝힙니다.

참고문헌

- (1) KARI, 2000, "KOMPSAT-2 Component Environment and Test Specification", K2-SP-330-001
- (2) KARI, 2000, "KOMPSAT-2 Spacecraft Bus Specification", K2-SP-410-001
- (3) Thomas P. Sarafin, 1995, "Spacecraft Structures and Mechanisms", Space Technology Library
- (4) KARI, 2001, "KOMPSAT-2 Propulsion Subsystem Preliminary Design Audit", KOMPSAT-2 PS PDA
- (5) KARI, 2002, "KOMPSAT-2 Propulsion Subsystem Critical Design Audit", KOMPSAT-2 PS CDA
- (6) 김정수, 한조영, 유재호, 최영중, 손택준, 최진철, 2000, "다목적실용위성 2호 추진시스템 예비설계", 2000년도 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, pp. 630-633
- (7) 이균호, 김정수, 2003, "인공위성 추진시스템 모듈 브라켓 구조해석", 한국항공우주학회지, 제 31권, 제2호