

## 저궤도 관측위성용 구조 및 열 개발모델 추진시스템의 설계 및 해석

김정수\*, 이균호\*\*, 한조영\*\*\*

### Design and Analysis of STM Propulsion System for LEO Observation Satellite Development

Jeong-Soo Kim\*, Kyun-Ho Lee\*\*, Cho-Young Han\*\*\*

#### Abstract

To guarantee the proper functions of a satellite in the extreme space environment, the several test models are developed generally. There are advantages that the design and the analysis of Flight Model(FM) can be validated through these test models, and the functional reliabilities can be increased by reflecting the modifications on the final design of FM. The integration and test of Structure & Thermal Model(STM) of KOMPSAT, being currently developed, have been completed. In this paper, the processes of design and analysis of the STM propulsion system, one of the KOMPSAT modules, are described.

#### 초 록

극한의 우주공간에서 인공위성의 정상적인 성능을 보장하기 위해 일반적으로 여러 단계의 시험용 위성모델이 개발된다. 시험모델을 통해 비행모델(FM)의 설계/해석의 타당성을 검증하고, 변경사항을 최종 설계에 반영함으로써 인공위성 성능의 신뢰도를 향상시킬 수 있는 장점이 있다. 현재 개발 중인 다목적실용위성은 구조 및 열 개발모델(STM)의 제작/시험을 마친 상태이다. 본 논문에서는 다목적 실용위성의 모듈 중 하나인 추진시스템의 구조 및 열 개발모델(STM)의 설계 및 해석에 관하여 기술하였다.

키워드 : 추진시스템(propulsion system), 비행모델(FM), 구조 및 열 개발모델(STM), 다목적 실용위성(KOMPSAT)

\* 위성기초기술그룹/jskim@kari.re.kr

\*\*\* 위성기초기술그룹/cyhan@kari.re.kr

\*\* 위성기초기술그룹/khlee@kari.re.kr

## 1. 서론

인공위성의 일반적인 개발절차를 살펴보면 우선 위성에 신규 적용되는 부품에 대해서 부품별 개발시험(Development Test)을 수행하고, 전체 구조물의 초기 개발단계의 경우에는 구조물의 특성을 파악하기 위해 구조 개발모델(SDM) 또는 구조 및 열 개발모델(STM)을 제작/시험한다. 새로이 개발되는 인공위성에 대해서는 준비행모델(PFM)을 통해 인증에 대한 검증을 수행한 후, 최종 비행모델(FM) 등의 순서로 개발이 진행된다. 위성에 따라 SDM, STM 혹은 PFM을 생략하기도 한다.

이렇게 시험모델을 제작해 FM 시스템 레벨의 환경시험을 수행함으로써 설계/해석의 타당성을 검증하고, 변경사항을 최종 설계에 반영함으로써 FM의 신뢰도를 향상시킬 수 있는 장점이 있다.

본 논문에서는 개발중인 다목적 실용위성 모듈 중 하나인 추진시스템의 STM 설계/해석 및 제작에 대해 기술하였다.

## 2. 설계

### 2.1 설계 개념

본 추진시스템은 조립의 편리성과 설계변경의 용이성을 위해 이중추력기 모듈(DTM), 래칭밸브 모듈(IVM), 필터/압력변환기 모듈(FXM) 및 충전/배출 모듈(FDM) 등으로 설계 및 구성된다. 각 FM용 모듈형상은 그림 1과 같다.

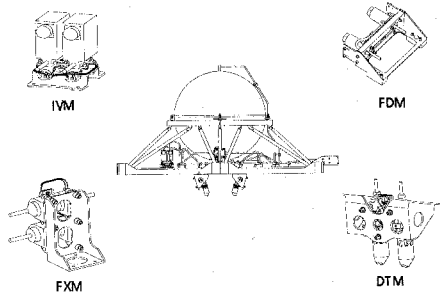


그림 1. FM용 추진 시스템 및 모듈의 형상도

그림 2는 추진시스템의 구성 개념도로서 충전/배출 모듈을 통해 탱크에 채워진 추진제는 필터/압력변환기 모듈, 래칭 밸브 모듈을 거쳐 이중추력기 모듈로 공급되도록 배관 구성이 이루어졌다.

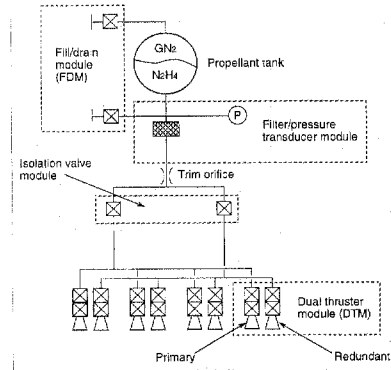


그림 2. 추진시스템의 구성 개념도

추진제 탱크는 티타늄 구형탱크로서 내부격막을 경계로 추진제와 가압제가 적재되며, 이때 가압제의 압력으로 격막을 밀어서 연료를 공급하는 방식이다. 추력기는 궤도전이에 필요한 추력과 자세제어용 롤(Roll), 피치(Pitch), 요(Yaw)의 3축 제어 모멘트를 발생시키는 역할을 한다. 필터는 추진제 내의 불순물을 여과함으로써 연료 누설과 노즐 인젝터 출구가 막히는 것을 방지하며, 래칭 밸브는 비상시 주 추력기 측으로의 추진제 공급을 차단하고 잉여 추력기 쪽으로 추진제가 공급되도록 유로를 변경한다. 압력변환기를 통해 원격 측정된 추진제의 압력 값은 탱크내의 추진제 잔류량과 추력기의 추력 수준을 계산하는 자료로 활용된다. 충전/배출 밸브는 추진제 및 가압제를 적재할 수 있도록 접속부 역할을 하며 그 외에 각 모듈과 배관에는 히터를 포함한 열제어 부품을 부착됨으로써 우주공간 상에서 추진제가 동결되지 않도록 하였다.

### 2.2 구성부품 요구조건

추진제 탱크의 중요한 설계요인은 추진제 배

출효율과 배출능력으로 본 탱크는 99%이상의 배출효율을 가지며, 능동배출형 격막에 의해 역가속 상황에서도 효율적인 추진제 배출이 가능하도록 설계되었다. 추력기의 추력은 추진제 주입압력의 함수로서 연속상태 공칭추력은 400psi에서 4.45N, 50psi에서 0.9N이며, 공칭 비추력(Specific Impulse)은 주입압력 범위에서 201~221sec이다. 래칭밸브는 두 개의 독립코일을 이용해 밸브를 개폐하며, 영구자석에 의한 밸브위치 잠금기능을 통해 밸브를 개폐시키는 순간에만 전력공급을 소요하고 그 이후에는 전력의 연속적인 공급 없이도 마지막 명령상태를 유지하도록 설계되었다. 압력변환기는 0~400psi의 추진제 압력범위에서 0~5V의 직류전압을 출력하며, 필터는 적체된 추진제량에 대해 6배 이상의 추진제를 여과할 수 있는 15마이크론의 여과율을 갖도록 설계되었다.

추진시스템에 대한 환경시험 요구조건은 발사체 관련자료 및 위성 구조체의 해석을 통해 결정되는데, 진동에너지는 10.0 grms으로, 충격은 최대 2750g로 예측되었다. 따라서 최소한 이 조건들을 견디어 낼 수 있는 구성품들을 선정하여 시스템을 설계하였으며, 이때 추진시스템에 적용되는 Acceptance Level의 진동, 충격 조건들은 그림 3 및 그림 4와 같다.

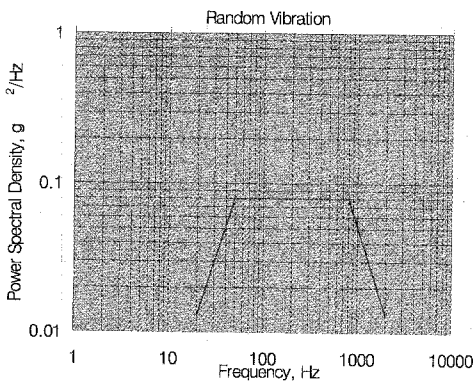


그림 3. 추진 모듈의 랜덤 진동 레벨

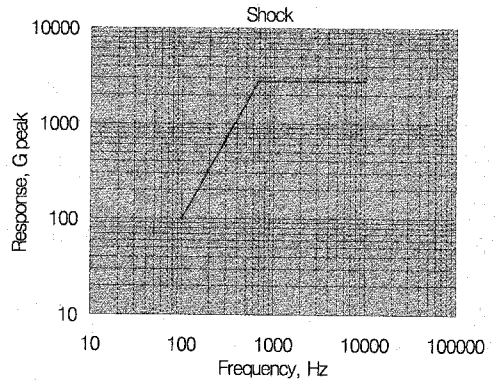


그림 4. 추진 모듈의 충격 레벨

### 2.3 형상 설계

모듈 레이아웃 설계시 최우선적으로 고려해야 될 요구조건은 시스템 및 자세제어계로부터 제공되는 추력기의 위치 및 추력벡터 등이다. 개발 중인 다목적실용위성의 추력기 배치는 그림 5와 같다.

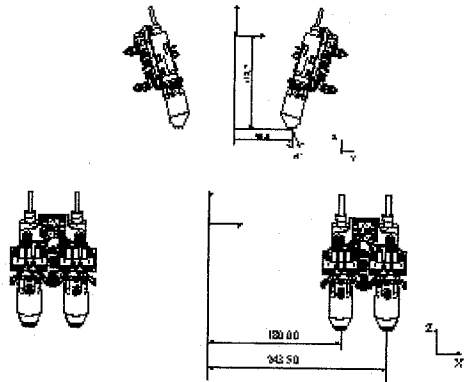


그림 5. 추력기 배치 형상 및 위치

위성시스템의 요구조건에 따라 추력기를 배치하였고, 추진제 및 가압제의 주입과 배출이 용이하도록 플랫폼 가장자리에 충전/배출 모듈을 장착하였다. 또한 추진제유동 및 열제어 효율을 고려하여 필터/압력변환기 모듈과 래칭밸브 모듈을 배치하였다.

추진제 배관은 추진제로 인한 부식을 방지하기 위해 304L CRES 관을 사용했다. 이때, 배관

벤딩시 주름, 파열 등의 손상을 입지 않도록 벤딩반경과 각도를 결정하였으며, 배관 회전에 따른 비틀림을 방지하기 위해 가급적 동일 평면에서 벤딩을 수행하도록 설계하였다. 추진제 배관 용접시 용접헤드의 작업 공간 확보와 열적 차단을 위해 플랫폼과 배관 사이에 일정 간격을 유지시켰으며, 효과적인 구조적 지지를 위해 배관을 브라켓과 클램프를 이용하여 플랫폼에 고정하였다. 배관에 의한 추진제 압력강하 및 그로 인한 추력기간의 추력과 응답속도 차이를 최소화하도록 유로형상을 설계하였으며, 조립/시험시의 작업공간 확보 등을 고려하였다. 완성된 유로형상에 대해 추진제 유동해석을 수행한 결과 각 추력기간의 응답시간은 약 1 msec 이하였으며, 추력 차이도 허용 가능한 수준으로 판단되었다.

이러한 FM 설계 개념을 바탕으로 구조 및 열적 관점에서 STM의 설계를 최대한 FM과 유사하게 확정하였다. STM용 추진제 배관 형상을 그림 6에, 최종 제작/조립이 완료된 STM 추진시스템 형상을 그림 7에 제시했다.

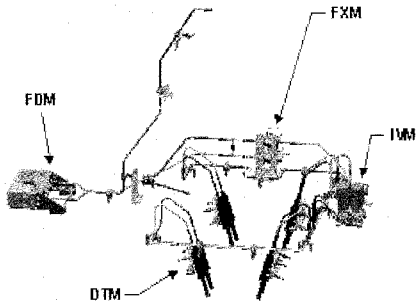
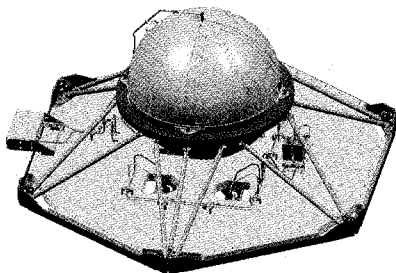
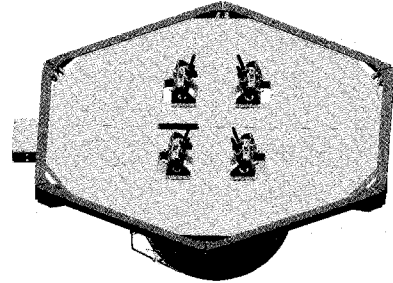


그림 6. STM용 추진제 배관 및 모듈 형상도



(a) Top View



(b) Bottom View

그림 7. STM용 추진시스템 조립 완성도

### 3. 열 및 구조해석

#### 3.1 추진모듈 열해석

추진제의 동결 및 파열 방지를 주목적으로 하는 추진시스템의 열설계 요구조건은 다음과 같다.

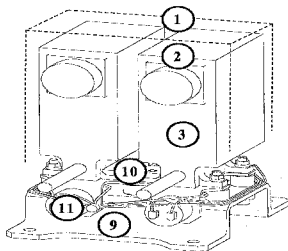
- 모든 추진제 관련 부품들을 7°C(45°F) 이상으로 유지해야 한다.
- 추진제 밸브 및 추진제 탱크를 제외한 어떤 부분의 온도도 49°C(120°F)를 넘지 말아야 한다.
- 추진제 탱크의 온도는 최대 38°C(100°F)를 넘지 말아야 한다.

이와 같은 열설계 요구조건을 만족하기 위한 능동 열제어(Active Thermal Control) 방법으로 각 부품에 적절한 용량의 히터와 써모스탯을 이용해 히터회로를 구성함으로써 온도를 제어하였다. 히터회로가 작동하지 않을 경우를 대비해 2개의 주와 잉여 히터를 병렬 연결함으로써 추진제의 동결 방지 및 관련 부품들의 작동에 차질이 없도록 설계를 수행하였다. 추진제 부품 주위의 열환경이 가장 최악의 저온상태 조건인 균일최악 저온조건에서 각 부품의 히터회로가 열설계 요구조건을 만족하는지를 예측하기 위해 본 열해석을 수행하였으며, 최악 예상전압으로는 25V를 취했다. 해석 툴로는 TAS를 사용했으며, 각 모듈은

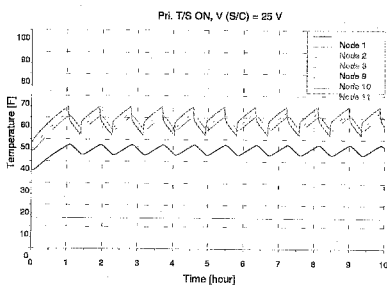
유한요소모델(Finite Element Model)을 이용해 비교적 좌표계 상에서 다수의 노드로 구성된 3차원 형상으로 모델링되었다. 열해석 모델링시 전기적 저항과 정전용량의 개념을 사용하는 전기망 근사법(Electrical Network Analogy)에 근거한 임의의 한 노드에서의 열평형식은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\begin{aligned} & \frac{C_i}{\Delta t} (T_i^{n+1} - T_i^n) \\ & = Q_i + \sum_{j=1}^n [G_{ji}(T_j - T_i) + \sigma_{ji}(T_j^4 - T_i^4)] \quad (1) \\ & = Q_i + \sum_{j=1}^n \left[ \frac{1}{R_{ji}} (T_j - T_i) + \frac{1}{R_{ji}'} (T_j^4 - T_i^4) \right] \end{aligned}$$

이때  $C$ 와  $Q$ ,  $T$ 는 각각 열용량 및 열생성/싱크, 온도를 나타내며,  $G_{ji}$ 와  $\sigma_{ji}$ 는 전도 및 복사 콘덕터를,  $R_{ji}$ 와  $R_{ji}'$ 는 각각 전도저항 및 복사 저항을 의미한다. 실제 열해석은 열평형식 (1)을 유한차분법(Finite Difference Method)을 사용하여 반복계산을 수행함으로써 온도응답을 구했다.



(a) Solid 모델 및 노드



(b) Transient Thermal Response 결과

그림 8. 래칭밸브 모듈의 열해석 결과

열해석 결과 중 대표적인 예로 그림 8(a)에 래칭밸브 모듈의 형상과 열해석에 관련된 노드들이 도시되어 있으며, 균일최악저온조건에서 전압이 25V일 때 주 히터 회로가 작동된 경우 시간에 따른 각 노드의 온도변화를 제시하였다. 그림 8(b)에서 보이듯이 써모스텝 작동에 의한 온도의 주기적 변화가 앞서 서술한 열설계 요구조건을 잘 충족시키고 있음을 알 수 있다. 이 해석결과를 STM의 열진공 및 열평형시험 결과와 비교함으로써 최종 FM의 열설계를 보완하였다.

### 3.2 모듈 브라켓 구조해석

추진모듈들은 배관의 배치 및 각 모듈 형상 등을 고려해 설계된 지지용 브라켓에 의해 추진 시스템 플랫폼에 장착되는데 가혹한 발사 환경을 거쳐 최종 임무궤도에서 각 모듈의 정상적인 작동을 지원하기 위해서는 이들 브라켓들에 대한 적절한 구조 설계가 뒷받침되어야 한다. 이를 위해 브라켓 설계에 대한 구조해석을 통해 다음의 두 가지 구조적 설계 요구조건을 만족하는지를 검증해야 한다.

- 모든 모듈 브라켓의 1차 고유진동수는 100 Hz 보다 큰 값을 가져야 한다.
- 모든 모듈 브라켓의 안전 여유는 양의 값을 가져야 한다.

설계 요구조건 a와 b는 각각 강성에 대한 요구조건 및 발사환경에 대한 하중 요구조건으로서 이 때 구조적 안정성 검증을 위해 설정된 안전계수(SF)는 항복강도의 경우 1.25이고, 극한강도의 경우 1.40이다. 해석 결과를 근거로 다음의 식을 통해 안전여유(M.S.)를 구함으로써 브라켓 설계의 타당성을 검증할 수 있다.

- 항복 조건

$$M.S._{Yield} = \frac{\text{Allowable Yield Stress (Load)}}{SF_{Yield} \times \text{Design Stress (Load)}} - 1 \quad (2)$$

- 극한 조건

$$M.S._{Ultimate} = \frac{\text{Allowable Ultimate Stress (Load)}}{SF_{Ultimate} \times \text{Design Stress (Load)}} - 1 \quad (3)$$

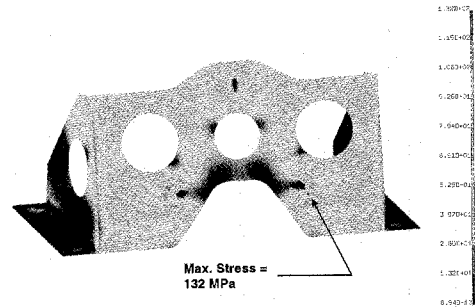
해석 틀은 I-DEAS를 이용했으며 모든 모듈 브라켓은 선형의 얇은 셸(Thin Shell)로 유한요소 모델링을 하였다. 각 모듈들은 간단하게 집중 질량으로 가정하였으며, 강성보 (Rigid Beam) 요소를 이용해 브라켓과 집중 질량을 연결하였다.

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

위성의 발사동안 브라켓에 작용할 체적력(가속도)은 식(4)의 Mile's equation으로부터 구했다. 이때  $f$ 는 브라켓의 1차 고유진동수,  $W$ 는  $f$ 에서 Acceptance Test Level의 PSD(Power Spectrum Density),  $\xi$ 는 감쇄비(5%)이다. 구조해석 결과로서 각 모듈 브라켓의 1차 고유 진동수, 최대 응력 및 안전 여유 값이 표 1에 정리되어 있다.

표 1. 구조해석 결과

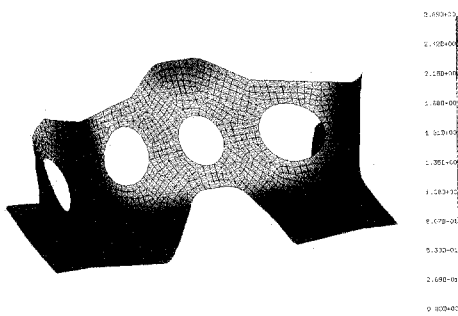
Module Bracket	Fundamental Freq. (Hz)	Max. Stress (MPa)	Margin of Safety	
			Yield	Ultimate
DTM	125	132	0.46	0.56
IVM	328	143	0.35	0.45
FXM	314	136	0.42	0.52
FDM	220	110	0.75	0.88



(b) 응력 분포

그림 9. DTM 브라켓 구조해석 결과

전체적인 해석 결과 각 모듈 브라켓의 1차 고유진동수는 125Hz 이상, 328Hz 이하로서 100Hz 보다 크게 분포하며, 안전 여유 값들도 모두 0보다 큰 값을 나타냄을 알 수 있다. 따라서 100Hz 이상의 1차 고유진동수와 양의 안전여유를 가지므로 모듈 브라켓의 설계는 강성 및 하중 요구조건을 모두 만족시킴을 알 수 있다. 구조해석 결과 중 대표적인 예로 이중추력기 모듈 브라켓의 고유 진동수 및 응력해석 분포를 그림 9에 제시하였다. 그림 9(a)처럼 1차 모드는 모듈이 장착되는 브라켓의 기울어진 면이 앞뒤로 변형하는 굽힘이 지배적이며, 최대응력은 그림 9(b)에서 보듯이 모듈과 체결되는 부위에서 132MPa가 발생하는 것을 알 수 있다. 이와 같은 구조해석을 통해 각 브라켓 설계는 구조적으로 타당한 것으로 검증되었으며 발사 및 무중력 환경을 거치는 동안 각 모듈을 충분히 지지하리라 판단되었다.



(a) 1차 고유진동수 모드

#### 4. 결 론

다목적 실용위성 2호기의 추진시스템은 임무 기간동안 오작동 없이 추력을 공급해야하므로 시험모델의 개발을 통해 설계에 대한 타당성을 검증해야한다. 이와 관련해 본 논문에서는 STM용 추진시스템의 설계요구 조건과 이를 만족하는 설계 및 해석 결과에 대해 상세히 기술하였다.

또한 STM용 추진시스템 제작을 통해 FM의

설계 및 해석 결과의 타당성을 확인하였고 더불어 제작/조립 공정에 대한 실연 및 검증을 수행할 수 있었다. 한편, 일부 개선이 필요한 사항들은 보완을 거쳐 FM 상세설계에 반영함으로써 최종 설계의 신뢰도 및 완성도를 향상시켰다.

## 참 고 문 헌

1. 김정수, 한조영, 유재호, 최영중, 손택준, 최진철, "다목적실용위성 2호 추진시스템 예비설계," 한국항공우주학회 추계학술대회, 울산대학교, 2000, pp.630~633.
2. 한조영, 김정수, 이승우, "열해석에 의한 인공위성 추진시스템의 열설계", 대한기계학회논문집 B, 제27권, 제1호, 2003, pp. 117~124.
3. 이균호, 김정수, "인공위성 추진시스템 모듈브라켓 구조해석", 한국항공우주학회지, 제31권, 제2호, 2003, pp. 133~140.