技術論文

저궤도 관측위성용 구조 및 열 개발모델 추진시스템의 설계 및 제작

김정수*, 이균호*, 한조영*, 장기원**, 최진철***

Design and Integration of STM Propulsion System for
LEO Observation Satellite Development

Jeong-Soo Kim*, Kyun-Ho Lee*, Cho-Young Han*, Ki-Won Jang** and Jin-Chul Choi***

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/analysis and integration 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/해석 및 조립에 관하여 기술하였다.

Key Words : Propulsion System(추진시스템), FM(비행모델), STM(구조 및 열 개발모델), KOMPSAT(다목적실용위성)

1. 서 론

인공위성은 발사에서부터 무중력 환경까지의 임무기간동안 다양한 구조 및 열적 환경을 거치는데 이러한 환경 하에서 위성의 정상적인 운용을 보장하기 위해서는 일반적으로 다음과 같이 개발절차를 진행한다.

우선 위성에 신규 적용되는 부품에 대해서는 부품별 개발시험(Development Test)을 수행하고, 전체 구조물의 초기 개발단계의 경우에는 구조물의 특성을 파악하기 위해 구조개발모델(Structural Development Model; SDM) 또는 구조 및 열 개발모델(Structure & Thermal Model; STM)을 제작/시험한다. 새로이 개발되는 인공위성에 대해서는 준비비행모델(Protoflight Model; PFM)을 통해 Qualification 검증을 수행한 후, 최종 비행모델(Flight Model; FM) 등의 순서로 개발이 진행된다. 위성에 따라 SDM, STM 혹은 PFM을 생략하기도 한다[1].

이렇게 시험모델을 제작함으로써 최종 FM 제

† 2003년 3월 6일 접수 ~ 2003년 6월 14일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 위성기술실
연락처, E-mail : khlee@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45번지

** (주)한화

*** 정회원, (주)스페이스솔루션

작/조립 기간의 예측 및 공정의 검증, 수정사항 파악 등이 가능해진다. 또한 시험모델에 대해 FM 시스템 레벨의 환경시험을 수행함으로써 설계/해석의 타당성을 검증하고, 변경사항을 최종 설계에 반영함으로써 FM의 신뢰도를 향상시킬 수 있는 장점이 있다.

항우연 및 국내 참여기업체에서 현재 공동개발중인 다목적 실용위성은 여러 시험모델 중 STM의 제작/조립/시험을 마쳤으며, 이 시험모델의 결과를 FM 설계/제작에 반영중이다.

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

II. 설계 개념

다목적실용위성의 추진시스템은 제작 및 조립의 편리성과 설계변경의 용이성을 위하여 모듈 형태로 설계되는데, 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. 각 FM용 모듈형상은 Fig. 1과 같다.

Fig. 1. Configuration of Propulsion Modules

Fig. 2. Schematic Diagram of Propulsion System

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

추진제 탱크는 5555in³ 체적을 갖는 구형의 티타늄 탱크로서 내부의 격막을 경계로 한쪽에는 추진제가, 그 반대쪽에는 가압제가 적재되며 가압제의 압력으로 격막을 밀어서 연료를 공급하는 방식이다[2]. 추력기는 궤도전이에 필요한 축 방향 추력과 자세제어용 롤(Roll), 피치(Pitch), 요(Yaw)의 3축 제어 모멘트를 발생시키는 역할을 하며, 주(Primary)와 잉여(Redundant)의 추력기 각 1개씩이 한 모듈에 조립되어 총 4 set의 이중추력기 모듈 형태로 장착된다. 유로시스템 상류에 장착된 필터는 추진제 내의 불순물을 여과함으로써 연료 누설과 노즐 인젝터 출구가 막히는 것을 방지한다. 래칭밸브는 고장에 의해 추진제의 누출이 있을 경우나 주 래칭밸브의 개방 실패가 발생할 경우, 주 추력기 측으로의 추진제 공급을 차단하고 잉여 추력기 쪽으로 추진제가 공급되도록 공급유로를 변경한다. 압력변환기에서 원격 측정된 추진제의 압력 값은 탱크내의 추진제 잔류량과 추력기의 추력 수준을 계산하는 자료로 활용되며, 이를 통해 인공위성의 수명 예측 및 정밀한 인공위성의 자세제어를 수행할 수 있는 근거를 확보해준다. 충전/배출 밸브는 추진시스템의 지상시험이나 발사 준비시 추진제 및 가압제를 적재할 수 있도록 접속부 역할을 하며, 추진제 탱크의 추진제와 가압제 포트에 각각 하나씩 연결된다. 또한 추진시스템의 각 모듈과 배관에는 히터를 포함한 열제어 부품을 부착함으로써 우주공간 상에서 추진제가 동결되지 않도록 하였다.

III. 구성부품 요구조건

3.1 성능 조건

추진제 탱크의 중요한 설계요인은 추진제 배출효율과 배출능력이다. 추진제 배출효율은 적재된 추진제량에 대하여 배출 가능한 추진제량으로서 본 탱크는 99%이상의 배출효율을 가지며[3], 능동배출형 격막에 의해 역가속 상황에서도 효율적인 추진제 배출이 가능하다. 추력기의 추력은 추진제 주입압력의 함수로서 약 50~400psi의 범위에서 작동한다. 추력기의 연속상태 공칭추력은 400psi에서 4.45N, 50psi에서 0.9N이며, 공칭 비추력(Specific Impulse)은 주입압력 범위에서 20

1~221sec이다. 래칭밸브는 두 개의 독립된 코일을 이용해 밸브를 개폐하며, 영구자석에 의한 밸브위치 잠금기능을 통해 밸브를 개폐시키는 순간에만 전력공급을 소요하고 그 이후에는 전력의 연속적인 공급 없이도 마지막 명령상태를 유지하도록 설계되었다[4]. 압력변환기는 0~400psi의 추진제 압력범위에서 0~5Volts의 직류전압을 출력하며, 필터는 적재된 추진제량에 대해 6배 이상의 추진제를 여과할 수 있는 15마이크론의 여과율을 갖는다[5].

3.2 환경시험 요구조건

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

Fig. 3. Random Vibration Level of Propulsion Module

Fig. 4 Shock Level of Propulsion Module

IV. 형상 설계

4.1 설계 요구조건

모듈 레이아웃 설계시 고려해야될 요구조건은

Fig. 5. Thruster Location in the Y-Z & X-Z

시스템 및 자세제어계로부터 제공되는 추력기의 위치 및 추력벡터 등이다. 개발 중인 다목적실용위성의 추력기 배치는 Fig. 5와 같다.

4.2 설계 형상

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 추력기 간의 응답시간은 약 1 msec 이하였으며, 추력 차이도 허용 가능한 수준으로 판단되었다.

이러한 FM 설계 개념을 바탕으로 구조 및 열

Fig. 6. STM Propellant Line Routing Layout

Fig. 7. STM Propulsion System Configuration

적 관점에서 STM의 설계를 최대한 FM과 유사하게 확정하였다. STM용 추진제 배관 형상을 Fig. 6에, 최종 제작/조립이 완료된 STM 추진시스템 형상을 Fig. 7에 제시했다[6].

V. 열 및 구조해석

5.1 모듈 열해석

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

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

이와 같은 열설계 요구조건을 만족하기 위한 능동 열제어(Active Thermal Control) 방법으로 각 부품에 적절한 용량의 히터와 써모스탯을 이용하여 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. 또한 압력변환기를 제외한 모든 부품들은 일종의 복사차폐막(Radiation Shield) 역할을 수행하는 다층박막단

Fig. 8. Thermal Analysis Result of Latching Isolation Valve Module

열재(Multi-Layer Insulation, MLI)로 감싸 단열시켰다.

추진제 부품 주위의 열환경이 가장 최악의 저온상태 조건인 균일최악저온조건(Constant Worst Cold Case Condition)에서 각 부품의 히터회로가 열설계 요구조건을 만족하는지를 예측하기 위해 본 열해석을 수행하였으며, 최악 예상전압으로는 25V를 취했다. 해석 툴로는 위성 열해석 전문 툴인 TAS를 사용했으며, 각 모듈은 유한요소 모델(Finite Element Model)에 의해 비직교 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.

$$\begin{aligned} \frac{C_i}{\Delta t}(T_i^{n+1} - T_i^n) &= Q_i + \sum_{j=1}^n [G_{ji}(T_j - T_i) + \widehat{G}_{ji}(T_j^4 - T_i^4)] \quad (1) \\ &= Q_i + \sum_{j=1}^n \left[\frac{1}{R_{ji}}(T_j - T_i) + \frac{1}{\widehat{R}_{ji}}(T_j^4 - T_i^4) \right] \end{aligned}$$

이때 C 와 Q , T 는 각각 열용량 및 열소스/싱크, 온도를 나타내며, G_{ji} 와 $\widehat{G}_{ji}$ 는 전도 및 복사 콘덕터를, R_{ji} 와 $\widehat{R}_{ji}$ 는 각각 전도저항 및 복사저항을 의미한다. 실제 열해석은 열평형식

(1)을 유한차분법(Finite Difference Method)을 사용하여 반복계산을 수행함으로써 온도응답을 구했다.

열해석 결과 중 대표적인 예로 Fig. 8(a)에 래칭벨브 모듈의 형상과 열해석에 관련된 노드들이 도시되어 있으며, 균일최악저온조건에서 전압이 25V일 때 주 히터 회로가 작동된 경우 시간에 따른 각 노드의 온도변화를 제시하였다. 그림에서 보이듯이 써모스탯 작동에 의한 온도의 주기적 변화가 앞서 서술한 열설계 요구조건을 잘 충족시키고 있음을 알 수 있다[7]. 현재 이 해석결과를 STM의 열진공 및 열평형시험 결과와 비교함으로써 열해석 모델을 수정하였고, 이에 대해서 다시 해석을 수행함으로써 최종 FM의 열설계를 보완하였다.

5.2 모듈 브라켓 구조해석

추진시스템의 모듈들은 추진제 배관의 배치 및 각 모듈 형상 등을 고려해 설계된 지지용 브라켓에 의해 추진시스템 플랫폼에 장착되는데 가혹한 발사 환경을 거쳐 최종 임무궤도에서 각 모듈의 정상적인 작동을 지원하기 위해서는 이들 브라켓들에 대한 적절한 구조 설계가 뒷받침되어야 한다. 만약 임무 수행 중 브라켓이 파손되면 추진제 공급기능의 중단뿐만 아니라 심지어 추력 벡터에까지 심각한 영향을 끼치므로 위성의 정상적인 운용이 어려워진다. 따라서 이를 방지하기 위해 브라켓 설계에 대한 구조해석을 수행함으로써 다음의 두 가지 구조적 설계 요구조건을 만족하는지를 검증해야 한다[8,9].

a. 모든 모듈 브라켓의 1차 고유진동수는 100 Hz 보다 큰 값을 가져야 한다.

b. 모든 모듈 브라켓의 안전 여유는 양의 값을 가져야 한다.

설계 요구조건 a는 강성에 대한 요구조건으로 탑재되는 부품 및 모듈, 지지용 브라켓은 위성체 발사시 발사체와의 동적 커플링을 방지하기 위하여 100Hz 이상의 고유진동수를 갖도록 요구된다. 요구조건 b는 발사환경에 대한 하중 요구조건으로 이에 대해 응력해석을 수행함으로써 브라켓의 안전성을 평가할 수 있다.

이 때 구조적 안정성 검증을 위해 설정된 안전계수(SF)는 항복강도의 경우 1.25이고, 극한강도의 경우 1.40이다.

위에서 제시된 두 설계조건은 모두 유한요소 해석을 통해 검증될 수 있으며 해석 결과를 근거로 브라켓의 안전여유(M.S.)는 다음의 식을 통해 구할 수 있다.

Table 1. Structure Analysis Results

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

(a) 1st Vibration Mode

(b) Stress Distribution

Fig. 9. DTM Bracket Analysis Results

a. 항복 조건

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

b. 극한 조건

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

해석 툴은 I-DEAS를 이용했으며 모든 모듈 브라켓은 선형의 얇은 쉘(Thin Shell)로 유한요소 모델링을 하였다. 각 모듈들은 간단하게 집중 질량(Lump Mass)으로 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 equation[10]으로부터 구했

다. 이때 f_n 는 브라켓의 1차 고유진동수, W 는 f 에서 Acceptance Test Level의 PSD(Power Spectrum Density), ξ 는 감쇄비(5%)이다. 구조해석 결과로서 각 모듈 브라켓의 1차 고유 진동수, 최대 응력 및 안전 여유 값이 Table 1에 정리되어 있다.

전체적인 해석 결과 각 모듈 브라켓의 1차 고유진동수는 125Hz 이상, 328Hz 이하로서 100Hz보다 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 Fig. 9에 제시하였다. Fig. 9(a)처럼 1차 모드는 모듈이 장착되는 브라켓의 기울어진 면이 앞뒤로 변형하는 굽힘이 지배적이며, 최대응력은 Fig. 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 판단된다[11].

VI. STM 제작 및 조립

6.1 모듈의 제작 및 조립

추진시스템은 추진제 탱크 모듈과 이중추력기 모듈, 필터/압력변환기 모듈, 래칭밸브 모듈 및 충전/배출 밸브 모듈의 5개 주요 모듈로 구성되므로 이들의 제작 및 조립이 가장 필수적이다. STM용으로 제작된 모듈들은 실제 FM에 사용될 핵심부품이 아닌 가상질량(Dummy Mass)을 이용하였다.

가상질량이란 FM에 사용될 주요부품의 질량을 모사한 대체품으로서, 위성의 시험모델에 장

착되어 실제 부품 대신 환경시험을 거친다. 일반적으로 위성의 전자장비나 구조계 부품들은 가상 질량으로 대체되며, 추진시스템의 경우 Fig. 10처럼 주요부품 및 브라켓 등을 포함해 총 15종이 제작되었다.

STM에 사용된 가상질량들은 다음과 같은 요구조건에 따라 설계/제작되었다[12].

a. 질량 요구조건

각 가상질량은 실제 FM 건조설계중량(Dry Mass)의 90% 이상이 되어야 한다.

b. 무게중심 요구조건

Source Control Drawing에 기술된 오차를 만족하여야 한다.

c. 재질 및 표면처리 요구조건

FM과 동일하거나 동등한 규격을 가져야 한다.

d. 연결 및 장착 요구조건

조립성 검증을 위해 각 가상질량의 볼트 체결 구멍 위치와 크기는 FM과 동일해야 한다.

e. 제작비용 요구조건

제작비용의 절감을 위해 가능한 일반적인 공정으로 제작되어야 한다.

탱크를 제외한 가상질량은 가공 및 용접성 등을 고려해 304 CRES로 제작되었으며, 대부분 대한항공에서 제작을 담당하였다.

추진제 탱크는 Fig. 11처럼 탱크를 지지하는 링(Ring)과 트러스 구조의 스트러트(Strut)에 의해 위성의 본체와 연결되는데, 이때 탱크의 하중은 이들을 통해 어댑터로 분산되어 전달된다[13].

Fig. 11. Load Path Design of KOMPSAT

Fig. 12. Tank and Propellant Dummy Mass

Fig. 10. Configuration of Dummy Mass

Table 2. Mass Values of FM & Dummy

Dummy Mass	Mass (Kg)		
	FM	Dummy	Error (%)
Tank & Propellant	80.00	84.00	5.0
Filter	0.18	0.18	1.1
Pressure Xdcr.	0.17	0.17	0.6
Isolation Valve	0.45	0.46	0.9
Fill/Drain Valve	0.27	0.27	0.0
Thruster Valve	0.27	0.28	2.6

Fig. 13. Dummy Isolation Valve Module

따라서 발사중의 극심한 하중환경 하에서 탱크의 하중이 위성 전체에 미치는 구조적 영향을 정확하게 예측하기 위해서는 가능한 실제로 사용될 탱크와 동일하게 제작되어야 한다. 이를 위해 최종 FM용 탱크와 동일한 재질인 티타늄을 이용했으며, Blow forming 공정으로 얇은 두께의 반구를 제작한 후 용접으로 최종 조립하였다. 또한 추진제가 미치는 구조적 특성 및 영향을 고려하기 위해 STM 설계초기 단계에서는 추진제와 유사한 물성치를 갖는 물을 탱크와 배관에 채우려고 했으나, 제작일정 및 시험방법 등을 고려해 추진제의 질량을 모사한 가상질량을 Fig. 12처럼 제작해 탱크내부에 용접으로 집합하였다. 이러한 STM용 티타늄 탱크를 국내기업에서 Blow forming 방식으로 제작함으로써 기초기술의 확보에 성공하였다.

모든 가상질량은 각각의 형상과 크기, 접촉면적, 인터페이스 부분이 FM과 동일하도록 설계/제작되었다. Table 2에 각각의 FM 부품과 가상질량의 질량 값이 제시되었는데 두 질량의 오차가 모두 10% 이하로 가상질량의 요구조건을 만족하는 것을 알 수 있다. 이렇게 제작된 가상질량들은 모듈제작 레벨에서 열제어 및 전기 부품들의 연결 및 장착, 기계적 조립을 통해 Fig. 13

처럼 최종 모듈로 제작되었으며, 전기적 기능 시험을 거친 후 시스템제작 레벨에서 용접을 이용해 배관과 연결되었다.

6.2 추진제·배관의 제작 및 조립

추진제 배관 단품들은 크게 벤딩, passivation 및 정밀세척 공정을 거쳐 제작되었다. 우선 304L CRES 배관을 도면에 제시된 벤딩 데이터에 따라 벤딩한 후, 양 끝 단면을 용접이 원활하도록 다듬질 처리를 하였다. 벤딩이 끝난 배관들에 대해서는 벤딩 각도, 길이, 직각도 등의 치수검사를 수행함으로써 제작성을 확인했다. 치수검사를 마친 배관들은 passivation 공정에 의해 표면에 크롬막을 입힘으로써 추진제에 대한 부식성을 강화시켰고, 최종적으로 정밀세척 공정을 통해 배관 표면에 존재하는 오염물질 등을 제거했다. 이렇게 제작된 배관 단품들을 Fig. 14처럼 아크 용접에 의해 차례로 연결함으로써 전체 배관 시스템을 완성하였다. 이때, 각 배관 단품들의 형상 및 개수는 배관의 최종 완성형상에서 용접헤드의 접근성 및 작업성 등을 고려한 용접점에 의해 결정되며, 이를 근거로 각 단품들의 벤딩 데이터를 계산하였다. 설계초기에는 총 17개의 배관 단품을 고려하였으나, 벤딩 작업의 용이성을 고려해 일부 긴 배관들을 짧게 나눔으로써 최종 21개, 총 용접점은 45개로 최초설계보다 증가하였다. 용접점의 증가는 용접 횟수의 증가를 의미하므로 결국 작업기간의 장기화와 작업성공률의 감소를 유발하며, 또한 용접의 적합성을 검사하기 위해 이루어지는 X-Ray 투과 검사의 횟수와 비용, 시간 등에도 영향을 주게 된다. 실제로 용접불량으로 인한 제작업까지 고려한다면 총 용접 횟수는 전체 추진시스템의 제작 일정에 큰 영향을 미칠 수 있다. STM은 FM의 제작성을 검증하는 것이 목적이므로, STM 제작에서는 X-Ray 투과 검사를 생략함으로써 비용과 시간을 단축했다.

Fig. 14. Arc Welded Pipe

Fig. 15. Pipe Connection with Cryofit

한편 일부 용접점에서 용접이 어려운 곳이 발견되었는데 그 중 한 곳인 탱크와 배관 사이의 용접점의 경우 실제 FM용 탱크는 배관과의 원활한 용접을 위해 탱크포트에 배관과 동일한 재질의 연결포트가 존재하나, STM의 경우 제작성 등의 이유로 티타늄으로 제작되었다. 이렇게 모듈과 배관 재질의 불일치로 인해 용접에 어려움이 발생했다. 또 다른 한 곳은 추력기 밸브 가상질량과 배관 사이의 용접점으로 플랫폼과의 짧은 간격으로 인해 용접헤드의 접근이 용이하지 않았다.

이렇게 용접이 어려운 곳은 Cryofit을 이용해 Fig. 15처럼 배관을 연결하였다. Cryofit은 특정 온도 이상에서 수축하는 특성을 가진 형상기억 합금을 이용해 배관을 연결할 수 있도록 설계된 커플링으로서, 용접에 비해 이용이 간편하고 짧은 시간 내에 적은 비용으로 신뢰성 높은 연결을 이룰 수 있으며, 또한 서로 다른 재질의 배관끼리도 연결이 가능하다는 장점이 있다. 총 10개의 용접점에 Cryofit으로 용접을 대체했으며, 이를 토대로 현재 Cryofit의 적용 및 개선사항에 대한 특허를 출원하였다. 이렇게 STM에 Cryofit을 사용해 본 결과, 일부 보완 및 개선을 거칠 경우 향후 개발될 인공위성의 추진시스템 배관의 연결 및 조립에서 기존의 용접을 대체할 수 있다고 판단된다.

6.3 시스템 제작 및 조립

시스템 레벨에서의 제작은 크게 모듈의 장착 및 배관 용접 등의 기계적 조립과 더불어 열제어 부품, 전선의 연결 및 배치 등의 전기적 조립을 거쳐 마지막으로 다층박막단열재를 전체 시스템에 부착함으로써 완료된다. 링, 스트러트, 플랫폼 및 레일로 구성된 추진계 구조물은 항우연 구조계에서 설계 및 해석을, (주)대한항공에서 제작을 담당했으며, 다층박막단열재는 (주)두원에서 설치하였다. 최종 시스템 제작/제작은 (주)스페이스슬루션/(주)한화에 의해 다음의 순서로 수행되었다.

1. 링, 스트러트, 플랫폼 및 레일로 조립된 추

진계 구조물에서 링과 스트러트를 분해한다.

2. 분해된 플랫폼 위에 클램프 및 볼트 등을 이용해 탱크를 제외한 모듈과 배관 등을 가조립함으로써 연결 및 장착 위치가 일치하는지를 확인한다.

3. 분해된 링과 스트러트 및 탱크를 조립한 후 배관과 탱크 사이의 연결 및 장착 위치에 문제가 없는지를 확인한다.

4. 링과 스트러트, 탱크를 다시 분해한 후 플랫폼에 조립된 배관들을 차례로 용접한다.

5. 필터/압력변환기 모듈, 래칭밸브 모듈 및 충전/배출 밸브 모듈, 이중추력기 모듈들을 배관과 용접한다.

6. 링과 스트러트, 탱크 모듈을 재조립한 후 탱크와 배관을 용접한다.

7. 조립된 배관과 모듈에 열제어 및 전기 부품을 장착한 후 이에 대한 전기적 기능 시험을 수행한다.

8. 완성된 추진시스템에 다층박막단열재를 부착한다.

추진시스템은 설계 특성상 추력기들이 플랫폼 밑면에 도출되므로 일반 평판 위에서 조립작업이 불가능하며 만일의 경우 추력기에 손상을 줄 우려가 크다. 따라서 Fig. 16과 같은 별도의 Fixture를 제작하여 추진시스템을 일정 높이에서 고정함으로써 안정적인 작업공간을 확보했을 뿐만 아니라 수평축을 중심으로 회전이 가능하게 함으로써 부품의 장착과 용접기의 접근이 원활하도록 하였다.

일부 상용품들을 제외하고는 대부분 FM과 동일한 우주용 부품들을 사용함으로써 STM의 신뢰성을 높였다. 또한 열진공 챔버내 우주환경 모사시험을 위해 추진제 탱크를 비롯한 각종 부품 및 배관에는 FM용과 기능이 유사한 열제어용 히터 및 서모스탯을 장착하였으며, 이때 각 히터 장착위치에는 히터의 작동상태를 모니터링하기

Fig. 16. STM Propulsion System on the Rotation Dolly

Fig. 17. Final Integration of STM Propulsion System

위해 열전대를 부착하였다. 히터회로 구성 후 각 회로의 기능이 설계사양에 부합되게 조립/작동되는지를 확인하기 위해 전기적 기능시험을 시행하였다. 전기적 기능시험이란 주요 부품에 설치된 히터가 원활하게 작동하는지를 사전 검증하는 시험으로서 이를 위해 각 회로의 절연저항 및 정격저항을 측정하였고, 시험절차서에 따라 써모스탯의 작동상태를 점검하였다. 또한 환경시험에서 열전대를 통해 히터에 의해 가열된 부품의 온도를 측정하였다.

시스템 제작/조립시 먼지 및 불순물 등의 오염으로 인한 기능의 오작동과 같은 불량을 최소화하기 위해 100,000 Class의 청정실에서 작업을 수행하였으며, 차후 FM에서는 더 엄격한 오염제어를 위해 10,000 Class의 청정실에서 작업이 이루어질 예정이다.

총 제작기간은 약 60일이 소요되었으며, (주)한화 대전공장에서 제작을 담당하였다. 완성된 STM용 추진시스템은 항우연에 납품된 후 전체 위성시스템과의 조립을 거쳐 환경시험을 완수하였다. Fig. 17에 최종 완성된 STM용 추진시스템을 제시했다.

VII. 결 론

현재 개발 중인 다목적 실용위성의 추진시스템은 위성의 임무기간동안 오작동 없이 필요한 추력을 공급해야하므로 시험모델의 개발을 통해 설계 및 제작에 대한 타당성을 검증해야한다. 이와 관련해 본 논문에서는 위성시스템에서 필요한 요구 조건과 이를 만족하는 추진시스템의 설계 및 해석 결과뿐만 아니라 STM 시험모델의 제작에 대해 상세히 기술하였다.

주요공정에 대해 FM과 비교했을 때, 구조물 제작 및 조립공정은 FM에 준하여 이루어졌으며, STM의 제작목적에 따라 주요부품들의 기능과 관

련된 공정을 생략함으로써 제작 및 시험기간을 상당히 단축시키고도 성공적으로 STM용 추진시스템을 제작하였다. 이를 통해 FM의 설계 및 해석 결과의 타당성을 확인하였고 더불어 제작/조립 공정에 대한 실연 및 검증을 수행할 수 있었다.

한편, STM 설계 및 제작을 통해 다음과 같이 개선이 필요한 사항들을 발견하였다.

1. 이중추력기 모듈과 배관 사이의 용접시 용접기 헤드와 플랫폼간의 간섭으로 인한 용접성 저하
2. 충전/배출 모듈과 배관사이의 용접시 용접기 헤드와 브라켓간의 간섭으로 인한 용접성 저하
3. 배관 용접시 일부 배관 사이의 접합부분 불일치로 인한 용접성 저하
4. 추진계 구조물의 분해 및 재조립시 플랫폼과 레일간의 볼트 구멍 불일치로 인한 제작의 지연

이러한 개선 사항들은 설계 및 제작공정의 변경과 같은 보완을 거쳐 현재 FM 상세설계에 반영됨으로써 최종 FM의 설계 및 제작 신뢰도와 완성도에 대한 향상을 마친 상태이다.

후 기

본 논문은 다목적실용위성 추진시스템 설계에 관한 내용의 일부임을 밝힙니다.

참고문헌

- 1) Wiley J. Larson and James R. Wertz, "Space Mission Analysis and Design", Space Technology Library, 1992.
- 2) KOMPSAT-1 CDA(Critical Design Audit) Package, Propulsion Subsystem, 1996.
- 3) Equipment Specification for Propellant Tank, K2-SP-460-002, 2000.
- 4) Equipment Specification for Latching Isolation Valve, K2-SP-460-005, 2000.
- 5) Equipment Specification for Fluid Filter, K2-SP-460-004, 2000.
- 6) KOMPSAT-2 Design Report for Prop. Subsystem, KARI, 2000.
- 7) 한조영, 김정수, 이승우, "열해석에 의한 인공위성 추진시스템의 열설계", 대한기계학회논문집 B, 제27권, 제1호, 2003, pp. 117~124.
- 8) KOMPSAT-2 Specification, "Component Environment and Test Specification", KARI, 2000.

9) KOMPSAT-2 Specification, "Spacecraft Bus Specification", KARI, 2000.

10) Thomas P. Sarafin, "Spacecraft Structures and Mechanisms", Space Technology Library, 1995

11) 이균호, 김정수, "인공위성 추진시스템 모듈 브라켓 구조해석", 한국항공우주학회지, 제31권, 제2호, 2003, pp. 133~140.

12) 김진희, 김성훈, 황도순, 이주훈, "다목적실용위성 SDM Dummy Mass 설계/제작", KARI.TM-SMS-K1-9820, 1998.

13) 황도순, "인공위성 구조체 설계 및 해석", 한국항공우주학회지, 제27권, 제2호, 1999, pp. 111~121.

14) 김정수, 한조영, 유재호, 최영종, 손택준, 최진철, "다목적실용위성 2호 추진시스템 예비설계," 한국항공우주학회 추계학술대회, 울산대학교, 2000, pp.630~633.

15) 김진희, 김성훈, 이주훈, 황도순, "다목적실용위성 구조개발모델 설계/해석", 한국항공우주학회지, 제28권, 제5호, 2000, pp. 133~140.