

다목적실용위성 2호 추진시스템 비행모델 개발

이균호*, 한조영**, 유명종***, 최준민****

Flight Model Development of KOMPSAT-2 Propulsion System

Kyun-Ho Lee*, Cho-Young Han**, Myoung-Jong Yu***, Joon-Min Choi****

Abstract

Propulsion System provides the required velocity change impulse for orbit transfer from parking orbit to mission orbit and three-axis vehicle attitude control impulse. KOMPSAT-2 propulsion system (PS) is an all-welded, monopropellant hydrazine system. The PS consists of the subassemblies and components such as Thrusters, Propellant Tank, Pressure Transducer, Propellant Filter, Latching Isolation Valves, Fill/Drain Valves, interconnecting propellant line assembly, and thermal hardwares for operation-environment control of the PS. This paper summarizes a development process of the liquid propulsion system from the design engineering up to the test and evaluation.

초 록

우주비행체의 추진시스템은 주차 궤도에서 임무 궤도로의 진입을 위해 필요한 임펄스 및 궤도에서의 3축 자세제어에 요구되는 적절한 임펄스를 제공하는 역할을 수행한다. 다목적실용위성 2호의 추진시스템은 용접으로 조립된 단일추진제 하이드라진 시스템으로 추력기, 추진제 탱크, 압력변환기, 추진제 필터, 격리밸브 및 충전/배출 밸브 등의 주요부품들로 구성되며, 그외 각 부품들을 연결해주는 추진제 배관과 열제어 부품들이 추가된다. 이 논문에서는 설계에서부터 조립/시험에 걸친 액체 추진시스템의 개발과정을 서술하였다.

키워드 : 다목적실용위성(KOMPSAT), 우주비행체(spacecraft), 추진시스템(propulsion system), 비행모델(FM)

* 위성기초기술그룹/khlee@kari.re.kr

*** 위성기초기술그룹/mjyu@kari.re.kr

** 위성기초기술그룹/cyhan@kari.re.kr

**** 위성기초기술그룹/jmchoi@kari.re.kr

1. 서 론

인공위성의 추진시스템은 위성이 발사체에서 분리되어 최종 임무궤도에 정착할 때까지 궤도전이에 필요한 추력을 제공하고, 임무궤도 유지 및 위성의 자세제어와 기동(Maneuvering)에 필요한 제어 모멘트를 발생시키는 역할을 담당한다.

현재 한국항공우주연구원에서 개발 중인 다목적실용위성 2호(KOMPSAT-2)에 사용될 추진시스템은 용접으로 조립된 단일추진제 하이드라진 시스템으로 추력기, 추진제 탱크, 압력변환기, 추진제 필터, 격리밸브 및 충전/배출 밸브 등의 주요 부품들로 구성되며, 그외 각 부품들을 연결해주는 추진제 배관과 열제어 부품들이 추가된다.

추진시스템에서 제공하는 임펄스는 단일 추진제인 하이드라진과 촉매에 의한 열분해반응으로 발생하는 기체에 의해 생성되며, 이때 추진제 탱크에 저장되어 있는 추진제를 탱크내부의 격막(Diaphragm)을 사용하여 밀어내기(Blowdown) 방식에 의해 추력기 입구까지 공급한다. 이러한 능동배출형 격막을 이용해 추진제 탱크는 역가속 환경에서도 효율적인 추진제 배출이 가능하며, 99%이상의 배출효율을 보장한다. 또한 총 8개의 4.45 N (1-lbf)급 추력기는 이중 시트(Dual Seat)로 구성되어 있는 추력기 밸브와 조립되며, 위성 본체 프로세서의 전기적 명령신호에 의해 밸브 구동 전자장치(VDE)가 작동함으로써 궤도 전이 및 자세제어 등에 필요한 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw)의 3축제어 모멘트를 제공한다.

그림 1은 추진시스템의 구성 개념도로서 충전/배출 모듈을 통해 탱크에 채워진 추진제는 필터/압력변환기 모듈, 격리 밸브 모듈을 거쳐 이중추력기 모듈로 공급되도록 배관 구성이 이루어진다. 이때 추력기는 개념도에서 보듯이 주(Primary)와 잉여(Redundant) 한쌍을 선정해 총 4세트의 이중추력기 모듈(Dual Thruster Module, DTM)의 형태로 조립된다.

본 논문에서는 설계에서부터 조립/시험에 이르기까지 전반적인 액체 추진시스템의 국산화 개발과정을 서술하였다.

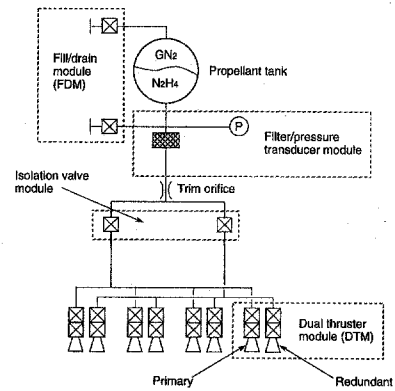


그림 1. Schematics of KOMPSAT-2 PS

2. 추진시스템 설계

추력기의 성능 요구조건에는 정상상태 모드(Steady State Mode)에서의 추력 및 추력 지속성과 맥동 모드(Pulse Mode)에서의 임펄스 비트(Impulse Bit), 임펄스 반복성 등이 있으며, 이외에도 추진제량에 따른 총 임펄스 등이 존재한다.

위성시스템 요구조건으로부터 도출된 각 추력기의 공칭추력은 정상 조건하에서 연속적으로 추력기가 작동한다는 가정 하에 임무 초기시 주입압력이 2413 kPa (350 psia)에서 약 4.23N (0.95 lbf)이며, 이러한 추력기의 성능요구조건에 따라 추진시스템의 다른 부품들에 대한 요구조건도 결정되었다. 이때 각 부품을 선정시 시스템 설계구속에 따른 trade-off study를 수행하는 것이 필요하며, 이러한 과정을 통해 각 부품들의 기계적/전기적 특성들이 전체 추진시스템 설계에 피드백(Feedback)으로 반영되었다. 이러한 기본적인 설계 자료들을 근거로 시스템 구속조건에 대해 수많은 절충과 수정과정을 반복함으로써 예비설계를 확정하였고[1], 구조 및 열 개발모델의 제작을 통해 그림 2와 같이 최종 추진시스템 설계를 완성하였다[2]. 최종 추진시스템 형상은 기계적, 전기적, 열적 성능 요구조건뿐만 아니라 위성본체와의 외부 접속조건도 충분히 만족하도록 설계가 이루어졌으며, 성능시험을 통해 그 타당성을 검증하였다.

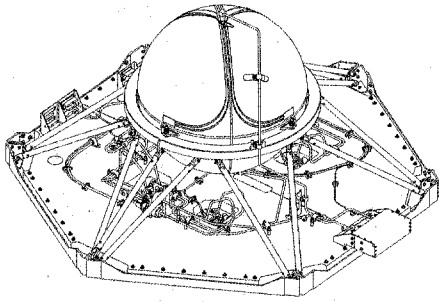


그림 2. Final Design Configuration of KOMPSAT-2 PS

3. 추진시스템 해석

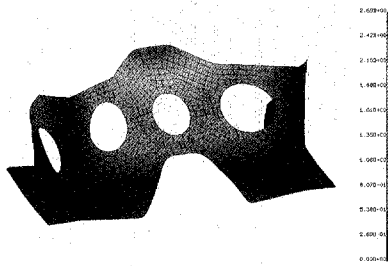
추진시스템에 대한 주요설계요소는 위성본체의 요구조건뿐만 아니라 구조해석, 열해석, 추진제 유동 해석 및 플룸(Plume) 해석 등을 근거로 도출되었다.

소요 추진제의 질량은 위성시스템의 임무 시나리오를 근거로 임무 완수에 필요한 양이 예측되며, 설계초기 핵심 부품의 선정시 추진제 탱크의 용량 결정을 위한 근거 자료로 활용된다.

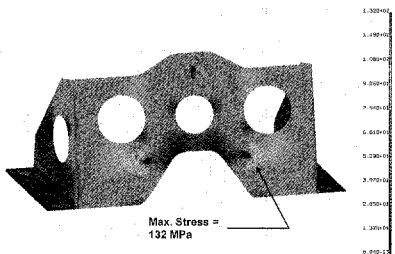
한편, 발사에서부터 무중력 환경에 이르기까지 추진시스템 설계의 타당성을 검증하기 위해 철저한 구조해석이 수행되며, 이때 상사성(Similarity) 확인 등의 단순해석 방법과 유한요소해법(Finite Element Method)을 이용한 상세해석의 두 가지 방법을 병행해 수행한다. DTM 브라켓에 대한 고유진동 및 응력분포 해석결과를 그림 3에 제시하였다. 모든 모듈 브라켓의 1차 고유진동수는 125Hz 이상, 328Hz 이하로서 100Hz보다 크게 분포하므로 강성 요구조건을 만족하였고[3], 응력 해석 결과 안전여유 값들 모두 0.35~0.88로서 0보다 큰 값을 나타내므로 하중 요구조건 역시 충분히 만족하는 것을 확인하였다.

열설계의 경우 극저온의 우주환경에서 추진제의 동결 및 과열방지를 위해 항상 다음과 같은 요구조건을 만족해야 한다[4].

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



(a) 1st Natural Frequency



(b) Stress Distribution

이와 같은 열설계 요구조건을 만족하기 위한 능동 열제어(Active Thermal Control) 방법으로 각 부품에 적절한 용량의 주와 잉여 히터를 병렬 연결한 후 써모스탯을 이용해 히터회로를 구성함으로써 추진제의 동결 방지 및 관련 부품들의 작동에 차질이 없도록 설계를 수행하였다. 또한 압력 변환기를 제외한 모든 부품들은 일종의 복사차폐막(Radiation Shield) 역할을 수행하는 다층박막 단열재(Multi-Layer Insulation, ML)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 열해석을 수행하였으며, 해석 툴로는 위성 열해석 전문 툴인 TAS를 사용해 추진모듈들을 3차원 형상으로 모델링하였다.

그림 3. Structural Analysis of DTM Bracket

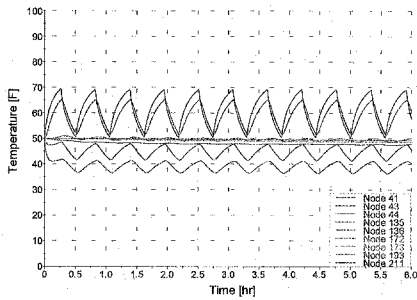


그림 4. Thermal Behavior of Fuel Tank

열해석 결과 중 대표적인 예로 추진제 탱크에 대한 열적 거동을 그림 4에 제시하였으며, 균일최악조건에서 전압이 25V일 때 주 히터 회로가 작동된 경우 시간에 따른 각 노드의 온도변화를 제시하였다. 그림에서 보듯이 써모스탯 작동에 의한 온도의 주기적 변화가 앞서 서술한 열설계 요구조건을 잘 충족시키고 있음을 확인하였다.

한편, 저장된 추진제는 배관을 통해 추력기 밸브로 이송되며, 이때 밸브 폐쇄에 의해 따른 순간적인 추진제 흐름의 단절은 압력파에 의한 비정상적인 압력진동을 유발한다. 따라서 탱크에서 추력기 입구에 이르기까지 추진제 유로에 대한 압력강하와 추력기 밸브의 작동 시에 수격현상(Water Hammer)에 의해서 발생하는 배관내의 비정상적인 압력진동을 예측하기 위해 특성곡선해법(Method of Characteristics, MOC)을 이용하여 연속방정식 및 운동량 방정식을 계산함으로써 정상상태 및 과도기에서의 유체해석을 수행하였다[5]. 이를 통해 추진제 배관내의 과도기 압력진동을 예측하고 이러한 압력진동을 완화시키기 위한 오리피스(Orifice)의 설계를 검증하였다. 대표적인 해석결과로서 격리밸브가 닫혀있고 그 상단까지 추진제가 차있는 상태에서 격리밸브를 개방하였을 때, 추력기 밸브와 압력변환기에서 발생하는 최대 압력을 그림 5에 제시하였다. 그림에서 보듯이 갑작스런 추진제의 가속에 의한 수격현상으로 인해 실제 개방시간(13-14 msec)에서 압력변환기와 추력기 밸브의 최대작동압력(MOP)

인 400 psi보다 크게 예측되었으며, 최악의 경우 해당 부품이 파손될 가능성이 높은 것으로 판단되었다. 따라서 이를 방지하기 위해서는 향후 발사장에서 추진제 주입시 격리밸브가 개방된 상태인지 필히 확인한 후 후속작업을 수행해야한다.

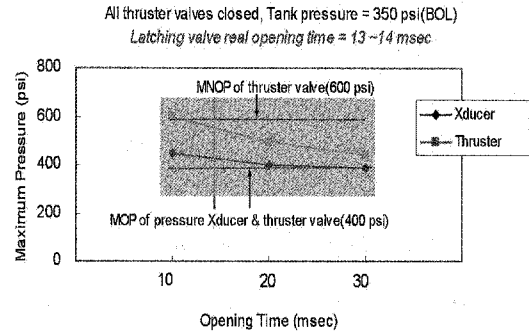


그림 5. Peak Pressures at Specific Components

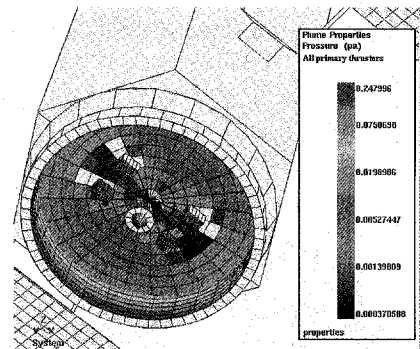


그림 6. Surface Pressure Distribution caused by Thruster-exhaust Plume

추력기로부터 사출되는 플룸(Plume)은 위성체에 교란추력/교란토크를 가하며, 추력기가 장착된 부품을 국부적으로 가열하는 원인이 된다. 또한 정밀광학카메라와 같이 오염이 극도로 제한되어야 하는 정밀계측장비에 연소 입자들을 부착시킴으로써 성능의 저하를 가져오기도 한다. 따라서 이에 대한 정확한 예측이 위성체 설계단계에서 필수적이며, 이에 대한 상세해석을 위해 일반적인 유동해석과 더불어 환경 천이영역에 국부적으로 DSMC 방법을 적용하였다. 모든 추력기가 작동했을 때, 플룸에 의한 위성체 표면의 압력분

포를 그림 6에 제시하였다. 해석결과 플룸에 의한 교란추력 및 교란토크는 주추력/주토크에 비해 무시할 정도로 작았으며, 위성체의 자세제어에 거의 영향을 주지 않음을 확인하였다.

4. PM&P Engineering

위성은 발사 후 고장발생 시 회수하여 수리가 불가능하다는 일회적 특성 때문에 그 운용상의 실패나 오차를 허용치 않으므로 우주환경에서 높은 안전성과 신뢰성의 보장을 위해 부품, 자재 및 공정에 대해 엄격한 요구조건을 가져야 한다. 이러한 특수성을 고려해 다른 산업분야에 비해 한층 복잡한 부품, 자재 및 공정 관리 체계가 필요한데 이를 통틀어 PM&P(Parts, Materials & Processes) Engineering이라고 일컫는다. 위성의 운용기간 동안 작동불량을 방지할 수 있는 적절한 부품, 자재 및 공정을 선정하는 것은 매우 어려운 일이며, 상당한 기술과 판단과 더불어 운까지도 따라야 한다. 다목적 실용위성 2호의 추진시스템은 각 부품의 용도 및 구매절차 등을 종합적으로 고려하여 핵심 부품들, 원부자재 및 열제어 부품, 공정 자재 등으로 구분하였으며, 원부자재와 공정자재를 합해 추진시스템에서 필요한 부품/자재 종류는 총 170여종으로 나타났다. 또한 그림 7에 추진시스템 제작/조립에 필요한 공정규격의 일부가 제시되어 있는데 부품, 자재 및 장비 등에 관련된 규격까지 포함할 경우 총 150여종이 적용되었다.

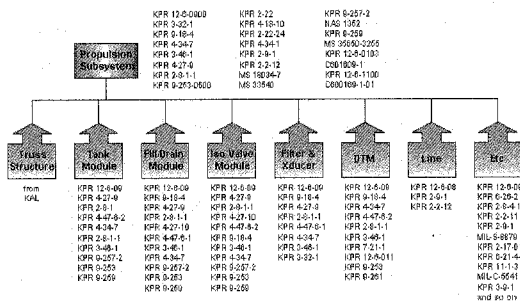


그림 7. Manufacturing Processes List of KOMPSAT-2 PS

이렇게 엄격한 부품, 자재 및 공정 관리 체계를 통해 성공적으로 추진시스템의 개발을 완수함으로써 목표했던 신뢰도 요구조건을 충분히 달성하였다.

5. 제작/조립 및 성능시험

다목적실용위성의 추진시스템은 제작 및 조립의 편리성과 설계변경의 용이성을 위하여 모듈 형태로 설계/제작되며, 제작/조립된 모듈을 이용해 최종 시스템을 구성하는 순으로 진행된다. 추진모듈은 그림 8과 같이 이중추력기 모듈(Dual Thruster Module, DTM), 격리밸브 모듈(Isolation Valve Module, IVM), 필터/압력변환기 모듈(Filter/Pr. Xdcr Module; FXM) 및 충전/배출 모듈(Fill/Drain Valve Module, FDM) 등으로 구분된다.

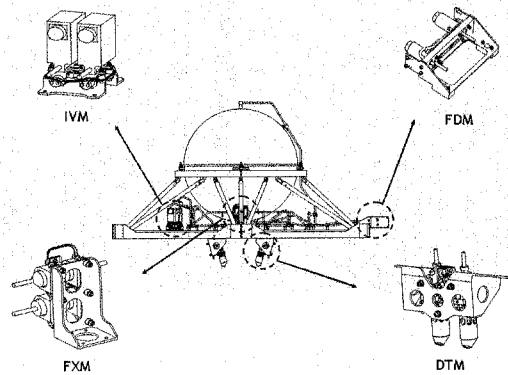


그림 8. Configuration of Propulsion Modules

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 완료되었다. 링, 스트러트, 플랫폼 및 레일로 구성된 추진계 구조물은 항우연 구조계에서 설계 및 해석을, (주)대한항공에서 제작을 담당했으며, 다층박막단열재는 (주)두원에서 설치하였다. 최종 시스템 제작/조립은 (주)한화/(주)

스페이스솔루션에 의해 수행되었다.

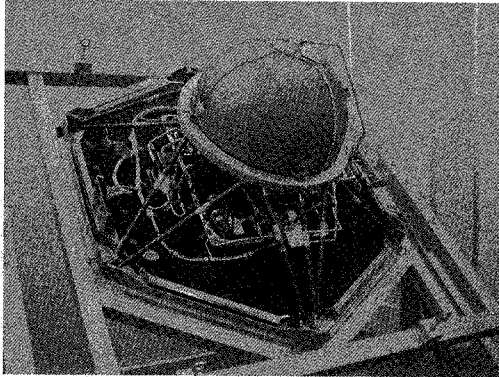


그림 9. Completed Configuration of KOMPSAT-2 PS

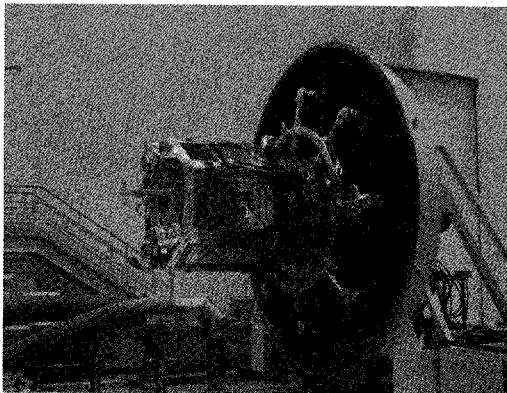


그림 10. Bus Thermal Vacuum Test Configuration of KOMPSAT-2 Bus Assembly

시스템 제작/조립시 먼지 및 불순물 등의 오염으로 인한 기능의 오작동과 같은 불량을 최소화하기 위해 10,000 Class의 청정실에서 작업이 이루어졌다. 제작기간만 약 1년 정도 소요되었으며, 최종 완성된 추진시스템의 형상은 그림 9에 제시하였다.

제작/조립을 완료한 추진시스템은 설계 요구 조건의 만족여부를 검증하기 위해 지상에서 각종 성능시험을 수행하였다. 성능시험의 범주로는 크게 시스템 구조에 대한 기계적인 성능시험과, 제어밸브 및 온도 센서류 등 전장품에 대한 전기적인 성능시험으로 구분된다. 구체적으로 청정도인

증시험(Cleanliness Verification Test), 내압력 검증시험(Proof Pressure Test), 내부/외부 누설시험(Internal/External Leakage Test), 가스유동 및 극성 시험(Gas Flow and Polarity Test)을 수행하였고, 시험결과 성능요구조건을 모두 만족하는 것을 확인하였다. 완성된 추진시스템은 위성본체와의 조립을 마친 후 현재까지 그림 10에서 보여주는 버스 열진공시험을 성공적으로 완료한 상태이다.

6. 결 론

본 논문에서는 다목적실용위성 2호의 추진시스템 개발과 관련해 비행용 모델의 설계요구 조건과 이를 만족하는 추진시스템의 설계 및 해석 결과뿐만 아니라 제작/조립, 성능시험에 대한 전반적인 내용을 기술하였다. 최종 완성된 비행용 추진시스템은 위성본체 시스템과의 조립을 거쳐 현재 시스템 레벨 환경시험을 성공적으로 수행중이다.

참 고 문 헌

1. 김정수, 한조영, 유재호, 최영중, 손택준, 최진철, "다목적실용위성 2호 추진시스템 예비설계," 한국항공우주학회 추계학술대회, 울산대학교, 2000, pp.630~633.
2. 김정수, 이균호, 한조영, 장기원, 최진철, "저궤도 관측위성용 구조 및 열 개발모델 추진시스템의 설계 및 제작", 항공우주기술, 제2권, 제2호, 2003, pp. 76-81.
3. 이균호, 김정수, "인공위성 추진시스템 모듈 브라켓 구조해석", 한국항공우주학회지, 제31권, 제2호, 2003, pp. 133~140.
4. 한조영, 김정수, 이승우, "열해석에 의한 인공위성 추진시스템의 열설계", 대한기계학회논문집 B, 제27권, 제1호, 2003, pp. 117~124.
5. 김정수, 한조영, 이균호, "위성 추진시스템의 추력제어밸브 작동에 따른 추진제 비정상 유동특성", 항공우주기술, 제1권, 제2호, 2002, pp. 51-56.