

저궤도 위성용 추진계 개발

유명종* · 이균호** · 한조영***

Development of Propulsion System for LEO Satellite

Myoung-Jong Yu* · Kyun-Ho Lee** · Cho-Young Han***

ABSTRACT

Likewise all that of the propulsion system, development of Propulsion System for LEO Satellite is laborous tasks to surmount technical barriers of the advanced countries as well as to satisfy the requirements of evolving satellites and changes of functions, structures and etc. Those will be presented and discussed here that the process of technical approach to have developed the KOMPSAT propulsion system, and some challenging area to overcome to develop future LEO satellite propulsion system.

초 록

모든 추진기관의 개발과 마찬가지로 저궤도 위성용 추진계의 개발은 위성의 요구 성능 향상, 기능 및 구조적인 변화 등 기술적인 요인뿐만 아니라 기술 유출을 꺼리는 선진국의 입장에 따라 그 개발 구도 및 전략을 개선해 나가야 하는 매우 어려운 개발 환경에 노출되어 있다. 이 논문에서는 다목적 실용위성의 추진계를 개발하며 이러한 내 외부 환경 변화에 따른 기술적 접근 과정을 서술하고, 향후 저궤도 위성용 추진계의 개발을 위하여 해결해야 할 기술적인 문제점을 제시하여 해결 방안을 모색하고자 한다.

Key Words: 인공위성(Satellite), 다목적실용위성(KOMPSAT), 우주비행체(Spacecraft), 추진시스템 (Propulsion System)

1. 서 론

주로 지구 관측을 목적으로 하는 저궤도 인공 위성에서 추진시스템의 임무는 발사체의 능력과

자세제어 방법에 의하여 결정되어 지지만, 일반적인 주 임무는 위성이 발사체에서 분리되어 최종 임무궤도에 정착할 때까지 궤도전이에 필요한 추력의 제공과 임무궤도 유지 및 위성의 자세제어와 기동(Maneuvering)에 필요한 제어 모멘트를 발생하는 것이다.

한국항공우주연구원에서 개발한 저궤도 위성인 다목적 실용위성 1, 2호(KOMPSAT-1, 2)를

* 한국항공우주연구원 위성기초기술그룹
** 한국항공우주연구원 위성기초기술그룹
*** 한국항공우주연구원 통신위성체계그룹

위하여 개발된 추진시스템의 기본 설계는 미국 TRW사의 TOMS-EP의 추진계를 바탕으로 하였다는 면에서는 거의 동일한 형상과 성능을 제공한다. 하지만 1호기 개발 전반부에 설정된 추진계의 주 임무는 후반부에 발사체의 변경으로 인하여 재설정되었다. 또한 2호기에서는 위성의 기능 및 무게 변화 등에 따라 그 임무가 설정되었으며 3호기에서도 임무 변화를 수반할 것으로 예상된다. 이러한 임무 변화에 대하여 대폭적인 설계 변경은 수행되지 않았으며 3호기에서도 기본적인 설계는 유지될 것이다.

다목적 실용위성에 사용하는 추진기관은 현재 알려진 범위 내에서는 모든 저궤도 위성에서 사용되고 있는 단일추진제 하이드라진 시스템으로 주요 구성품으로는 추력기, 추진제 탱크, 압력변환기, 추진제 필터, 격리밸브 및 충전/배출 밸브 등이며 추진제 배관과 함께 용접으로 조립된다.

본 논문에서는 다목적 실용위성 1,2호의 추진시스템의 설계에서부터 조립/시험에 이르기까지 개발과정을 서술하고 3호 개발 시 추가적으로 필요한 기술을 제시한다.

2 본 론

2.1 추진시스템 설계

단일추진제 추진시스템 설계는 일반적으로 다음과 같은 과정을 통하여 이루어진다[1].

1. 요구 사항 정의
2. 추진제 소요량 계산; add margin
3. 추진제 제어 기구 선택
4. 이중 혹은 단일 추진 탱크의 결정
5. 추진제 탱크 형태 결정; sphere, barrel, conosphere(hemisphere & Cone)
6. 가압 기체의 선정
 - 질량이 Critical한 경우 Helium
 - 그 외의 경우 Nitrogen
7. 가압 시스템의 형태 결정 및 성능 매개변수, 탱크의 최대 압력과 Blowdown ratio 설정
8. 추진제 탱크의 설계
9. 엔진 모듈 및 일반적인 배치 설계

10. 시스템 Schematic의 설계; 잉여 계획

11. 시스템의 질량 계산

12. Trade Studies, 1-12단계의 반복

다목적 실용위성 1,2호기 추진시스템의 설계 역시 유사한 과정을 거쳐 이루어졌으며, 3호기의 설계에서는 국산화 품목 추가에 따라 일부 수정된 설계 과정이 적용될 예정이다. 그림 1은 다목적 실용위성 1,2호기 추진시스템의 구성 개념도이다.

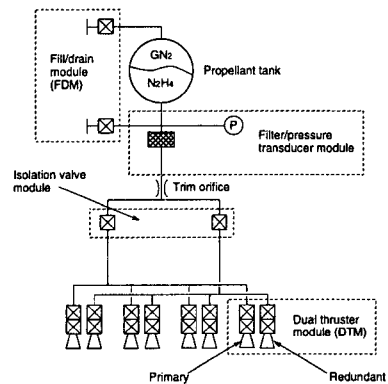


그림 1. Schematics of KOMPSAT PS

추력기의 숫자 및 사용 횟수는 제한적인 것이 위성 체계 측면에서는 바람직하다고 판단할 수 있다. 추력기는 임무 완수를 위해서 필수적인 경우에만 사용되어야 하며, 이러한 추력기의 사용 빈도 축소는 위성의 성능 저하 방지 및 수명의 연장에 매우 중요한 요소이다. 다목적 실용위성과 같은 저궤도 관측위성의 경우 추력기의 배치 및 수량, 추력의 크기가 일반적으로 정형화하는 것이 최근의 추세이다.

추력기의 성능을 결정하는 변수로는 정상상태 모드에서의 추력 및 추력 지속성, 맥동 모드에서의 임펄스 비트, 임펄스 반복성 그리고 추진제량에 따른 총 임펄스 등이 존재한다. 다목적 실용위성의 추진시스템에서 임펄스는 단일 추진제인 하이드라진과 촉매에 의한 열분해반응으로 발생하는 기체의 분출에 의해 생성되며, 경사각을 갖는 총 4개의 1-lbf급 추력기의 조합으로 궤도 전이 및 자세제어 등에 필요한 3축제어 모

멘트를 얻을 수 있다.

다목적 실용위성의 최종 추진시스템은 기계적, 전기적, 열적 성능 요구조건뿐만 아니라 위성본체와의 외부 접속조건도 충분히 만족하도록 설계가 이루어졌으며, 성능시험을 통해 그 타당성을 검증하였다.

2.2 추진시스템 해석

추진시스템에 대한 주요설계요소는 위성본체의 요구조건을 만족시키기 위하여 구조해석, 열해석, 추진계 유동 해석 및 플룸(Plume) 해석 등을 근거로 도출된다.

발사에서부터 무중력 환경에 이르기까지 추진시스템 설계의 타당성을 검증하기 위해 철저한 구조해석이 수행되며, 주요 부품에 대한 고유진동 및 응력분포 해석결과를 바탕으로 설계한다 [2]. 또한 추진계의 경우 극저온의 우주환경에서 추진제의 동결 및 과열방지를 위한 일정 수준의 최저 및 최고 온도 요구조건을 만족해야 한다. 추진제의 동결 방지 및 관련 부품들의 작동에 차질이 없도록 다층박막단열재(MLI)로 감싸 단열하며 적절한 용량의 히터와 써모스텝을 이용해 히터회로를 구성함으로써 요구 조건을 만족하도록 설계한다. 이러한 설계는 열해석을 통한 각 부품의 열적 거동의 예측[3]이 수반되며 최종적으로 열진공 실험을 통하여 검증한다. 한편, 저장된 추진제는 배관을 통해 추력기 벨브로 이송되며, 이때 벨브 개폐에 따른 순간적인 추진제 흐름의 단절은 압력파에 의한 비정상적인 압력진동으로 수격현상을 유발한다. 배관내의 비정상적인 압력진동을 예측하고 이를 통해 추진제 배관내의 오리피스(Orifice)의 설계를 검증하고 수격현상으로 인한 부품 손상 등을 방지하기 위하여 Fueling 과정 등에서 후속 조치를 취한다.

추력기로부터 사출되는 플룸(Plume)은 추력기의 성능을 결정하는 요소임과 동시에 위성체에 교란추력/교란토크를 가하고, 추력기가 장착된 부품을 국부적으로 가열하는 원인이 된다. 또한 태양전지판, 정밀광학카메라와 같이 오염

이 극도로 제한되어야 하는 정밀계측장비에 연소 입자들을 부착시킴으로써 성능의 저하를 가져오기도 한다. 이미 실험적으로 성능이 검증된 추력기 자체에 대한 성능 해석은 현 시점에서 중요하지 않으며 플룸에 의한 외부 영향의 해석이 중요하다. 이에 대한 상세해석을 위해 일반적인 유동해석과 더불어 환경 천이영역에 국부적으로 DSMC 방법을 적용한다. 추진계 해석 분야에서 가장 기술 개발을 필요로 하는 분야이며 그림 2,3은 추력기가 작동했을 때, 플룸에 의하여 야기되는 다목적 실용위성 2호의 표면 압력분포를 계산한 결과이다[4].

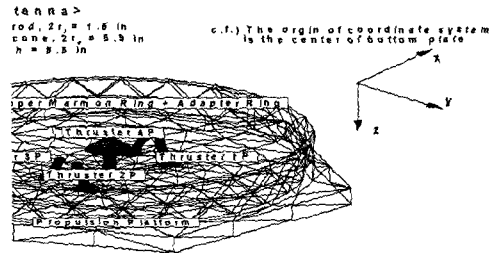


그림 2. Simplified model on the base region for DSMC computation

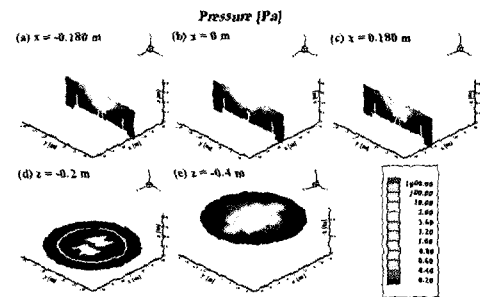


그림 3. Pressure distribution

2.3 제작/조립 및 성능시험

제작 및 조립의 편리성과 설계변경의 용이성을 위하여 모듈 형태로 설계/제작되며, 그림 4와 같이 독립적으로 제작/조립된 모듈을 이용해 최종 시스템을 구성하는 순으로 진행된다. 시스템 레벨에서의 제작은 크게 모듈의 장착 및 배

관 용접 등의 기계적 조립과 더불어 열제어 부품, 전선의 연결 및 배치 등의 전기적 조립을 거쳐 완성되며 완성된 다목적 실용위성 2호의 추진계의 형상을 그림 5에 나타내었다.

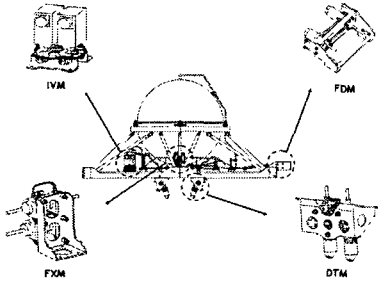


그림 4. Configuration of Propulsion Modules

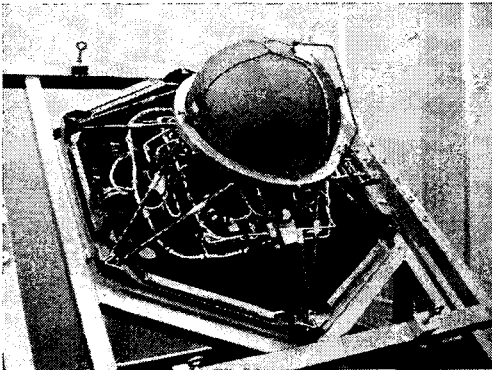


그림 5. Completed Configuration of KOMPSAT-2 PS

다목적실용위성의 추진시스템은 일부 핵심 부품 및 원자재를 제외하고는 국산화가 많이 진척되었으며 조립 기술은 독자적인 능력을 확보하고 있으나 자립도 향상을 위하여 촉매의 국산화 기술 확보가 절실히 요구된다.

제작/조립을 완료한 추진시스템은 설계 요구 조건의 만족여부를 검증하기 위해 지상에서 각종 성능시험을 수행한다. 성능시험의 범주로는 크게 시스템 구조에 대한 기계적인 성능시험과, 제어밸브 및 온도 센서류 등 전장품에 대한 전기적인 성능시험으로 구분된다. 구체적으로 청정도인증시험, 내압력 검증시험, 내부/외부 누설 시험, 가스유동 및 극성 시험을 수행하고, 시험

결과 성능요구조건을 만족하는 지 확인한다. 완성된 추진시스템은 위성본체와의 조립을 마친 후 최종적인 성능 확인을 위하여 열진공시험을 수행한다.

3. 결 론

위성 추진계와 관련된 기술은 조립 및 시험, 평가 자체가 매우 중요한 기술이기는 하나 우선적으로 설계 및 해석에 대한 자체 기술을 보유하고 있지 못하면 외부 기술에 종속될 수밖에 없는 분야이다. 위성에 대한 요구사항이 다양해짐에 따라 태양 전지판의 배치 등 주요 구성이 다양해지는 경향이다. 따라서 현재까지 확보된 기술이 주로 제작, 조립 및 시험에 초점이 맞추어졌다면, 향후에는 이 확보된 기술을 기반으로 하여 위성체의 설계 변경 시 야기되는 문제점을 신속하게 예측하고 그에 대한 해결책을 제시해 주기 위하여 첫째, 촉매 등 주요 부품에 대한 국산화를 바탕으로 다양한 성능의 추력기를 개발하고, 둘째, 추력기 플룸에 대한 거동 등을 신속하게 예측하여 설계에 반영될 수 있도록 함으로써 전체 체계 개발이 문제점 없이 순조로이 진행될 수 있도록 지원하는 것이라고 판단된다.

참 고 문 헌

1. Charles D. Brown, "Spacecraft Propulsion," AIAA Education Series, 1996.
2. 이균호, 김정수, "인공위성 추진시스템 모듈 브라켓 구조해석", 한국항공우주학회지, 제31권, 제2호, 2003, pp. 133~140.
3. 한조영, 김정수, 이승우, "열해석에 의한 인공위성 추진시스템의 열설계", 대한기계학회논문집 B, 제27권, 제1호, 2003, pp. 117~124.
4. J. H. Park, S. W. Baek, and J. S. Kim, "Direct Simulation Monte Carlo Analysis of Thruster Plumes/Satellite Base Region Interaction," AIAA Journal Vol.42, No.8, August 2004.