

초기 궤도운용 분석 기반 저궤도 지구관측위성 추진시스템 성능 검증

원수희*, 채종원*, 김수겸*, 조성권*, 전형열*

Performance Verification of LEO Satellite Propulsion System based on Early On-orbit Operation Analysis

Su-Hee Won*, Jongwon Chae*, Sukyum Kim*, Sungkwon Jo*, and Hyoung Yoll Jun*

요 약

인공위성 추진시스템은 위성이 발사체와 분리되어 최종 임무궤도에 진입하기까지 궤도조정에 필요한 추력을 제공하고, 임무궤도에 진입한 이후에는 궤도경사각 제어 및 항력에 의한 궤도 저하를 보상하기 위한 추력을 제공한다. 위성 발사 후 초기운용 기간 동안 획득된 궤도운용결과를 바탕으로 위성의 운용모드에 따른 저궤도관측위성 추진시스템의 궤도성능 검증을 수행하였다. 또한 추진시스템을 구성하는 부품 및 배관에서의 온도변화 추이를 살펴 추진계가 정상적인 범위 내에서 운용되고 있음을 확인하였다.

Key Words : Satellite Propulsion System, Early On-orbit Operation, Attitude Control, Altitude Compensation

ABSTRACT

The satellite propulsion system provides the required thrust to insert a satellite into the desired orbit after separation from the launch vehicle and to control orbit inclination or compensate altitude loss due to drag after inserted into the desired orbit. The on-orbit performance of LEO satellite propulsion system according to operation mode was verified based on the results analysis for early on-orbit operation. The temperature trends of components and tubing were checked and the resultant trends were within the normal range as well.

I. 서 론

국내 기술로 개발된 고해상도 전자광학카메라와 국내 최초의 적외선 센서를 탑재한 저궤도 지구관측위성이 2015년 3월 26일 러시아 야스니(Yasny) 발사장에서 ISC Kosmotras 社の 드네프르(Dnepr) 발사체에 의해 고도 528km의 태양동기궤도로 발사되었다[1]. 발사체에 의해 임무궤도에 직접 투입된(directly injected) 저궤도 지구관측위성은 미리 정해진 절차에 따라 위성체 초기점검(Bus IAC), 탑재체 초기점검(Payload IAC) 및 검보정(Cal./Val.) 등을 거쳐 현재 정상 운용되고 있다.

이 과정에서 저궤도 지구관측위성의 추진시스템은 위성이 발사체와 분리되어 최종 임무궤도에 진입하기까지 궤도조정에 필요한 추력을 제공하고, 임무궤도에 진입한 이후에

는 궤도경사각 제어 및 항력에 의한 궤도 저하를 보상하기 위한 추력을 제공한다[2]. 또한, 위성의 비정상적 작동상황 발생 시 위성의 자세제어와 기동에 필요한 제어 모멘트를 제공하는 역할도 한다.

본 논문에서는 저궤도 지구관측위성 추진시스템의 기본적인 형상 및 특징에 대해 기술하고, 발사 후 초기 운용 기간 동안 획득된 궤도운용결과를 바탕으로 추력기 작동성능 및 추진제 소모량 등을 포함한 궤도 상 추진시스템의 검증 결과를 살펴보고자 한다.

II. 추진시스템 형상 및 특징

저궤도 지구관측위성 추진시스템은 밀어내기(blow-down)

*한국항공우주연구원 위성기체팀 (shwon@kari.re.kr, firstbel@kari.re.kr, skim@kari.re.kr, skjo@kari.re.kr, hyj@kari.re.kr)
교신저자 : 원수희
접수일자 : 2016년 3월 28일, 최종재확정일자 : 2016년 3월 31일

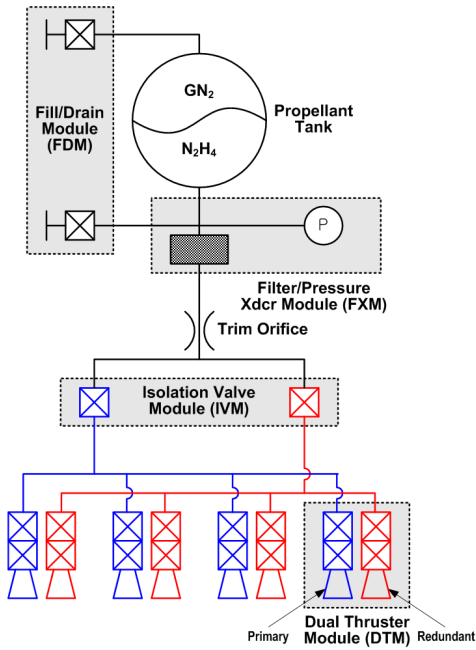


그림 1. 추진시스템 개략도

방식의 추진제 탱크, 주입/배출 밸브, 압력변환기, 필터, 차단 밸브, 4.45N(1lbf)급 추력기 등의 주요 부품과 추진제 유로를 구성하는 배관, 부품 모듈화를 위한 브라켓, 열제어 부품 등으로 구성된다. 주요 부품은 제작 및 조립의 편의성과 설계 변경의 용이성을 고려하여 필터/압력변환기 모듈, 주입/배출 밸브 모듈, 차단 밸브 모듈, 이중추력기 모듈 등과 같이 모듈화 되었다. 저궤도 지구관측위성 추진시스템의 개략적인 개념도를 (그림 1)에 나타내었다.

구형의 티타늄 추진제 탱크는 고분자 재질의 내부 격막(diaphragm)을 경계로 각각 추진제 및 질소 가압기체로 채워진다. 위성 기동에 따른 슬러싱(sloshing) 영향을 최소화하면서도 효율적인 추진제 배출이 가능한 것으로 알려진 격막 방식 탱크는 가압기체에 의해 격막이 밀어내기 방식으로 추진제를 공급하며, 99% 이상의 배출효율을 가진다. 추진제 탱크와 연결된 주입/배출 밸브 모듈은 위성 발사 전 추진제와 가압기체를 주입하고 배출하는 역할을 한다. 탱크 하단에 위치하고 있는 필터/압력변환기 모듈은 액체 추진제를 여과하여 추진시스템 부품들을 오염으로부터 보호하기 위한 필터와 추진제 공급압력을 원격으로 전송하여 추진제의 소모량 예측을 가능하게 해주는 압력변환기로 구성된다. 차단 밸브는 추력기 밸브가 열린 상태로 고장 나거나 추력기 밸브에서 많은 양의 누설이 발생할 때 누설이 발생한 추력기 밸브를 격리시킴으로써 전체 추진시스템을 보호하는 역할을 한다. 차단 밸브 모듈은 주(primary) 및 부(redundant) 추력기들을 담당하는 두 개의 밸브로 구성되며, 각각의 밸브는 열림/닫힘 상태에서 밸브 포핏(poppet)을 유지하기 위한 래칭 메커니즘을 포함하고 있다. 이중추력기 모듈은 주 추력기와 부 추력기 쌍으로 구성되어 있으며, 위성체의 ΔV 기동 및 3축 자세제어가 가능하도록 위성체의 zenith 면에 4 세트가

장착된다. 추력기는 추진제 공급압력에 따라 5-0.67N의 추력을 발생시키며, 이때의 비추력(Specific Impulse) 범위는 222-205sec 이다.

한편, 추진시스템에는 추진제 배관 및 부품들에서의 추진제 동결을 방지하기 위해 열제어 히터가 장착되며, 냉시동(cold start)으로 인한 추력기 촉매의 손상을 줄이기 위해 촉매대 히터가 부착된다. 추력기 운용 전 지상국에 의해 제어되는 촉매대 히터를 제외한 다른 열제어 히터는 미리 설정된 온도에서 개폐되는 써모스탯(thermostat)에 의해 작동된다. 각 히터 회로에는 2개의 써모스탯이 직렬로 연결되어 하나의 써모스탯이 닫힌 상태에서 고장이 발생했을 때 나머지 하나의 써모스탯이 회로를 개방함으로써 부품의 과열 및 과도한 전력 공급을 차단하도록 설계되었다.

III. 궤도성능 검증

1. 최초 지상국 접속

발사체에서 위성이 분리되고 탑재 컴퓨터가 활성화 되면 RTCS(Relative Time Command Sequence)에 의해 태양전지판이 전개되면서 위성은 태양 지향 자세를 취하게 되는데 이 과정에서 위성의 자세는 추력기에 의해 제어된다. 위성의 3축 자세제어를 위해 2개의 추력기가 조합된 형태로 운용되며, 추력기의 펄스모드 연소를 통해 자세제어에 필요한 제어 모멘트가 제공된다. 이러한 추력기 기반 안전 모드를 통해 위성은 (그림 2)와 같이 태양을 지향한 상태로 안정화 된다.

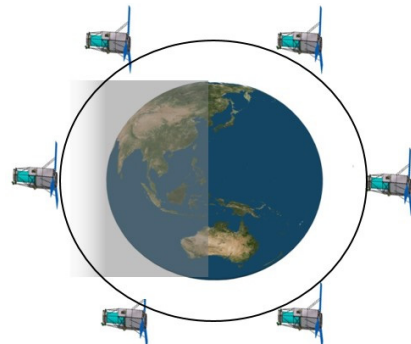


그림 2. 추력기 기반 안전 모드

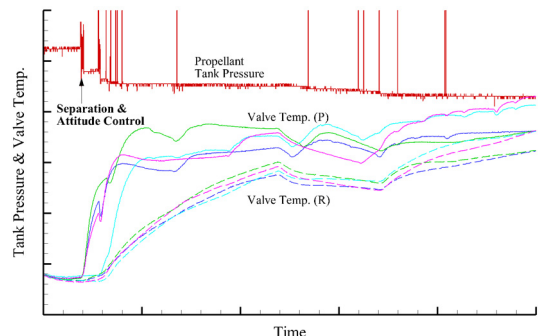


그림 3. 최초 지상국 접속 시 추진시스템 원격측정 데이터

위성 발사 이후 지상국과 이루어진 첫 교신에서 얻어진 추진시스템의 원격측정 데이터의 일부를 (그림 3)에 나타내었으며, 위성이 발사체로부터 분리된 이후 시간에 따른 추진제 탱크의 압력 및 추력기 밸브의 온도 추이를 보여준다. 저궤도 지구관측위성에 탑재된 추력기에는 추력기의 운용 여부를 직접적으로 알려주는 센서가 별도로 부착되어 있지 않기 때문에 추진제 탱크의 압력 감소 및 추력기 밸브의 온도 상승 등과 같은 간접적인 원격측정 데이터로부터 추력기의 정상적인 작동 여부를 판단할 수 있다. 그림에서 확인할 수 있는 것처럼 위성이 발사체와 분리 후 일정 시간이 경과된 시점부터 추진제 탱크의 압력이 급격히 또는 완만하게 감소하는 경향을 보여주고 있으며 추력기 밸브의 온도는 반대로 급격히 또는 완만하게 증가하고 있는 경향을 보여주고 있다. 이를 통해 궤도 상에서 추력기가 정상적으로 작동하고 있음을 간접적으로 확인할 수 있으며, 추진제 탱크의 압력 및 추력기 밸브의 온도는 작동에 따른 정상적인 예측 범위 내에 존재함을 확인하였다. 아울러 그림에는 나타나 있지 않지만, 추력기 점화 명령 누적과 관련된 자세제어시스템의 원격측정 데이터를 통해서도 추력기가 정상적으로 작동하고 있음을 확인하였다.

한편, 추진제 탱크 압력 선도에서 비주기적인 피크(peak) 현상이 관찰되는데, 이는 추력기 작동에 따른 추력기 밸브 개폐에 의해 발생하는 배관 내 수격현상(water hammering)으로 추정된다. 이는 비주기적인 피크(peak) 현상이 집중되는 영역과 추진제 탱크 압력 선도가 감소하는 영역이 거의 일치하는 경향을 통해서도 확인할 수 있다. 또한 추력기 밸브 온도의 경우 주/부 추력기 밸브의 온도가 일정 수준의 온도 차를 유지한 채 동시에 상승하고 있음을 확인할 수 있는데, 이는 이중추력기 모듈 형태로 두 추력기가 묶여 있어 열전달 경로가 존재하기 때문으로 추정된다.

2. 추력기 비운용 서브모드

위성과 발사체 분리 후 추력기 기반 안전 모드 동안 위성의 초기 상태에 대한 일부 점검이 수행되며, 이후 목적에 따라 위성을 다양한 서브모드로 변경시켜 가면서 추가적인 점검을 수행하게 된다. 추력기를 사용하지 않는 서브모드에는 태양 지향 모드, 목표물 지향 모드, 반작용휠 기반 자세제어 모드 등이 있으며, 이들 서브모드에서는 추진시스템 내 차단 밸브, 촉매대 히터, 추력기가 비활성화 된다. 또한 추력기가 운용되지 않음에 따라 추력기 밸브 온도는 지속적으로 하강하여 일정 온도 범위 내로 수렴하게 된다.

추력기를 사용하지 않는 모드 중 대표적으로 태양 지향 모드 상황에서의 궤도 상 위성의 자세 및 이에 따른 추진시스템의 원격측정 데이터를 (그림 4) 및 (그림 5)에 각각 나타내었다. (그림 4)에서 확인할 수 있듯이 태양이 지구 그림자에 의해 가려지지 않는 낮(daylight) 기간 동안에는 태양전지판이 태양을 지향하도록 위성이 자세를 잡고 있으며, 반대로

태양이 지구 그림자에 의해 가려지는 식(eclipse) 기간 동안에는 탑재체가 심우주를 바라보지 않도록 위성의 자세가 변경된다. 이에 따라 위성체의 zenith 면에 장착된 추력기의 경우 낮 기간 동안에는 태양에 노출되고 식 기간 동안에는 심우주를 바라보게 된다. 따라서 태양으로 부터의 열전달로 인해 낮 기간 동안에는 추력기 밸브의 온도가 상승하고 심우주로의 열손실로 인해 식 기간 동안에는 추력기 밸브의 온도가 하강하는 주기적인 거동이 나타나며, 이는 시간에 따라 추력기 밸브의 온도 추이를 나타낸 (그림 5)에서 확인할 수 있다. 앞서 언급한 바와 같이 태양 지향 모드에서는 추력기를 사용하지 않기 때문에 추진제 탱크의 압력은 일정하게 유지되고 있다. 한편, 위성의 비정상적 작동상황 발생 시 갑작스런 추력기의 사용을 대비해 부 추력기 쪽 촉매대 히터 일부가 작동하고 있기 때문에 추력기를 사용하지 않는 서브모드에서는 전반적으로 부 추력기 쪽 밸브의 온도가 주 추력기 쪽 밸브 온도보다 높다.

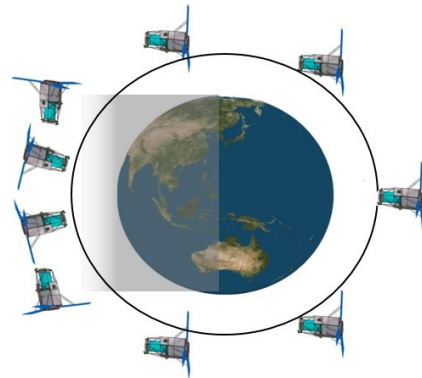


그림 4. 태양 지향 모드

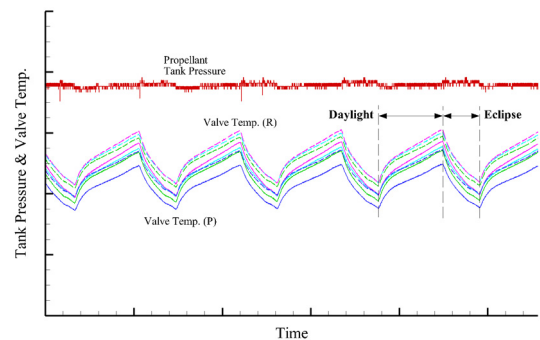


그림 5. 태양 지향 모드 시 추진시스템 원격측정 데이터

3. 추력기 운용 서브모드

저궤도 지구관측위성은 궤도조정을 위해 추력기를 사용하는 3가지 서브모드로 Del-V, Fine Del-V, Hybrid Del-V를 가지고 있다. 위성체 초기점검 기간 동안 Del-V 및 Fine Del-V의 경우 절차 검증만 수행되었으며, Hybrid Del-V를 통해 실질적인 궤도조정 테스트가 수행되었다.

추력기를 사용해 궤도조정을 수행하는 일련의 과정을 (그림 6)에 나타내었다. 먼저 태양을 지향하고 있던 위성이 지구

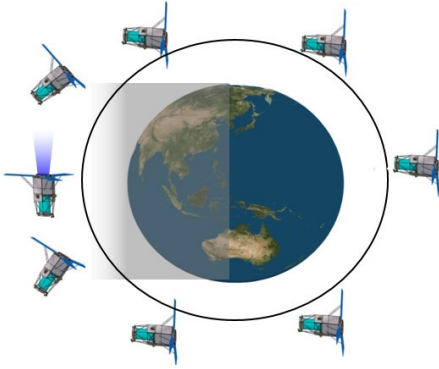


그림 6. 추력기 기반 궤도조정 모드

그림자 영역에 진입한 이후 궤도조정을 위한 자세 변경을 수행한다. 위성이 적합한 자세에 이르게 되면 이때부터 4개의 추력기를 동시에 분사하여 위성의 고도를 상승시키며, 목표한 고도상승이 완료되면 다시 위성은 태양 지향자세를 취한 후 지구 그림자 영역을 벗어나게 된다. 이 과정에서 궤도조정을 위한 추력기의 사용 전후 위성의 자세를 제어하는 방법에 따라 추력기를 사용하는 서브모드는 Del-V, Fine Del-V, Hybrid Del-V로 구분된다. Del-V 서브모드의 경우 궤도조정 전후 위성의 자세는 추력기 펄스모드에 의해 수행된다. 반면, Fine Del-V 서브모드의 경우 반작용휠이 추력기 펄스모드 역할을 대신하며, 마지막으로 Hybrid Del-V의 경우 추력기 펄스모드와 반작용휠이 함께 사용된다.

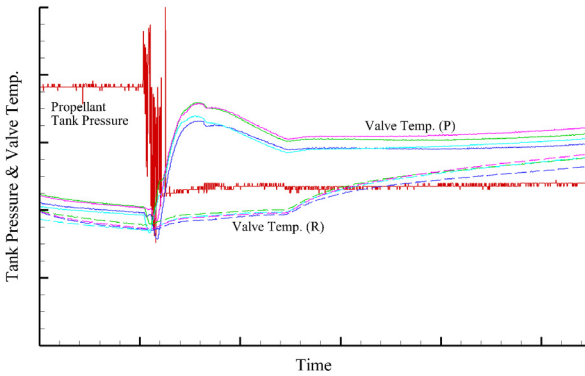


그림 7. 추력기 기반 궤도조정 모드 시 추진시스템 원격측정 데이터 (Del-V)

각 서브모드의 추진시스템 원격측정 데이터를 (그림 7) - (그림 9)에 각각 나타내었다. (그림 7)에 나타난 Del-V 서브모드의 경우 앞서 언급한 바와 같이 실질적인 궤도조정 없이 절차만 검증하였음에도 불구하고 비교적 많은 추진제가 사용되었음을 추진제 탱크의 압력 하강 및 추력기 밸브의 온도 상승으로부터 알 수 있다. 이는 궤도조정을 위한 추력기의 사용 전후 위성의 자세를 수정하는 과정에서 빈번하게 추력기가 사용되었음을 의미한다. (그림 8)에서는 Fine Del-V 서브모드 전반에 걸쳐 추진제 탱크의 압력 및 추력기 밸브의 온도 변화가 관측되지 않았다. 이는 앞서 설명한 것처럼 궤도조정 없이 절차만 검증하였기 때문에 추력기가 사용되지 않았을 뿐만 아니라 궤도조정 과정 전후 위성 자세의 수정도 반작용휠에 의해 수행되었기 때문이다. 마지막으로 (그림 9)는 Hybrid Del-V 경우로 한 번의 급격한 추진제 탱크 압력 하강과 추력기 밸브 온도 상승만 관측된다. 궤도조정 과정 전후 위성의 자세제어를 위해 추력기 펄스모드와 반작용휠을 함께 사용하는 절차가 있으나 반작용휠에 의해 위성의 자세가 효과적으로 수정되기 때문에 추력기는 거의 사용되지 않은 것으로 추정된다. 추진시스템 원격측정 데이터의 급격한 변화는 오직 저궤도 지구관측위성의 고도상승을 위한 추력기 사용에 기인하는 것으로 생각된다.

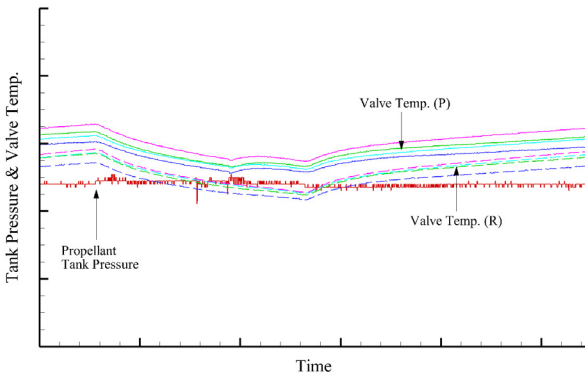


그림 8. 추력기 기반 궤도조정 모드 시 추진시스템 원격측정 데이터 (Fine Del-V)

4. 추진제 소모량

저궤도 지구관측위성의 초기 운용 동안 사용된 추진제 소모량은 압력/체적/온도(PVT) 방법을 통해 다음과 같이 계산될 수 있다[2].

$$m_p = \rho_p [V_t - m_g RT_g / P] \quad (1)$$

여기서 m_p , ρ_p , V_t , m_g , R , T_g , P 는 각각 추진제 잔량, 추진제 밀도, 추진제 탱크 체적, 가압기체 질량, 특정기체상수, 가압기체 온도, 원격측정 압력을 나타낸다. 위성의 발사 전 발사장 추진제 주입 시 계측된 추진제 최종 주입 질량, 지상 가압 온도 및 압력과 같은 초기값을 바탕으로 궤도상에서 얻어진 원격측정 데이터를 반영하여 추진제 소모량 예측이 가능하다.

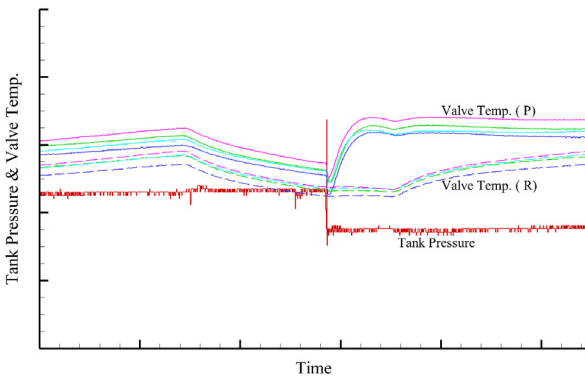


그림 9. 추력기 기반 궤도조정 모드 시 추진시스템 원격측정 데이터 (Hybrid Del-V)

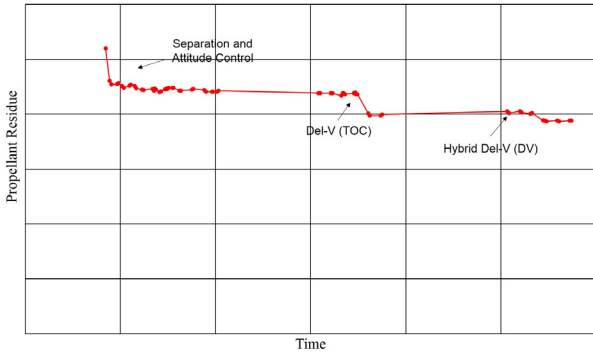


그림 10. 추진제 소모 이력

이와 같이 계산된 추진제 잔량을 (그림 10)에 나타내었다. 추진제는 크게 (1) 위성체와 발사체 분리 이후 위성이 초기 태양 지향 자세를 획득하는 과정, (2) Del-V 서브모드에서 궤도조정을 위한 추력기의 사용 전 적합한 위성의 자세를 획득하는 과정, (3) Hybrid Del-V 서브모드에서 고도상승 과정에서 대부분 사용되었다. 특히, 궤도조정의 경우 예측한 연료 소모량 대비 소모된 연료 소모량을 비교해 볼 때 90% 이상의 일치를 보여주었으며, 위성 발사 전 주입된 추진제 대비 1% 내외의 연료가 소모된 것으로 추정된다.

IV. 결론

추진시스템은 위성이 발사체에서 분리된 후 자세제어를 위한 펄스 모멘트 생성 및 궤도보정을 위한 ΔV 를 발생시키는 역할을 담당한다. 저궤도 지구관측위성의 위성체 초기점검 동안 최초 지상국 접속, 추력기 비운용 서브모드, 추력기 운용 서브모드 등 다양한 서브모드에 걸쳐 추진시스템 및 추력기의 정상 동작 여부 및 성능 검증을 수행하여 정상적인 운용 범위 내에 있음을 확인하였다. 아울러 저궤도 지구관측위성의 초기 운용 동안 사용된 추진제 소모량에 대한 계산을 통해 위성 발사 전 주입된 추진제 대비 1%의 연료가 소모되었음을 확인하였다.

참고 문헌

[1] www.kari.re.kr
 [2] Kim, J.-S., Han, C.-Y. and Jin, I.-M., "Results Analysis for On-orbit Operation of KOMPSAT-1 Propulsion System," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 4, No. 4, pp.107-113, 2000.

저자

원수희(Su Hee Won)



- 2000년 2월 : 부산대학교 항공우주공학과(공학사)
- 2002년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부(공학석사)
- 2010년 8월 : 서울대학교 기계항공공학부(공학박사)

· 2010년 8월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 선임연구원

채종원(Jongwon Chae)



- 2000년 2월 : 연세대학교 기계공학과(공학사)
- 2002년 2월 : 연세대학교 기계공학과(공학석사)
- 현재 : KAIST 항공우주공학부(박사과정)

· 2002년 3월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 선임연구원

김수겸(Sukyum Kim)



- 1998년 2월 : 서울대학교 항공우주공학과(공학사)
- 2000년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부(공학석사)
- 2004년 8월 : 서울대학교 기계항공공학부(공학박사)

· 2005년 1월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 선임연구원

조성권(Sungkwon Jo)



- 2002년 2월 : 전남대학교 기계시스템공학과(공학사)
- 2006년 8월 : KAIST 항공우주공학부(공학석사)
- 2012년 2월 : KAIST 항공우주공학부(공학박사)

· 2016년 1월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 선임연구원

전형열(Hyoung Yoll Jun)



- 1994년 2월 : 인하대학교 항공우주공학과(공학사)
- 1996년 2월 : 인하대학교 기계항공공학부(공학석사)
- 2003년 12월 : Texas A&M Aerospace Eng.(공학박사)

· 2004년 7월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 책임연구원