

다목적실용위성 1호 추진시스템 궤도운용 결과 분석

김정수* · 한조영* · 진익민*

Results Analysis for On-orbit Operation of KOMPSAT-1 Propulsion System

Jeong-Soo Kim* · Cho-Young Han* · Ik-Min Jin*

ABSTRACT

Design configuration and performance requirements for KOMPSAT-1 propulsion system were described. Operational results of the propulsion system obtained through the satellite Launch and Early Operation Phase were scrutinized. Performance characteristics of the thrusters which are employed for spacecraft attitude control and the corresponding propellant depletion rate were analysed according to satellite operation modes. Additionally, propellant leakproof and thermal control capability were checked out from the view point of system verification. Propellant depletion rates calculated by PVT method in ΔV maneuvering and each attitude control mode produce the very meaningful results for the prediction of total propellant consumption up to the end of satellite mission life.

초 록

다목적실용위성 1호 추진시스템의 설계형상 및 성능요구조건이 기술되었으며, 발사후 초기운용기간 중에 획득한 추진시스템 운용결과를 분석, 검토하였다. 위성체 자세제어를 위한 추진시스템의 추력기 성능 검증결과와 PVT Method 에 의해 산출된 추진제 소모율을 위성 운용 모드에 따라 비교하였으며 추진제 Leakproof 성능 및 추진시스템 열제어 성능 등을 시스템 검증 측면에서 검토하였다. ΔV 기동과 위성 자세제어 모드별로 산출된 추진제 소모량은 위성 임무말기까지의 추진제 소모율 예측에 유용한 결과를 제시한다.

1. 서 론

다목적실용위성 1호는 1999년 12월 22일 (GMT) 미국 캘리포니아의 반덴버그(Vandenberg) 공군기지에서 OSC(Orbital Science Corp.)사의 고

체로켓 발사체에 실려 685 km 태양동기 원궤도에 안착되었다. 위성은 10m 분해능의 전자광학 카메라를 주탑재체로 하여 해양관측 카메라, 고에너지입자검출기, 이온층 측정장비 등을 탑재하고 2000년 9월 현재 그 임무를 성공리에 수행

* 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

하고 있다.

인공위성의 추진시스템은, 위성이 발사체에서 분리되어 최종 임무궤도에 정착할 때까지 발사체 분산(Launch Vehicle Dispersion) 조정, 주차궤도 감쇄(Parking Orbit Decay) 보상, 그리고 궤도전이(Orbit Transfer)에 필요한 추력을 제공하고, 임무궤도에서는 궤도경사각 제어(Orbit Inclination Control)와 항력으로 유발되는 감쇄고도 보상(Drag Make-up)을 위한 속도증분(ΔV) 및 위성의 자세제어를 위한 Pulse Moment를 발생시킨다. 발사체에 의하여 임무궤도에 직접투입된(directly injected) 다목적실용위성 1호는 전술한 기능 중에서 궤도전이에 필요한 추력을 발생시킬 필요는 없었다.

본 논문은 다목적실용위성 1호 추진시스템의 설계형상 및 성능요구조건을 기술하고, 발사후 초기운용기간 중에 획득한 궤도운용결과를 분석하여 자세제어를 위한 로켓엔진(추력기) 작동성능, 추진제 소모율, 추진제 Leakproof 성능, 그리고 추진시스템의 열제어 성능 등을 시스템 검증 측면에서 검토한다.

2. 추진시스템 형상 및 성능요구조건

다목적실용위성 1호 추진시스템은 NASA의 표준 부품인 1.0 lbf (4.45 N)급 MRE-1 단기추진제 하이드라진(N_2H_4) 액체 로켓엔진을 사용하고, 추진제 공급은 동작 신뢰도가 높은 압력공급방식(Pressure Feeding System)을 채택하였다. 직경 22 in의 구형 타이타늄 탱크에는 내부의 격막을 경계로 160 lbm의 하이드라진 추진제 및 350 psi의 기체질소 가압제가 각각 적재되었다. 탄성중합체(Elastomeric Polymer)의 능동배출형 격막은 가압제 압력에 의해 밀어내기(Blowdown) 방식으로 추력기까지 연료를 공급하고 역가속 상황에서도 효율적인 추진제 배출이 가능하여 작동압력, 50~350 psi에서 99% 이상의 배출효율을 갖는다.

연료탱크와 추력기 이외의 주요부품으로는

래칭밸브, 충전/배출 밸브, 압력변환기, 필터 등이 있으며 추진제유로를 구성하는 배관(Piping)과 접속부품, 부품 탑재 브라켓(Bracket), 그리고 히터, Thermostat, Thermal Sensor와 같은 열제어 부품이 포함된다. 제작 및 조립의 편리성과 설계변경의 용이성을 위하여 모듈화된 시스템은 이중추력기 모듈, 필터/압력변환기 모듈, 래칭밸브 모듈, 그리고 충전/배출밸브 모듈 등으로 구성된다. Figure 1에 다목적실용위성 1호의 추진시스템 형상을 도시하고 있다.

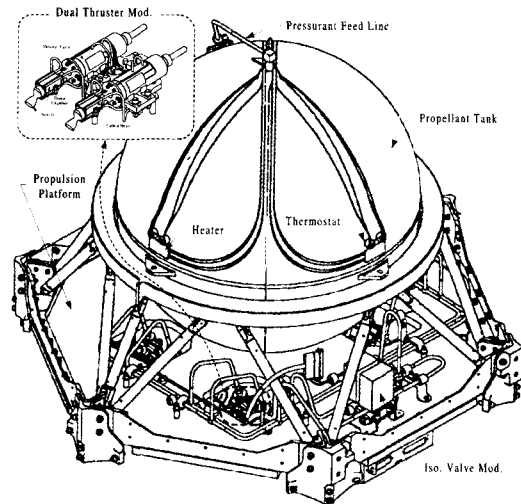


Fig. 1 Configuration of KOMPSAT-1 propulsion system

이중추력기 모듈은 주추력기(Primary Thruster)와 잉여 추력기(Redundant Thruster)의 쌍으로 구성되어 있으며 총 4 set의 이중추력기 모듈이 위성체 ΔV 기동에 필요한 축 방향(+Z 축) 추력과 자세제어에 필요한 Roll, Pitch 및 Yaw의 3축 제어 모멘트를 발생시킬 수 있도록 위성체 Zenith Platform에 장착된다. MRE-1 추력기의 추력은 50~400 psi의 범위에서 작동하는 연소실 주입압력의 함수로서 연속상태 공칭 추력은 400 psi에서 1.0 lbf, 50 psi에서 0.2 lbf이고 공칭 비추력(Specific Impulse)은 221 ~ 201 sec이

다. 이 추력기는 총 1200 lbm 이상의 하이dra진을 연소시킬 수 있는 성능을 갖는다.

압력변환기는 측정압력 (0 ~ 400 psi)에 비례하여 직류전압 (0 ~ 5.0 Volts)을 출력하며 추진제의 공급압력을 측정하기 위하여 사용된다. 원격측정되는(telemetered) 압력은 탱크내의 추진제 소모량 산출 및 추력기의 추력 성능을 예측하는 기본 자료이다.

추진시스템의 각 부품모듈과 추진제 공급라인에는 우주공간 상에서 하이dra진의 동결을 방지하기 위한 열제어 히터가 장착된다. 또, 추력기에는 궤도에서의 작동이전에 연소실의 촉매대를 화학반응에 안전한 온도로 상승시키기 위한 촉매대 히터가 설치되어 있다. 지상명령에 의하여 작동되는 촉매대 히터를 제외한 추진제의 모든 히터는 미리 설정된 개폐 온도값을 갖는 써모스태트(Thermostat)에 의하여 제어된다. 각 히터회로에는 2개의 써모스태트를 직렬로 연결하여 하나의 써모스태트가 닫힌 상태에서 고장이 발생하였을 경우(Stuck-On Failure), 나머지 하나의 써모스태트가 회로를 개방하여 부품의 과열과 히터전력 공급원인 배터리의 과도한 방전을 방지하도록 설계되어 있다.

추진시스템은 단일 과실의 경우에 대하여 안전하도록(single-fault tolerant) 추력기를 포함한 궤도상에서의 모든 작동부품들이 잉여회로를 갖도록 설계되었다.

3. 궤도성능 검증 및 검토

3.1 추력기 작동성능

식(Eclipse)에서 발사체로부터 분리된 위성은 태양전지판의 전개를 거쳐 Sunlit 상태에서 태양열을 최적으로 얻기위한 자세제어모우드인 Sun Point Submode로 들어간다. 태양전지판의 Pitch 및 Yaw축이 태양선(Sun Line)을 10° 오차 이내에서 지향하는 이 모드에서 위성은 Pitch 및 Yaw 축제어를 위하여 추력기를 사용한다. Figure 2는 위성의 3축 좌표계에 대한 각 로

켓엔진의 위치를 도시하고 있다. Pitch제어는 RE#1(Rocket Engine #1)과 RE#4, 혹은 RE#2과 RE#3에 의해, Yaw제어는 RE#1과 RE#3, 혹은 RE#2와 RE#4 추력기 쌍(pair)의 펄스모우드 작동에 의해서 이루어진다. Sun Point Submode에서 Roll축 제어는 이루어지지 않는다.

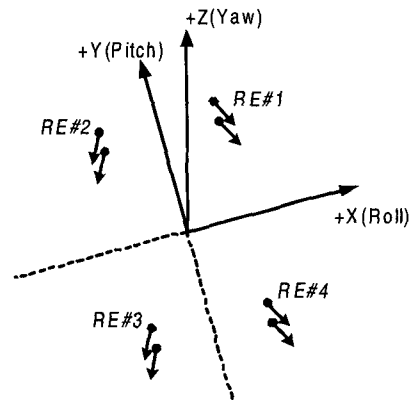


Fig. 2 Position of rocket engines in spacecraft coordinates system

발사체로부터 위성체가 분리된 후 25시간 동안의 추진제탱크 압력, 추진제 잔량, 탱크의 온도, 그리고 추력기 #1, #2, #3, #4의 작동시간축적 변이 등을 Fig. 3에 도시하고 있다. 위성체의 탑재 컴퓨터가 깨어나고 약 470 초 후에 위성체는 식상 상태에서 빠져나오면서 태양전지판이 태양을 지향하게 되고 이 때 급격한 자세변환 요구에 따라 추력기 작동 횟수가 급히 증가한다. 일단 태양지향이 이루어지면 주어진 오차 내에서 자세제어가 이루어지는데 발사후 초기 위성상태에서는 Yaw제어를 위한 추력기 사용이 Pitch제어의 경우보다 많음을 RE#1과 RE#3의 동작시간 동기화(synchronization), 혹은 RE#2와 RE#4의 동작시간 동기화 경향으로부터 관찰할 수 있다. 발사체로부터 분리된 후 약 25시간 동안에 RE#1과 RE#3는 96 초 및 87 초, RE#2와 RE#4는 68 초 및 79 초 동안 각각 작동하고 있다. 위성체의 3축 자세제어 알고리즘에 의해 동작하는 각각의 추력기는 예정된 성능대로 작

동하고 있음을 원격측정된 위성의 자세제어 거동 및 오차 분석으로부터 확인할 수 있었다.

3.2 추진제 소모량 산출

추진제 적제시의 초기질량 및 탱크 용량, 지상 가압조건 (온도 및 압력) 등에 근거하여, 원격측정되는 탱크의 압력 및 온도로부터 다음과 같은 PVT Method¹⁾에 의하여 추진제 잔량을 산정할 수 있다.

$$M_p = \rho [V_T - m_g R T_g / P] \quad (1)$$

식(1)에서 M_p , ρ , V_T , m_g , R , T_g , 그리고 P 는 추진제 잔량, 밀도, 탱크 체적, 가압기체 질량, 기체상수, 온도, 그리고 원격측정되는 압력을 각각 나타낸다.

이와 같이 계산된 추진제잔량 변이를 압력 및 온도와 함께 Fig. 3 에 도시하고 있다. 초기의 압력은 295 psi, 그리고 추진제 적재량은 160 lbm였으며, 추력기 작동 횟수의 증가에 따라 추진제량이 감소하여, 25시간이 지난 작동시점에 2.66 lbm ($M_p@OBT:00 - M_p@OBT:25$)만큼의 추진제가 소모되었음을 그림에서 관찰할 수 있다. 약 18 °C의 지상 평형 온도로 궤도에 오른 추진제 탱크는 상대적으로 큰 열관성으로 인하여 궤도에서 25시간이 지난 시점에서도 온도감소가 매우 미미함을 그림에서 또한 보이고 있다.

추진제 잔량선도에서 보이는 비주기적인 peak는 탱크압력으로부터 추진제량을 산출한 사실에 연유하며 압력선도에서도 동일한 peak 현상이 관찰되고 있다. 이는 압력변환기의 오차라기보다는 추력기 밸브 개폐에 따른 추진제 유로 내의 압력과 발생에 의한 영향으로 판단된다. 실제로 발생하는 거개의 정(+) 및 부(-)의 peak는 짧은 시간동안에 추력기 밸브의 개폐가 많은 (추력기 작동 축적시간의 구배가 큰) 경우에 관찰되고 있다. 추진시스템의 추진제 유로배관 설계에는 그와 같은 현상을 예측하고 수격현상 (Water Hammering) 등에 의한 부품파손, 혹은 시스템 성능저하를 방지하기 위하여 비정상 및

정상상태 유동해석을 설계변수 도출의 일환으로 수행한다²⁾. 관찰되는 비정상 압력거동은 시스템 성능을 저하시킬 정도는 아니며, 따라서 배관설계가 성공적으로 이루어졌음을 알 수 있다.

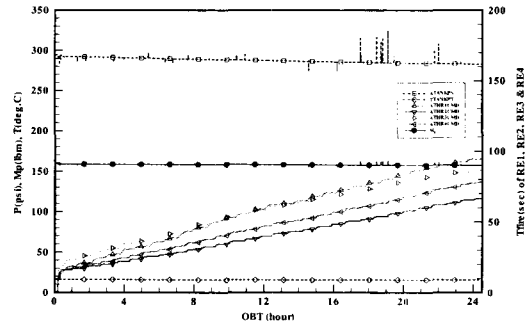


Fig. 3 Variation of tank pressure, propellant consumption rate, accumulated time of thruster firing, and tank temperature (during 25 hours after spacecraft separation from launch vehicle)

Sun Point Mode에서 초기 검증단계를 거쳐 안정화된 위성은 임무수행을 위하여 Science Mode로 들어가게 되며 이 과정에서 위성의 탑재체가 지구를 자향하도록 하는 (Nadir Pointing) Earth Search 및 Attitude Hold Maneuvering (자세 유지 기동)을 수행하게 된다. Figure 4 는 그와 같은 자세변환과정에서 발생하는 추력기 동작도 및 추진제 잔량변이를 보이고 있다. 자세제어 모우드 변환시 추력기 작동시간은 영(zero)으로 초기화된다. OBTime(On Board Time)은 GPS 위성의 초기화 시점으로부터 측정된 시간으로서 OBTime: 3070 hour는 GMT: 1999년 12월 27일 22:00:00에 해당된다. 위성체의 Earth Search는 일정한 각속도의 Roll축 회전을 통하여 이루어지고, 일단 지구센서가 지구를 찾으면 자동으로 Attitude Hold Mode로 변환된다. Attitude Update가 이루어질 경우 Roll/Yaw축 1.5°, Pitch 축 2°의 지구지향 정밀도를 유지하도록 3축 제어를 하는 Attitude Hold의 초기에 태양전지판을 포함한 위성체의 관성 모우멘트 등 질량특성의 영향을 받아 추력

기 사용은 급속히 증가하나 일단 3축 자세의 안정화가 이루어지면 추력기 사용은 감소한다. 그림에서 Sun Point Mode 후기에서의 추진제 소모율은 0.07 lbm/h ($\Delta M_p/\Delta t$ @OBT:3071.8) 인데 비하여 초기 안정화시기를 지난 Attitude Hold Mode에서는 0.03 lbm/h ($\Delta M_p/\Delta t$ @OBT:3074) 정도이다³⁾.

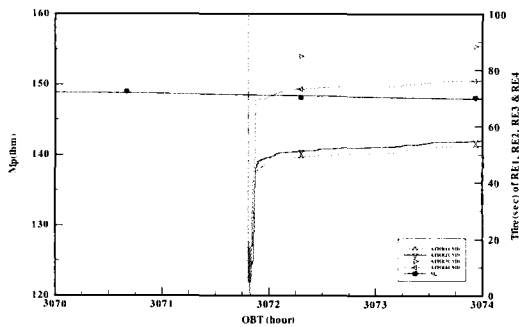


Fig. 4 Trend of propellant depletion accompanied by thruster actuation (spacecraft mode change phase: Sun Point to Attitude Hold Mode)

위성은 비정상적 작동상황이 발생하면 최소 전력사용 상태인 Safe Hold Mode로 자동변환되는데, Fig. 5 는 Science Mode에서 예기치 못한 원인에 의해 Safe Hold Mode로 변환되는 과정에서의 추력기 동작도 및 추진제 소모율 추이를 보이는 것이다. Safe Hold Mode에서의 위성체 자세제어는 연료의 절약을 위하여 태양선 지향 오차를 다소 크게 (20 °) 허용한다는 사실 외에는 절실한 Sun Point Mode와 유사하다. 실제로 이 모드에서의 추진제 소모율은 0.033 lbm/h 정도로서 Sun Point Mode의 소모율보다 적음이 관찰되고 있다.

한편, 궤도 경사각 제어 및 고도 조정을 위하여 ΔV 기동(maneuvering)을 수행하는데 Fig. 6 은 고도 수정 ΔV Burn 에 따른 추진제 잔량 변이 선도이다. 이들 기동의 결과로, 위성의 운용 궤도 경사각은 발사체에 의해 초기에 투입된 98.23 ° 에서 98.18 ° 로 변경되었으며 궤도 장

반경은 7072.7 Km에서 7064.15 Km로 감소하여 임무궤도의 경사각 및 고도 요구조건을 각각 만족시키고 있다.

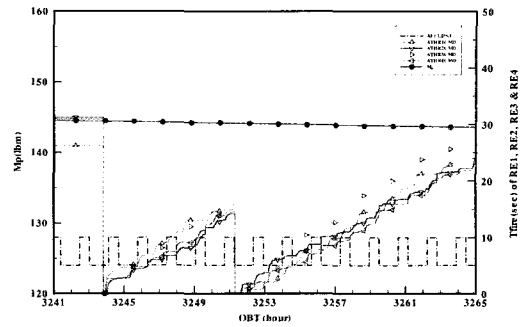


Fig. 5 Trend of propellant depletion accompanied by thruster actuation (spacecraft mode change phase: Science to Safe Hold Mode)

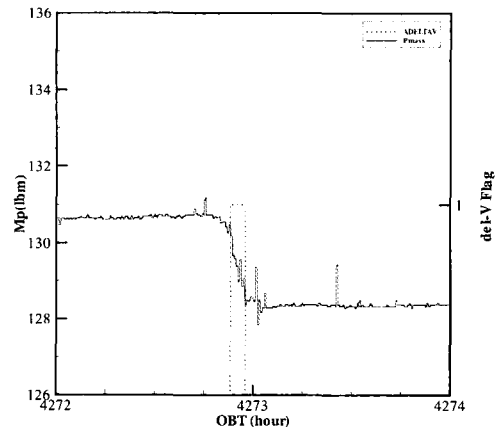


Fig. 6 Propellant depletion resulted from ΔV burn (263 sec) for orbit altitude adjustment

발사후 위성의 초기 운용시점부터 2000년 9월 현재까지 소모된 추진제량은 총량 대비 약 25 % 정도이며, 3년간의 임무기간 완료시까지 위성이 심각하게 궤도를 벗어나지 않고 또, Safe

Hold Mode로 진입하는 비율이 현재까지의 운용 내력보다 빈번하지 않다면 임무수행에 충분한 연료가 위성에 잔류하고 있음을 예측할 수 있다.

3.3 추진제 Leakproof 검증

탑재체 임무 수행을 위한 Science Mode에서의 3축 정밀 자세제어는 반작용 휠(Reaction Wheel)에 의해 이루어지고 추력기는 사용되지 않는다. 이 모드에서 추진시스템의 추진제 Leakproof 성능을 검증할 수 있다. Figure 5의 Science Mode에서 Safe Hold Mode로 변환되기 직전의 추진제 잔량을 이 Science Mode 초기의 추진제 잔량과 비교하기 위하여 Fig. 5의 해당 부분을 확대하여 Fig. 7에 도시하고 있다. 압력 변환기의 측정오차 범위내에서 추진제량의 변화가 없음이 (Science Mode, OBT:3243.8 hour 까지) 관찰되고 있으며 이 사실로부터 추력기 비작동 기간 (Science Mode Period) 동안에 추진제 누출이 없었음을 확인할 수 있다. 이와 같은 Leakproof 검증은 장기간에 걸쳐 이루어져 왔으며 2000년 9월 현재까지 추진제 누출 징후는 전혀 발견되지 않고 있다.

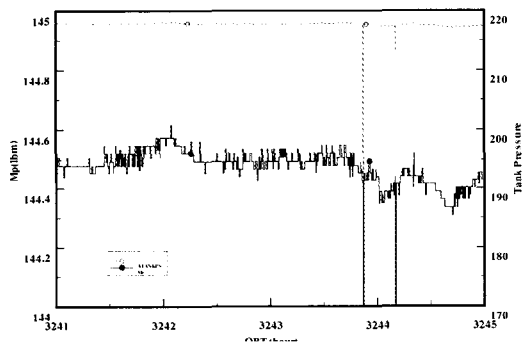


Fig. 7 Enlarged view for the Science Mode period in Fig. 5: checkout of propellant leakproof

3.4 추진시스템 열제어 성능

다목적실용위성 1호 추진시스템에서는 압력

변환기가 유일한 열소산원(Power Dissipation Source)으로서 1 Watt의 열을 발생한다. 따라서 추진제 동결방지를 위한 열제어는 전적으로 25 Circuit에 달하는 비행용 히터에 의존한다⁴⁾.

Figure 8은, Science Mode에서 Safe Hold Mode로 위성 운용 모우드가 변환됨에 따라 추진시스템 부품 및 배관의 온도 사이클링 범위가 감소하는 결과를 도시하고 있다. 주 히터회로 (Primary Heater Circuit)는 써모스태트 스위치에 의하여 17 °C 및 10 °C 에서 각각 개폐 (On/Off) 되고, 잉여 히터회로 (Redundant Heater Circuit)는 17 °C 및 7 °C에서 각각 개폐된다. Science Mode에서는 주 히터회로 및 잉여 히터회로 모두가 열제어를 위하여 작동하고 Safe Hold Mode에서는 잉여 히터회로만이 작동하는데, 이는 후자의 경우에 전력 소모량을 최소화하기 위함이다. 그림에서는 위성 운용 모우드의 변환에 따라 부품의 온도 제어 범위가 미리 설정되어 있는 써모스태트 스위치의 개폐 온도에 따라 사이클링하고 있음을 관찰할 수 있으며, 히터 작동온도가 써모스태트 개폐 설정온도와 정확히 일치하지 않는 것은 써모스태트의 부작 위치와 온도센서에 의한 온도감지 위치가 조금씩 다르기 때문이다.

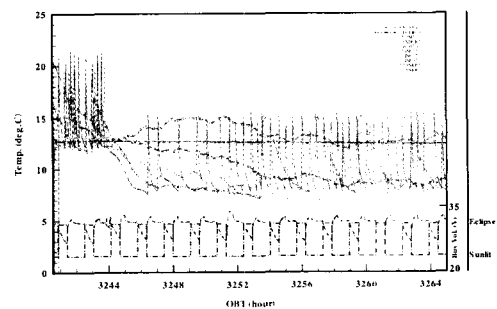


Fig. 8 Thermal behavior of propulsion components (spacecraft mode change phase: Science to Safe Hold Mode)

Table 1은 궤도운용중인 추진시스템 부품의 온도 변화 대역을 요약한 것이다. 5 ~ 116 °C

의 작동온도 허용범위를 갖는 이중추력기 모듈과 5 ~ 38 ℃의 연료탱크를 제외한 모든 추진시스템 부품은 5 ~ 49 ℃의 작동한계를 갖고 있다. 따라서 추진시스템의 모든 부품이 주어진 온도 허용한도내에서 충분한 여유를 갖고 열제어가 이루어지고 있음을 Table 1 으로부터 직시할 수 있다.

개발중인 다목적실용위성 2호의 설계 기초자료로도 사용된다.

후 기

본 논문은 다목적실용위성 1호의 발사 초기 운용(Launch & Early Operation Phase) 분석자료의 일부임을 밝힙니다.

Table 1. Summary of on-orbit temperature variation for propulsion components

Module	Temp. Limit (deg.C)				Cyclic Temp. Range (deg.C)	
	Low. Red	Low. Yellow	Upper Yellow	Upper Red	S/H Mode (BOL)	Sci. Mode (BOL)
Propellant Tank	5	10	33	38	+12 to +13	+12 to +14
Propellant Lines	5	10	44	49	+7 to +16	+12 to +21
Fill/Drain Mod.	5	10	44	49	+8 to +16	+12 to +21
Filter/P-Xducer Mod.	5	10	44	49	+11 to +14	+16 to +18
Iso. Valve Mod.	5	10	44	49	+6 to +16	+12 to +21
DTM #1	5	10	111	116	+18 to +60	+12 to +27
DTM #2	5	10	111	116		+12 to +26
DTM #3	5	10	111	116		+12 to +26
DTM #4	5	10	111	116		+12 to +28

참고문헌

1. C. D. Brown, *Spacecraft Propulsion*, AIAA Education Series, Air Force Institute of Technology, Ohio, 1996
2. 최진철, 김정수, "인공위성 추진기관 설계변수 도출을 위한 Hydrazine 액체추진제의 비정상 유동해석," 대한기계학회 추계학술대회 논문집 B, 2000년 11월, pp.497-501
3. 김정수, 한조영, "다목적실용위성 1호 추진시스템 발사 초기운용(LEOP) 결과분석 보고서," KARI-SB-TM-2000-006, 2000
4. 김정수, 최환석, 한조영, "On-orbit Thermal Behavior of KOMPSAT Liquid Monopropellant Hydrazine (N₂H₄) Propulsion System," 한국추진공학회 제 14 회 학술강연회 논문초록집, 2000년 4월, p.6

4. 결 론

다목적 실용위성 1호 추진시스템의 설계형상 및 성능요구조건이 기술되었으며, 발사후 초기 운용기간 중에 획득한 추진시스템 운용결과를 분석, 검토하였다.

위성체 자세제어를 위한 추진시스템의 추력기는 예정된 성능을 발하고 있음을 확인할 수 있었고 PVT Method 에 의해 추진제 소모율을 산출하고 위성 운용 모드에 따른 소모율을 비교하였다. 또, 추진제 Leakproof 성능 및 추진시스템 열제어 성능 등을 시스템 검증 측면에서 검토하였다.

△V 기동과 위성 자세제어 모드별로 산출된 추진제 소모량은 위성 임무말기까지의 추진제 소모율 예측에 유용한 결과를 제공하며, 임무기간 중에 주기적으로 수행될 △V 기동에 의한 궤도 유지/조정의 계획자료뿐만 아니라 현재