

## 다목적 실용위성의 추진시스템 개발

최진철·윤희철

### Development of Propulsion Subsystem for KOMPSAT

J. C. Choi and H. C. Yun

#### ABSTRACT

Propulsion subsystem transfers KOMPSAT into mission orbit and controls its attitude. Design factor consists of structure safety, electrical circuit design, consumable power estimation of thermal hardware, damping device design of fuel transient pressure, and system configuration design by considering plume effect from thruster firing. System level analysis should be performed for verification of system design under launch vehicle and orbital environment. Electrical functional test of thermal control hardware, proof pressure test, cleanliness verification test, and internal/external leakage test of fuel feeding system should be carried out for performance estimation of propulsion system. Design and assembly process of propulsion subsystem was depicted and reliability of system was verified by test analysis in this paper.

#### 초 록

다목적 실용위성의 궤도전이 및 위성체 자세제어를 위한 추진시스템의 설계요소에는 구조적 안전성, 우주환경에서의 열제어를 위한 회로 및 구성하드웨어 설계, 연료계통 맥압강하를 위한 장치설계 및 추력기 배기가스 영향을 고려한 형상설계 등이 있으며, 설계검증을 위해 부분해석이 수행된다. 또한 발사환경과 우주 궤도환경에서의 추진시스템 성능평가를 위한 열제어계 기능시험, 압력인증시험, 청정도시험 및 내부/외부 누설시험이 수행된다. 본 논문에서는 추진시스템 설계 및 조립공정에 대해 기술하였고, 시험분석을 통해 시스템의 설계 및 조립공정상의 신뢰성을 검증분석하였다.

#### 1. 서 론

다목적 실용위성(KOMPSAT)은 저해상도 카메라

와 EOC를 탑재하여 한반도 및 한반도 근해 지도 제작과 해양탐사 목적으로 설계 되었으며, 이러한 임무를 위해 고도 685km에서 태양과 이루는 경사

각이 항상 일정하도록 유지되는 태양동기 궤도상에서 98분을 주기로 한반도 상공을 비행하는 약 450kg의 소형급 위성이다.

실용위성의 추진시스템은 발사체에서 분리된 위성을 자체 추진에 의해 임무궤도에 진입시키고, 임무 수행중 목표지점 활영을 위해 위성의 자세를 제어할 뿐 아니라 주위 회박기체 항력 등의 외력에 의해 발생하는 궤도교란을 보정한다. 추진시스템 방식은 추력기 연소실내의 촉매에 의해 화학적 분해가 촉진되어 발생한 고온 고압의 연소기체가 확산노즐을 통해 분사됨으로써 추력을 발생시키는 단일 추진제 방식이며, 연료(추진제)는 산화알루미늄 입자와 촉매반응이 가능한 하이드라진( $N_2H_4$ )이다. 발생 추력은 초기 위성 가동시 압력 350psig에서 1.0 파운드이며, 추진 연료 및 가압기체(질소)를 저장하는 추진제 탱크의 방출비는 7이다.

발사시 위성체가 받게 되는 외부하중 및 극한의 우주환경에도 추진시스템의 기능이 정상 작동될 수 있도록 구성 부품이 설계되며, 조립공정시 설계 요구사항을 만족하는가를 검증하기 위한 인증시험을 수행함으로써 모든 추진시스템 구성품의 궤도상에서의 성능 신뢰성을 입증한다.

한라중공업(주)은 국책사업인 다목적 실용위성의 개발사업에 참여하여 추진시스템을 개발하였다. 추진시스템 주요 구성품인 4개의 서브모듈과 추진시스템의 조립 및 시험이 수행되었고, 추진제 탱크의 지지를 위한 트러스 구조물, 전력공급선의 일부인 하니스 및 다중단열재인 MIU 등과의 조립 완료후 추진시스템 기능시험, 기체누설시험 및 압력인증시험 등 각종 품질 인증시험이 수행되었다. 본 논문에서는 추진시스템 설계 및 조립공정에 대해 기술하고 시험을 통해 시스템의 설계 및 조립공정 상의 신뢰성을 검증하고자 한다.

## 2. 추진시스템 사양

추진시스템은 발사체로부터 분리된 인공위성을 자체 추진력에 의해 다수의 궤도전이를 거친후 최종 임무궤도에 진입시키며 임무수행동안 한반도 활영을 위해 탑재체가 지구를 지향할 수 있도록 위성의 자

세를 제어한다. 또한 달 등 다른 행성의 인력, 지구의 중력구배, 태양풍 및 주위 회박기체 항력 등 위성이 받게 되는 외력에 의해 발생하는 궤도교란을 보정한다. 이러한 추진시스템의 임무를 위해 구성되는 하드웨어는 Fig. 1에서와 같이 추진 서브모듈(추진제탱크 모듈, 필터/압력변환기 모듈, 래칭차단밸브 모듈, 충전/배출밸브 모듈, 이중 추력기 모듈)과 부품지지 구조물 및 열제어 하드웨어이며, 저력계, 자세제어계 및 원격측정 명령계와 상호 작용하여 기능을 수행하게 된다. 추진시스템을 구성하는 주요 구성품 및 각 부품의 기능은 Table 1과 같다.

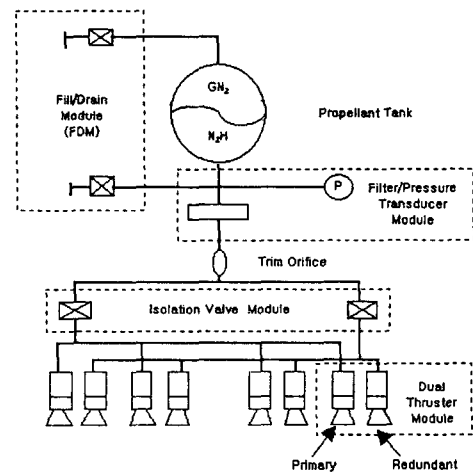


Fig. 1. Schematic of propulsion subsystem

Table 1. Major components and each function of propulsion subsystem

주요 구성품	수량	기능
추진제 탱크	1	추진제와 가압기체를 분리하여 저장
추진제 필터	1	추진제 불순물 제거
압력변환기	1	추진제 공급 압력 측정
Trim orifice	1	추진연료 맥동압 흡수
래칭차단밸브	2	추진제 공급 흐름 제어
추력기	8	추진제 연소에 의한 추력 발생
충전/배출 밸브	2	추진제 및 가압제의 충전 및 배출
추진제 라인	1 set	추진제 공급 배관
추진시스템 구조물	1 set	추진시스템 형상유지 및 부품지지
열제어 부품	1 set	추진제 냉각 및 과열 방지
Electrical Harness	1 set	Command 및 Telemetry 전송

### 3. 시스템 설계

#### 3.1 구조설계

추진시스템 구조물은 발사시 받게 되는 진동 및 충격하중과 위성체 임무 수행시 주위 환경 하에서 시스템이 정상적으로 동작할 수 있도록 형상유지 및 부품을 지지한다. 추진제 필터, 압력변환기, 래칭차단밸브, 충전/배출밸브, 추력기 및 추진제 탱크 등과 추진제 탱크 장착 구조물, 래칭차단밸브의 장착 구조물, 추력기 지지대, 충전/배출밸브 지지대, 필터/압력변환기 지지대 등 대부분의 위성체 구조물에 사용되는 재질의 물성치는 Table 2와 같다. 구조물의 안전성 여부를 판별하기 위해 전산코드를 이용해 응력해석<sup>(1)</sup>을 수행하게 되며, 주요지지대의 해석 결과를 Table 3에 도시하였다.

Table 2. Material properties for propulsion subsystem structure

	Yield Strength ksi	Ultimate Strength ksi	Young's Modulus ksi
AL 6061-T6	35	42	10000
AL 6060-T651	35	42	10000

#### 3.2 열설계

우주공간의 열적 환경은 매우 극한적인 온도범위 (Table 4)를 보이며, 하루에도 십수차례 격게 되는 온도의 변화에도 추진시스템이 정상적으로 기능 수행을 하기 위해서는 열제어계의 구성이 필수적이다. 지구의 식구간을 운행하는 동안 우주공간으로의 열발산에 의한 추진제의 동결 방지를 위해 추진제와 접한 모든 추진시스템 부품에 히터가 설치되며, 미리 설정된 온도범위에서 시스템내 온도가 유지되도록 태양전지판에 의해 발생된 전력으로 히터가 동작하여 열평형을 이룬다. 열제어 부품의 정상 작동을 실시간 확인하기 위해 온도변환기가 히터 주위에 설치되며, 작동온도는 텔레메트리에 의해 지상으로 전송된다.

Fig. 2와 같이 히터설계의 한 예에서 볼 수 있듯이 각 부품에 설치된 주 회로 외에 부 히터회로를 구성하여 주 회로의 이상 발생시 여분의 히터가 동작하여 추진제 동결을 방지하도록 하는 안전장치가 설계된다. 각 히터회로에는 두 개의 서모스텝이 직렬로 연결되며, 두 개중 하나가 닫힌 상태에서 작동 불능일 지라도 히터의 전원은 온도 상한점에서 차단되어 온도의 상승을 억제한다. 두 서모스텝의 작동 온도 범위가 다르며, 주 서모스텝의 경우 52°F에서 65°F이고 부 서모스텝은 45°F에서 63°F이다.

Table 3. Result of stress analysis

Module	Element	Material	Fund'l Frequency Hz	Maximum Stress ksi	Margin of Safety	
					Yield	Ultimate
DTM Bracket a = 66 g's	Mount Plate	A6061-T651	122	25.08	0.12	0.12
	Footprint Plate	A6061-T651		15.04	0.86	0.86
Iso Valve Bracket a = 104 g's	Mount Plate	A6061-T651	480	9.83	1.85	1.85
	Footprint Plate	A6061-T651		15.50	0.81	0.81
Filter Bracket a = 85 g's	Mount Plate	A6061-T651	346	12.75	1.12	1.12
	Footprint Plate	A6061-T651		16.00	0.75	0.75
FDM Bracket a = 79 g's	Mount Plate	A6061-T651	275	11.46	1.44	1.44
	Footprint Plate	A6061-T651		6.89	3.06	3.06
	Heater Plate	A6061-T6		4.59	5.01	5.10

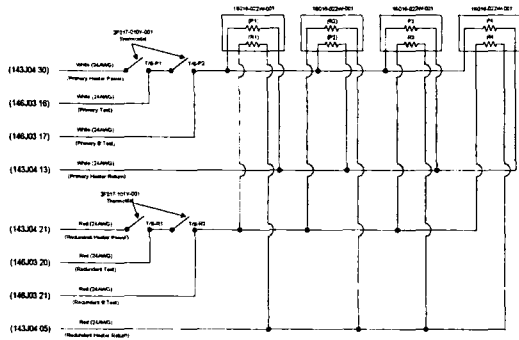


Fig. 2. Example of thermal control hardware design of propellant tank

Table 4. Boundary condition of thermal interfaces

Orbit	Thruster	Modules/ Lines	Parts of Components Exposed to Space	
Cold Case	Conduction	9 °F	14 °F	N/A
	Radiation	9 °F	14 °F	-460 °F
Hot Case	Conduction	110 °F	110 °F	N/A
	Radiation	110 °F	110 °F	Q=2xDirect Solar

추진시스템의 구성 부품이 정상적으로 작동하기 위해서는 배터리 출력전압이 항상 22볼트보다 커야 한다. 실제 위성의 사이언스 모드시 배터리에서 출력되는 전원의 크기는 모든 궤도상에서 최소 요구 전압보다 충분한 전원을 공급해야 하며, 궤도비행 35분후 위성체가 지구 그림자에 들어가기 때문에 태양전지판이 완전 출력을 내지 못하며, 이때가 전압의 최저 경계조건이 된다. 전압의 최저 경계조건 및 Table 4의 온도 경계조건 하에서 설계된 열제어 회로가 가열부의 온도를 요구온도 범위내로 유지시키는가에 대한 검증 해석<sup>(2)</sup>이 수행되며 적절치 못한 열제어 설계는 다시 수정되어 해석작업을 반복하게 된다.

### 3.3 유체 및 배기가스 분석

추진제 유동을 제어하는 차단밸브 및 추력기밸브의 개폐시 연료의 맥동특성에 의해 시스템 내부에 수격현상이 발생한다. 이때 추격기에 공급되는 연료

의 압력강하 및 시간에 따른 압력변동이 추력의 불안정성을 초래하여 위성의 자세제어에 어려움을 겪게 된다. 수격현상이 극심하면 추진시스템 부품중 취약한 추력기 밸브의 기계적 손상을 유발하여 위성 자체의 손실이 우려된다. 따라서 압력변동을 감소시키기 위한 오리피스설계의 타당성이 제기되며, 압력 강하량 및 시간에 따른 연료의 압력변동 해석<sup>(3)</sup>을 통해 적절한 오리피스설계가 이루어진다.

추력기에서 추력을 발생시키기 위한 배기가스의 방출은 가스의 주위 구조와의 충돌로 구조물 가열, 추력 손실, 유도 토크발생 및 태양전지판과 탑재체 광학렌즈 오염을 유발한다. 배기가스의 모멘텀을 구조물 표면에 충돌하면서 힘과 토크로 에너지 변환이 일어나게 되고, 위성의 자세제어에 악영향을 주게 된다. 액체 추진시스템의 경우 배기가스의 기체 온도는 높지 않더라도 운동에너지가 충돌표면에 열에너지로 전달되면 구조물이 가열된다. 또한 배기가스에 의한 오염은 구조물 표면의 온도상태에 따라 오염특성은 다르나, 구조물의 온도가 높은 경우 충돌된 기체내 화학성분들이 일시적으로 표면에 붙게 되며, 태양에서 방출된 UV파의 노출에 의해 재 증발하지 않은 물질로 변한다. 구조물 표면의 온도가 낮은 경우 배기 화염내 낮은 증기압력의 화학성분이 재증발보다는 표면 부착속도가 크게 되어 구조물 표면에 축적된다. 이러한 배기가스 축적에 따른 효과로는 위성체 표면의 재질의 물리적 성질, 즉 재질의 태양열 흡수율과 방사율을 변화시켜 위성체 열성능을 떨어 뜨리며 태양전지판의 전력 발생효율이 낮아져 배터리의 성능 저하를 초래한다. 특히 광학 탑재체를 갖는 위성체는 심각한 경우 광학렌즈의 배기가스 부착에 의한 탑재체 성능 불능상태를 가져올 수 있다. 따라서 이러한 배기가스 영향을 최소화하기 위해 화염해석<sup>(4)</sup>을 수행하여, 결과분석에 의해 추력기의 위치 및 방향의 적절한 설계가 이루어진다.

## 4. 추진시스템 조립

### 4.1 기계적 조립공정

시스템의 기계적 조립공정은 전기 아크용접, 모듈 구조물 지지대 조립, 크래프 조립등이 있으며, 본 절

에서는 주요 조립공정인 용접공정에 대해 기술한다.

전기 아크용접은 모듈과 연료공급 배관인 추진제라인이 순차적으로 조립되는 공정이며 모재 용접부의 협소함과 정밀성이 요구되기 때문에 특수 용접기가 요구된다. 작업전 용접샘플을 제작하여 용접의 질을 여러 가지 시험을 거쳐 판단한 다음, 용접조건(용접스케줄)을 결정하여 실 작업에 반영한다. 용접조건인 아크전극봉의 이동구간별 공급전류, 전극봉 이동속도, 모재와 전극봉 이격거리 전극봉의 형상, 공급아르곤 유량, 아크발생펄스의 주기 등이 연관되어 용접의 질이 결정되며, 용접후 용접점 2방향에서 비파괴검사(X-ray Inspection)를 수행한다.

공급전류는 모재관의 두께 0.001inch 당 1 암페어(A)이며, 추진제라인 두께가 0.016inch이므로 최대 16A가 요구된다. 그리고 전극봉 이동속도는 전류의 세기 세팅시 Level 1~3까지의 rpm이 일정하면 Level 3의 전류는 Level 1의 전류보다 5~25% 낮게 맞추어야 한다. 또한 Level 1~3까지의 rpm이 다르면 Level 1~3까지의 전류를 일정하게 세팅한다. 아크를 발생하는 전극봉의 회전속도 및 총소요시간은 라인의 외경, 벽두께, 전류의 세기에 영향을 받게 된다. 장비 특성상 적절한 속도는 4~8inch/min (ipm)이다. 용접 스케줄의 회전 속도에 적용하기 위해서는 이 ipm을 rpm으로 환산해 주어야 한다. 추진제라인의 외경이 0.25inch라면

$$\begin{aligned} \text{rpm} &= \frac{\text{Travel Speed (ipm)}}{\pi * D} \\ &= \frac{7}{(3.14)(0.25)} = 8.91 \end{aligned}$$

이고 펄스 발생은 Level 1~3에 해당하며 사각형 파형의 고 펄스 발생이 끝나면 저 펄스 발생 주기에 해당하는 낮은 전류로 세팅이 바뀌게 된다. 고 펄스 발생 주기가 길어질수록 보다 넓고 깊은 침투 비드를 형성하게 되며, 반대로 저 펄스 발생 주기가 길어질수록 좁고 얇은 침투 비드가 형성되므로, 이들 시간의 변화는 용접 비드의 특성을 바뀌게 할 수도 있다. 보통 고 펄스 주기대 저 펄스 주기의 비율은 1:2 또는 1:3을 사용한다. 용접 헤드의 내부 구성

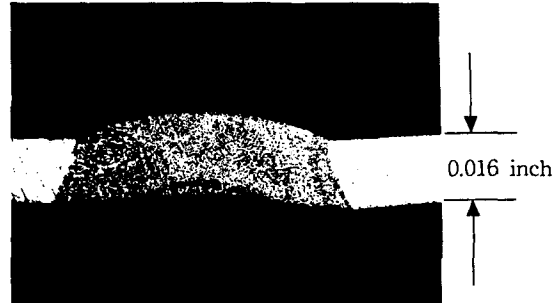


Fig. 3. Magnified cross-section of arc-welded propellant line (x50)

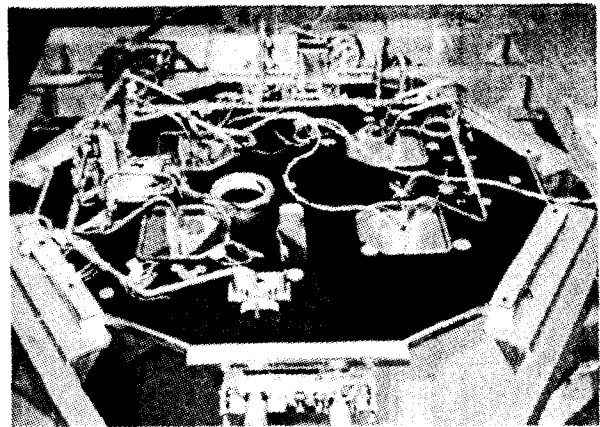


Fig. 4. Welded propulsion components except propellant tank and dual thruster module

은 라인의 위치를 고정시켜 주기 위한 이중의 클램프 Housing과 텅스텐 전극으로 구성되며, Bevel Gear로 Gas Cup이 회전한다. 비활성 가스인 아르곤은 이 Gas Cup 내에서 가스 Shielding에 의해 금속을 녹여주고 Gas Cup의 틈과 용접 대상 라인의 바깥쪽으로 빠져나옴으로써 용접 부위의 압력이 높아지지 않도록 한다.

용접샘플을 제작하여 형성된 비드의 상태를 보기 위한 용접단면의 조직검사는 용접결과에 신뢰성을 높여주기 위하여 수행되며, 용접면을 잘라 단면의 조직구조를 검사한다.

이 때 용접단면을 50배 현미경으로 확대하여 용접시 형성된 금속조직의 조성상태를 확인한다. Fig. 3의 샘플사진에서 보여 주듯이 재료의 조직이 균일한 크기로 형성되어 있으며, 충분한 용융에 의해 비드가 잘 형성되어 있음을 확인할 수 있다. 용접샘플

의 검사후 비드형성이 완전함이 확인되면 실 작업에 들어가게 되며, 각 용접점은 2차 품질 확인을 위해 2방향으로의 X선 촬영이 수행되고 필름 검사결과를 검사공정서의 요구조건을 만족해야 하며, 이를 만족하지 못할 경우에는 요구사항이 도출될 때까지 비드 부 절단후 용접을 반복한다. 추진제라인과 라인용접, 각 모듈과 라인용접이 조립시 행해지는 전체 용접 수는 49 포인트이며, Fig. 4는 라인의 용접이 끝난 상태를 보여주고 있다.<sup>(5)</sup>

4.2 전기적 조립공정

전기적 조립은 열제어 하드웨어인 가열히터, 서모스텝, 전기회로선, 온도변환기 설치 공정 및 전력공급 하니스의 배선, 커넥터 제작으로 나뉘어 진다. 추진제 라인을 포함한 모든 추진제 접촉 부품내 추진제의 온도가 빙점이하로 내려 가지 않도록 하기 위해 총 68개의 히터가 장착되며, 히터의 조립전 저항 시험 및 절연저항시험을 통해 제품의 이상여부를 판별하게 된다.

조립공정은 작업장의 청결도가 CLASS 10,000이하의 고정정실에서 이루어지며, 실내 온도 및 습도도 제어된다. Table 1에 기술되어 있는 주요 구성 부품들이 기계적인 작업에 의해 조립된 후 열제어 하드웨어는 절연이 우수하면서도 진공하에서의 내부 함유기체의 발산이 미소한 화학합성 물질로 제작되며, 배선의 연결 및 커넥터 조립작업이 진행된다. 조립이 완성된 추진시스템의 형상이 Fig. 5에 도시되어 있으며 시스템 성능평가를 위해 시험공정을 수행하게 된다.

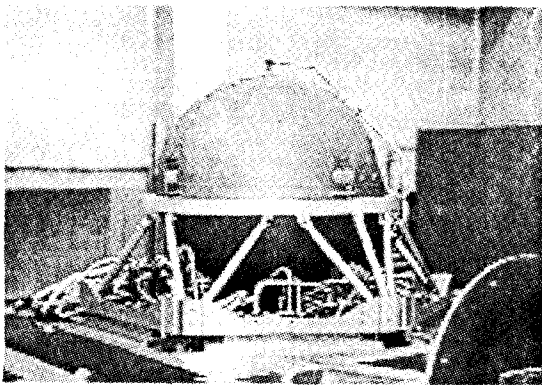


Fig. 5. Final assembly of propulsion subsystem

5. 성능평가 시험

5.1 열제어계 성능평가 시험

추진시스템 주요부품의 가열을 위해 장착된 총 68개의 패취타입 및 라인타입 히터에는 작동불능에 대비한 여분의 히터회로가 히터 내부에 내장되어 있다. 이중들 히터중 24개의 촉매대 가열히터는 이중추력기의 연소실 가열을 목적으로 설치된다. 촉매대 히터를 제외한 나머지 히터는 각각 2개의 서모스텝이 직렬로 연결되며, 서모스텝에 의해 설정된 작동 온도 범위에서 히터가 작동되도록 제어된다. 촉매실 히터는 추력기 연소전에 촉매의 열용력을 최소화하기 위해 이용되며, 가열시점은 지상국에서 명령을 내리게 되어 있다. 모든 장착 히터의 성능은 히터 고유저항 및 주위 구조체로의 절연저항을 측정함으로써 평가되며 Table 5에 히터의 저항측정치를 기록하였다. 모든 히터의 저항치가 설계요구치 범위내의 값을 보이고 있다.

위성체가 정상적으로 작동하고 있는가를 판별하기 위한 한 방법으로 주요부품에 아나로그식 온도변환기가 장착되며, 측정된 온도는 실시간 지상으로 전송된다. 특히 추진제와 접촉하고 있는 요소는 극심한 운행케도내 온도변화에도 작동온도 범위 내에서 유지되어야 하므로 적정온도 유지 여부의 검출을 위

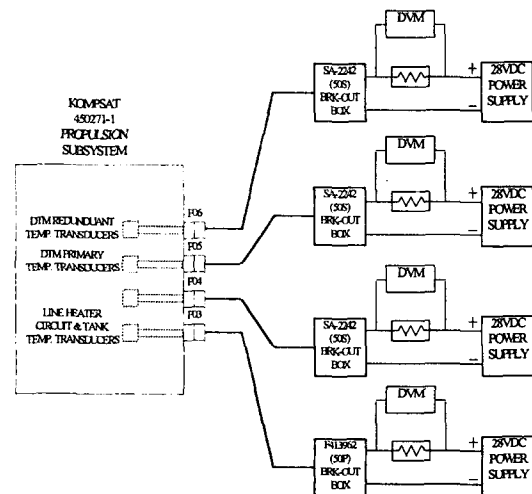


Fig. 6. Experimental kit for voltage drop test for temperature transducer

Table 5. Resistance of heaters except cat bed heater on the thruster

추진계부품	회로수	총히터수	히터회로	저항요구치( $\Omega$ )	시험치( $\Omega$ )
추진제탱크	2	4	Primary Heater	101 $\pm$ 6	100.7
			Redundant Heater	101 $\pm$ 6	100.7
이중추력기	32	40	DTM 1 - Primary	225.5 $\pm$ 11.3	232.3
			DTM 2 - Primary	225.5 $\pm$ 11.3	232.3
			DTM 3 - Primary	225.5 $\pm$ 11.3	232.9
			DTM 4 - Primary	225.5 $\pm$ 11.3	231.7
			DTM 1 - Redundant	225.5 $\pm$ 11.3	231.6
			DTM 2 - Redundant	225.5 $\pm$ 11.3	232.3
			DTM 3 - Redundant	225.5 $\pm$ 11.3	231.8
			DTM 4 - Redundant	225.5 $\pm$ 11.3	231.9
충전/배출밸브	2	2	Primary Heater	288 $\pm$ 14	283.3
			Redundant Heater	288 $\pm$ 14	284.0
필터/압력변환기	2	2	Primary Heater	288 $\pm$ 14	282.5
			Redundant Heater	288 $\pm$ 14	281.7
차단밸브	2	2	Primary Heater	288 $\pm$ 14	283.3
			Redundant Heater	288 $\pm$ 14	284.5
추진제라인	6	18	DTM 1 - Primary	122 $\pm$ 6	119.6
			DTM 1 - Redundant	122 $\pm$ 6	119.5
			DTM 2 - Primary	122 $\pm$ 6	120.8
			DTM 2 - Redundant	122 $\pm$ 6	120.6
			DTM 3 - Primary	220 $\pm$ 11	214.8
			DTM 3 - Redundant	220 $\pm$ 11	212.8

해 시스템의 모든 추진제 접속요소에는 온도변환기가 설치된다. 변환기는 +4V에서 +30V범위의 입력 전압으로 30mA이하의 전류를 검출할 수 있는 2단자 아나로그식이며 집적회로가 내장된다. 변환기의 출력정확도는 0.5 $^{\circ}$ C이고<sup>16)</sup> 외관이 세라믹으로 감싸져 있으며, 가로가 6.4mm이고 세로가 2.4mm인 납착한 형상을 갖는다. 추진 시스템에 장착되는 변환기는 지상용을 포함하여 총 18개이며, 위성체에는 60여개가 설치된다.

본 실험에서는 온도변환기의 높은 신뢰성을 고려하여 변환기의 전압강하만을 측정하여 부품의 성능을 평가한다. 이를 위해 Fig. 6에서와 같이 온도변환기의 출력을 측정하기 위한 시험장비가 구성되며, 이때 입력전압은 위성체 태양전지판의 출

력전압인 28V를 공급한다. 그림에서의 SA-2242 Box는 50핀으로 구성되며 시험의 편리성을 위해 제작되었다.

Table 6은 모든 추진시스템 온도변환기의 전압강하시험 결과이며, 측정치가 강하요구치에 잘 맞아 온도변환기가 정상작동하고 있음을 알 수 있다.

## 5.2 압력변환기 성능평가 시험

위성의 수명을 정확히 예측하기 위해서는 추진제의 소모에 따른 연료 잔여량을 예측해야 한다. 또한 추력기의 성능특성이 추진제탱크의 연료압에 의존하기 때문에 정확한 위성의 이동이나 자세제어를 위해서도 탱크내 압력의 실시간 측정이 요구된다. 다목적 실용위성의 추진제 압력 측정은 압력변환기에 의

Table 6. Voltage drop value of temperature transducer

추진계 부품	온도변환기 부착 위치	전압강하요구치(Vdc)	시험치 (Vdc)
추진제 탱크	Top Tank	0.29 ~ 0.30	0.29
	Bottom Tank	0.29 ~ 0.30	0.29
	Top GSE	0.29 ~ 0.30	0.29
	Bottom GSE	0.29 ~ 0.30	0.29
이중추력기	DTM 1 - Primary	0.29 ~ 0.30	0.30
	DTM 2 - Primary	0.29 ~ 0.30	0.29
	DTM 3 - Primary	0.29 ~ 0.30	0.29
	DTM 4 - Primary	0.29 ~ 0.30	0.30
	DTM 1 - Redundant	0.29 ~ 0.30	0.30
	DTM 2 - Redundant	0.29 ~ 0.30	0.29
	DTM 3 - Redundant	0.29 ~ 0.30	0.29
	DTM 4 - Redundant	0.29 ~ 0.30	0.29
충전/배출 밸브	Heater Plate	0.29 ~ 0.30	0.29
필터/압력변환기	Heater Plate	0.29 ~ 0.30	0.29
차 단 밸브	Heater Plate	0.29 ~ 0.30	0.29
추진제 라인	Line Heater Circuit 1	0.29 ~ 0.30	0.29
	Line Heater Circuit 2	0.29 ~ 0.30	0.29
	Line Heater Circuit 3	0.29 ~ 0.30	0.29

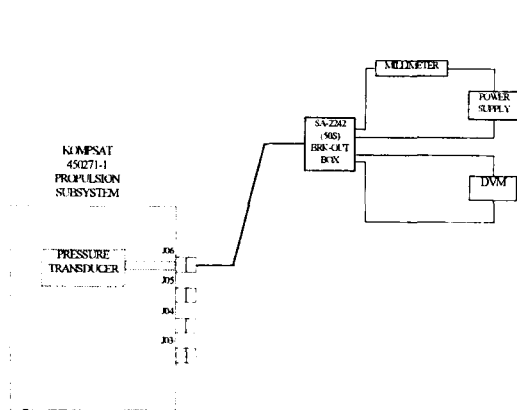


Fig. 7. Experimental schematic for output voltage measurement of pressure transducer

해 수행되며, 압력변환기에 의해 검출된 출력전압은 지상으로 송신되어 압력측정치 선형화 그래프에 의해 압력으로 변환된다. 따라서 지상시험에서는 추진제 탱크내 압력변화에 따른 압력변환기 전압을 측정

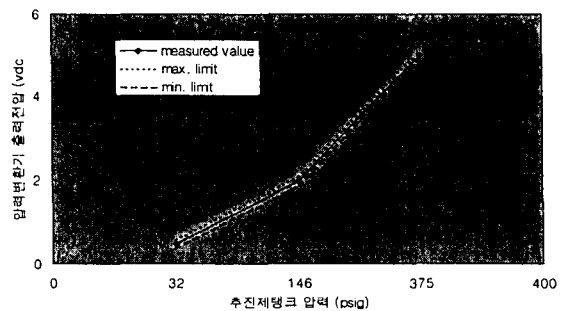


Fig. 8. Output voltage of pressure transducer with propellant tank pressure

한다. 이 시험을 위해 추진시스템은 초기 작동압력까지 서서히 가압되며, 각 시험 압력치에서 압력변환기 출력전압을 기록한다.

Fig. 7은 압력변환기의 출력전압을 측정하기 위한 시험장비이며, 이때 입력전압은 위성체 태양전지판의 출력전압과 동일한 28V이다.

추진제 탱크의 내부 압력변화에 따른 압력변환기



의 출력 전압과 최저 및 최고 허용전압이 Fig. 8에서 도시되어 있다. 탱크 압력의 가압범위는 위성체 임무 수행동안에 탱크 작동압력인 50psia에서 350 psia로 선정되었으며, 우주공간상의 주위 압력이 진공이기 때문에 지상의 게이지압력과 우주의 절대압력이 같은 값을 갖는다. 측정점은 3점이며, 압력변환기의 선형화 시험치가 도표화 되어 있기 때문에 3점의 측정으로도 부족한 압력변환기의 선형화 작업이 가능하다. 그림에서 볼 수 있듯이 측정전압이 허용범위내의 값을 보이고 있다.

### 5.3 기타 성능평가 시험

기타 성능평가를 위한 시험으로는 인공위성 임무 수행시 시스템이 받게 되는 추진제 최대 작동압력에서 가압된 구조체의 형상변화나 기능의 손상유무를 판별하기 위해 압력인증시험 및 연료누설 시험, 추진시스템 내부의 연료유동계통의 오염정도를 평가하는 청정도 시험이 있다.

가압 구조체의 압력인증시험에서는 헬륨기체를 시스템 내부에 가압하여 구조체의 형상변화여부를 평가하게 되며, 이를 위해 추진제 탱크를 비롯한 모든 추진제 유동 계통에 525psig를 가한다. 이때 가압력은 탱크의 최대 작동압력의 1.5배이며, 가압에 의한 추진시스템 최대 상승온도가 125°F를 넘지 않도록 주의해야 한다. 이는 추진제탱크 내부의 연료와 가압기체의 분리장치인 다이어프램이 고온에 취약한 재질로 되어 있기 때문이다. 또한 최대 시험압력 가압후 내부압력을 대기압으로 떨어 뜨려야 하며, 압력강하동안 내부온도가 이슬점온도 이하가 되지 않도록 서서히 감압해야 한다. 시험완료후 가압 구조체의 변형이 없는 것으로 확인되어 최대 작동압력하에 위성의 가압력에 의한 변형은 없을 것으로 판단된다.

현재 미국내에서 상용화되고 있는 인공위성 궤도 진입용 발사체의 안전도 요구사항은 엄격하며 특히 연료의 누설에 의한 인공위성 및 발사체의 폭발방지를 위해 연료의 누설허용치를 통제하므로 연료의 허용범위내 누설을 평가하기 위해 누설시험을 수행하게 된다. 작동유체는 미세한 누설량도 측정이 가능하도록 분자량이 작으면서도 비접촉 측정이 용이한 헬륨 기체를 사용하였다.

시스템 외부로의 모든 가압부품에 대한 외부 허용누설치는 탱크를 비롯한 모든 부품에서  $1 \times 10^{-6}$  scc/sec이며, 밸브류의 내부 누설허용치는 3중 누설차단이 되도록 설계된 충전/배출 밸브시트, 2중 차단장치로 되어 있는 추력기 밸브 시트 및 추력기 상류에 조립되어 있는 래칭차단밸브의 시트에 대한 누설치 모두 5scc/hr 이하이다. 시험결과 측정된 누설치가 각각  $1 \times 10^{-6}$  scc/sec과 0.36scc/hr로 나타나 시스템 연료계통의 정상적 기밀유지를 확인하였다.

연료계통 내부의 오염은 추력기 인젝터 홀 막힘 현상 및 밸브시트 누설을 유발하므로 오염통제를 평가하기 위한 청정도 시험이 수행된다. 시험을 위해 추진제탱크와 추력기를 제외한 추진시스템 연료계통 내부에 작동유체(Iso-Propyl Alcohol)를 일정량 추력기 및 충전/배출밸브쪽으로 흘려 보낸 후 샘플량을 채취하여 현미경을 이용해 모든 오염입자의 크기를 측정한다. 현미경 확대비율은 측정작업의 효율성을 고려하여 50배로 고정하였으며, 오염입자 측정실은 주위 대기로부터의 2차오염을 방지하기 위해 CLASS 100인 Clean Bench내에서 수행하였다.

Table 7은 추진시스템이 만족해야할 오염정도와 측정된 오염입자의 크기 및 개수를 도시한다. 시험결과 모든 오염입자의 크기에서 허용치이하로 오염

Table 7. Particle contamination from propellant feeding system

Sample Point No.	6-10 ( $\mu\text{m}$ )	11-25 ( $\mu\text{m}$ )	26-50 ( $\mu\text{m}$ )	51-100 ( $\mu\text{m}$ )	101- ( $\mu\text{m}$ )
오염허용치	1200	200	50	5	0
DTM 1 (P)	302	45	12	1	0
DTM 2 (P)	10	3	0	0	0
DTM 3 (P)	2	15	2	1	0
DTM 4 (P)	45	22	8	0	0
DTM 1 (R)	304	80	16	3	0
DTM 2 (R)	12	5	0	0	0
DTM 3 (R)	29	14	7	1	0
DTM 4 (R)	835	189	18	3	0
F/D Valve	95	28	4	0	0

입자가 분포되어 시스템 청정도 시험평가에서 만족할 만한 결과를 얻었다.

## 6. 결 론

다목적실용위성의 궤도전이 및 위성체 자세제어를 위한 추진시스템을 개발하였으며, 추진시스템 설계 및 조립공정 검증을 위한 시험평가를 통해 다음과 같은 결과를 얻었다.

1. 장착된 히터의 회로저항시험에서 모든 히터회로의 저항치가 설계허용치 내의 값을 보였고, 온도변환기 정상작동 판별을 위한 전압강하 시험에서 허용 강하치에 근사한 시험치를 보임으로써 열제어계의 정상 작동을 예측할 수 있었다.
2. 추진제의 잔여량 예측을 위한 압력변환기의 선형화 측정치를 얻었으며, 측정을 통해 압력변환기의 허용범위내 정상작동을 확인하였다.
3. 연료 가압계통의 구조강도 인증을 위한 압력인증 시험에서 가압 구조체의 변형은 없는 것으로 확인되었으며, 외부/내부누설시험에서 허용 누설치 이하의 측정치를 얻었다. 또한 연료계통 청정도시험에서 시스템 내부의 오염 허용치 이하로 오염을 통제하였다.

## 참 고 문 헌

1. V. Skokandic, "KOMPSAT Propulsion Subsystem Structural Analysis", KOMPSAT CDA, 1996.
2. E. Chin, "Description of KOMPSAT Thermal Models for the Isovalve Module, Fill & Drain Module, Filter & Pressure Transducer Module, Tank and Lines", TRW IOC KOMPSAT. 96.460.016, 1996.
3. K. Chen, "KOMPSAT Propulsion Subsystem Steady-State and Transient Flow Analysis", TRW IOC KOMPSAT. 96.460.013, 1996.
4. R. D. McGreger, "KOMPSAT Plume Effects Analysis", TRW IOC 96.M133.3-013, 1996.
5. 최진철 외, 다목적실용위성 추진계 개발사업 (IV), 1998. 5.
6. M.P. Timko, "A Two-Terminal IC Temperature Transducer", IEEE J. State Circuits, Vol. SC.11, p.784~788, Dec. 1976. 12.
7. R. D. McGreger, "DTM Plum Impingement on Revised TOMS Solar Array Configuration", TRW TOMS-EP. 91.660-015, 1991.