

## 다목적 실용위성 자세제어용 추력기 개발

이성택\* · 이상희\* · 최영종\* · 류정호\*

### Development of Attitude Control Thruster for KOMPSAT

Sung-Taick Lee\*, Sang-Hee Lee\*, Young-Jong Choi\* and Jeong-Ho Lew\*

#### ABSTRACT

This paper shows the development status of attitude control thruster for KOMPSAT(Korea Multi-Purpose Satellite). Hanwha Corp. has manufactured and delivered 1.0 lbf monopropellant thrusters under the technology transfer of TRW Co. in U.S.A regarding design, analysis and manufacturing of MRE-1 thruster. These thrusters will be installed to KOMPSAT which is scheduled to be launched in July 1999. Monopropellant thrusters can provide reliable and cost-effective means of propulsive control for middle class satellite and maneuvering control systems. Some information concerning with system specification, performance analysis/simulations and manufacturing process has been introduced in this paper.

#### 초 록

본 논문에서는 다목적 실용위성에 장착될 자세제어용 추력기의 개발 현황에 대하여 기술하였다. (주)한화는 해외기술이전 업체인 미국의 TRW사로 부터 1.0lbf MRE-1 추력기의 설계/해석 및 제작에 대한 전반적인 기술이전을 받아 이를 토대로 국산화에 성공하여 납품하였다. 이 추력기들은 1999년 7월 발사 예정인 다목적 실용위성에 장착되어 운용될 것이다. 단일 하이드라진 추력기는 60년대 말 부터 위성체 자세제어용 추진기관으로 실용화된 기술로서 현재까지도 가장 신뢰도가 높고 경제적인 것으로 평가되고 있다. 본 논문에서는 이러한 단일 하이드라진 추력기의 규격, 성능해석 또는 모사 및 제작에 관한 기술적인 사항을 일부 소개하였다.

#### 1. 서 론

인공위성용 추력기는 위성의 자세제어 및 궤도

제어를 담당하는 소형 추진기관으로서 추력기 개발 기술은 인공위성 그 자체는 물론 위성 발사체와 유도 미사일의 추진기관 및 궤도 조정용 소형

\* (주)한화 대전공장 우주사업팀(Hanwha Corp., Taejon Plant, Aerospace Business Team)

추진기관에 이르기까지 다양하게 확장 적용할 수 있는 핵심 기반기술이다. 때문에 선진국으로부터의 기술 이전을 기대하기 힘든 품목이며, 자체 개발을 통해 위성이나 유도무기에 장착 운용시험을 하기에 막대한 비용때문에 회피되고 있는 실정이다.

(주)한화는 정부에서 국책과제로 추진하고 있는 다목적 실용위성 개발사업에 참여하여 그동안 축적되어진 고체 추진기관 기술을 바탕으로 소형 액체추진기관인 단일 추진제 추력기의 개발을 추진하였다. 1994년 11월 사업 착수 이래 미국 TRW 사로부터 추력기 설계, 해석 및 제작 기술을 이전 받았으며, 추력기 제작/시험 시설을 완공하여 TRW사의 제품 품질 요구조건(product assurance requirements)에 의거 제작에 착수하였다. 현재 총 8세트의 이중 추력기 모듈(dual thruster module)을 제작 납품하였으며, 나아가 TRW사와 추가 계약을 맺어 핵심 부품의 국산화 기술 이전을 성공적으로 추진, 원부자재로부터 가공한 추력기 제작을 완료하였고 이의 인증 시험을 수행하였다.

## 2. 규격 및 성능

MRE-1(Monopropellant Rocket Engine) 추력기는 TRW사가 개발하여 1500개 이상 생산된 신뢰성과 우수한 성능이 입증된 단일 추진제 추력기이며 NASA의 1 lbf급 표준 추력기로 쓰이고 있다. 이 추력기는 신뢰도 향상을 위해 주(primary) 추력기와 부(redundancy) 추력기로 이루어진 이중 추력기 모듈(dual thruster module) 형태로 조립되어 위성에 장착된다. 이중 추력기 모듈은 두개의 추력실 (thrust chamber assembly)과 밸브, mount, thermostat, temperature transducer, connector, standoff, heater block으로 구성되어 있다. Fig. 1은 MRE-1 이중 추력기 모듈의 형상도이다.<sup>1,2)</sup>

MRE-1 모델은 500Kg급의 중형 위성에 적합하며, 상세한 규격 및 성능은 Table 1과 같다

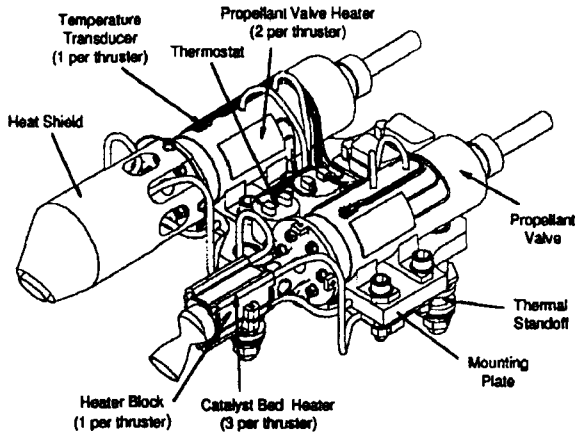


Fig. 1 Configuration of MRE-1 dual thruster module

Table 1. Typical performance specifications of MRE-1 thruster.

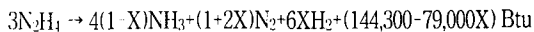
| Content                 | Specification   |
|-------------------------|---|
| Thrust(vac.)            | nominal 1 lbf @ 350 psig  |
| Specific Impulse(vac.)  | steady state : 218 sec @ 350psig (average)<br>pulse mode : 140 sec @ 350psig, 50 msec, 1%D.C. (average) |
| Thrust Duration         | 8000 sec (continuous)   |
| Total Pulses            | approximately 500,000   |
| Pressure                | operating : 50~400 psig<br>proof pressure : 525 psig of GN2   |
| Operating Voltage Range | 21~34 Vdc (15W at 28 Vdc)   |
| Valve Response Time     | opening : 20 msec max<br>closing : 10 msec max  |
| Leakage*                | internal : < 7.0 scc/hr GHe @ 50~350 psig<br>external : < 0.0001 scc/sec GHe @ 50~350 psig              |
| Weight                  | 2.2 lbm for dual thruster module  |

\*scc : standard cubic centimeter

### 3. 주요 설계 및 해석

이중 추력기 모듈의 성능 요구 조건들은 KOMPSAT 위성의 체계 설계 규격 요구 조건으로부터 도출되었으며 이를 확인하기 위한 해석 및 simulation이 수행되었다.

단일 하이드라진 추력기의 주요 핵심 부품은 주입기, 촉매대 및 노즐로 구성되며 요구되는 추력을 얻기 위하여 부품간 최적의 세부 설계가 상호 복합적으로 수행되며 최종적으로는 연소시험을 통하여 성능설계가 완료된다. 단일 하이드라진 추력기는 주입된 추진제가 촉매와 효과적으로 반응하고 또한 촉매 자체의 파손에 의한 성능저하가 발생하지 않도록 설계되어야 하므로 주입기와 촉매대 형상의 설계가 밀접한 상호관계를 갖는다.<sup>3)</sup> KOMPSAT 추력기는 8개의 0.15mm 샤워꼭지형 오리피스를 갖는 공간형(head end space injection) 주입기, 18~20/20~30 mesh의 2단형 촉매대, 1:50 면적비 노즐로 설계되었다. 하이드라진과 촉매의 열분해 반응은 발열반응과 흡열반응 단계를 거치며 비추력 성능에 직접적으로 영향을 미치는 암모니아 분해율(X)을 고려한 다음과 같은 조합반응식으로 표현된다.



추력 발생시 연소실과 노즐 목 사이의 온도는 약 1400°F(760°C)까지 올라가므로 heat soakback 현상으로 인한 밸브의 오작동과 추진제인 하이드라진의 기화를 방지하기 위한 열설계가 필요하다. 또한 위성체에 사용되는 모든 부품은 hot-bias와 cold bias의 온도 환경이 극심하게 차이나는 우주 환경하에서 임무를 수행해야 하기 때문에 각각의 환경에 대한 고려를 해야만 한다. 추력기가 작동하지않고 cold-bias에 위치하게 될 경우 밸브 안에 남아있는 하이드라진이 얼어 밸브나 연료 라인이 동파되는 경우를 막기 위해 thermostat으로 통제되는 히터를 밸브에 장착하여 이 문제를 해결하며, 이때 사용되는 히터를 설계하는 기술이 필요하다. 또한 추진제인 하이드라진과 촉매가 가장 적절하게 반응하는 온도환경을 구현하기 위해 촉매대에 히터를 장착하여 연소시작 1시간 전부터

열을 공급해준다. 이때 사용되는 전력을 고려한 촉매대 히터의 설계 또한 필수적이다.<sup>4)</sup>

추력기에 대한 열해석은 범용 열해석 프로그램인 TRASYS(Thermal Radiation Analyzer System)와 SINDA(System Improved Numerical Differencing Analyzer)가 사용된다. TRASYS는 일반적으로 추력기 표면에서의 복사열을 계산하기 위해서 사용되며, SINDA는 주로 전도에 의한 열 전달을 계산하기 위해 사용되며, 이를 위해 해석하고자 하는 대상을 동일한 크기의 여러 노드로 이상화한다. SINDA는 각 노드에 대한 열에너지 평형식을 풀어 열 분포 및 온도 변화를 계산해 낸다.

다음 식은 SINDA에서 일반적으로 사용되는 열에너지 평형식으로 이중 추력기 모듈의 열해석시 사용되었다.

$$(mc_p)_i \frac{dT_i}{dt} = \sum_{j=1}^N G_{i,j}^L (T_j - T_i) + \sum_{j=1}^N G_{i,j}^R (T_j^4 - T_i^4) + \dot{Q}_{i,env} + \dot{Q}_{i,int} \quad (1)$$

여기서,

- $(mCp)_i$  : thermal capacity of node i
- $T_i, T_j$  : temperatures of node I(or j)
- $G_{ij}$  : linear conductor between nodes I and j  
=  $k A / L$
- $G_{ji}$  : radiation conductor between nodes I and j =  $A_i F_{ij}$
- $k$  : thermal conductivity
- $A$  : cross sectional area through which heat flows
- $L$  : length of conductor
- $\sigma$  : Stefan-Boltzmann constant
- $A_i$  : surface area
- $\epsilon$  : emissivity of the surface
- $F_{ij}$  : view factor between nodes
- $Q_{i,env}$  : absorbed environmental heating
- $Q_{i,int}$  : internally generated heat

다음의 Fig. 2는 SINDA를 이용한 밸브 히터의 해석 예이다. 각 노드의 시간에 따른 온도 변화를 보여준다.

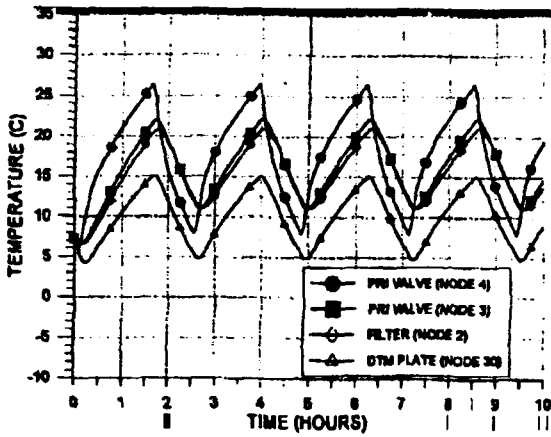


Fig. 2 DTM valve temperature cycling  
(1.6 watts/thruster, thermostat set = 47°F /68°F)

위성 추진기관 해석에서 수행되는 유동해석은 주(primary) 추력기 시스템에서 부(redundant) 추력기 시스템으로 사용이 전환될 때와 추력기 사용을 중지할 때 발생할 수 있는 유체 충격(water hammer) 현상을 방지하고 추력기에 적절한 압력으로 연료가 공급될 수 있는지를 모사 평가하는데 있다. 이 유동 해석은 FORTRAN 코드를 사용하였다. 일반적으로 밸브의 단속시간은 열릴 때 20 msec, 닫힐 때 10 msec 이지만 유동해석에서는 최악의 상황을 가정하여 닫힘 시간을 1 msec로 설정하여 추진제 공급 라인에 걸리는 최대 압력을 해석한다. 이 밖에 추진제 통로를 따른 압력 변화에 대한 해석도 중요한 설계 요소이다.

추력기에 대해 실시되는 구조해석은 위성이 발사될 때 겪는 진동 및 충격 환경에 대한 내구성 및 정렬에 대한 평가를 목적으로 한다. 대부분 위성 발사체 선정시 발사체 제작회사에서는 자사의 발사체에 대한 기본 데이터를 제공하며, 그 데이터에는 발사시 위성이 겪게 되는 진동 및 충격 환경에 관한 것도 포함되어 있다. 이때 사용되는 해석 방법은 FEM을 이용하는 일반적인 구조해석 프로그램이 사용되며, 유사 위성을 동일 발사체로 쏘아 올리는 경우 구조에 대한 유사성 평가를 통해 기존에 축적된 해석 데이터를 그대로 활용하기도 한다.

이밖에도 추력기에서 배출된 가스에 의한 주변 기기의 오염 및 열전달 정도를 평가하고 또 주변 기기와 추력 가스의 상호 간섭에 의한 유효 추력 및 유효 운동량 변화를 규명하는 plume analysis 등이 수행되어야만 추력기에 대한 종합적인 평가를 할 수 있다.<sup>5)</sup> KOMPSAT 추력기의 배기가스 열유동해석 결과, 배기가스의 충돌에 의한 토크는 발사체의 adapter ring에서 각각의 nominal 토크 대비 roll/pitch/yaw 제어시 각각 +0.3%/-2.3%/-0.5% 미소하게 발생하고 센서류 또는 다른 구성부에 미치는 가열량과 오염도는 무시할 수 있다는 해석 결과를 얻었다.

#### 4. 추력기 부품 가공 및 제작, 조립

추력기의 재질은 추진제와의 적합성 및 내열 고강도 및 열전도 등의 요구조건을 만족시켜야 하므로 각각의 부품 특성에 맞도록 적절하게 선정되어야 한다. 다목적 실용위성 추력기의 제작에 사용된 재질은 Haynes 25이며, Haynes의 기계적인 특성은 Table 2와 같다.

Table 2. Mechanical properties of Haynes 25

|                                  |           |
|----------------------------------|-----------|
| 밀도( $\text{mg}/\text{m}^3$ )     | 9.1       |
| 탄성률(Gpa, 25°C)                   | 255       |
| 인장강도(Gpa)                        | 930       |
| 항복강도(Gpa)                        | 450       |
| 연신률(%)                           | 60        |
| 열팽창계수( $\mu\text{m}/\text{mK}$ ) | 14.4      |
| 열전도도(W/mk)                       | 18.2      |
| 비열(J/Kg K)                       | 384       |
| 피로강도(Mpa) $10^7$ cycle           | 275       |
| 용융범위(°C)                         | 1320~1410 |

내열합금은 일반 강(steel)류에 비해 피삭성 지수가 현저하게 떨어져 정밀 가공하기가 상당히 어렵다. 이는 내열합금이 고온에서도 높은 강도를 유지하고, 전단응력이 높고, 미세한 마모성향의 입자들이 금속 조직속에 존재하며, 열전도도가 낮고,

가공경화가 빨리 진행되는 등의 이유에 기인한다. 일반적으로 가공경화가 격심해지면 기계가공된 부품에 높은 표면 잔류응력이 남게 되어 부품의 변형 및 수명 단축을 유발하게 된다. 따라서 내열합금 가공시 토크를 높게하고 절삭속도를 낮게하며, 높은 강성을 갖는 공구를 사용하여야 한다.

추력기의 핵심 부품 중의 하나인 injector의 경우 injector hole의 가공을 위해 방전가공을 사용한다. 방전가공은 전극과 가공품을 전해용액에 담고 그 전류를 걸어주어 금속을 깎아내는 특수한 가공 방법이다. 방전가공은 그 적용범위가 전기적으로 도체인 재료로 제한되어 있지만 경도나 강도에 관계없이 재료를 가공할수 있는 장점이 있으며 복잡한 형상 및 미세 가공에 아주 적합하다. injector hole의 경우 직경 0.15 mm 정도인 원형 구멍을 길이대 직경비 20:1 정도로 가공할 수 있어야 한다.

추력기 제작에 필요한 부품은 feed tube, thermal barrier tube, injector, injector screen, injector ring, upper chamber, chamber screen, lower chamber, screen support, nozzle 등 이다. 추력기 제작에 사용되는 또 다른 특수한 공정으로는 브레이징(brazing)과 전자빔 용접(electron beam welding)이 있다. 브레이징은 모세관 현상을 이용하여 삽입금속(filler metal)을 고온으로 용융시켜 모재에 스며들게 한 후 경화시켜 접합하는 특수용접의 하나이며, 용접 토치로 가공하기 어려운 복잡한 형상의 용접에 효율적이다. 브레이징은 BNi-5와 BNi-4 filler metal을 사용하여 두 단계로 진행하며, furnace brazing법을 사용하여 1차 브레이징은 2150 °F, 2차 브레이징은 1775 °F까지 상승시킨다.

전자빔 용접은 진공하에서 전자를 방출하여 용접하는 방법으로 용접 강도 및 신뢰성등 특성이 우수하여 우주용 부품의 용접에 널리 쓰인다. Table 3은 전반적인 추력기 가공 및 조립 공정을 보인 표이다.

Table 3. Manufacturing process of thrust chamber assembly

| No. | Process  |
|-----|--|
| 1   | 부품 기계 가공(injector와 10종)  |
| 2   | 부품 정밀 세척 및 산처리   |
| 3   | 부품(partial head end assembly) 조립 및 1차 brazing (injector + barrier tube + feed tube)            |
| 4   | partial head end assembly 수류 분무 시험   |
| 5   | 부품(head end assembly, HEA) 조립 및 2차 brazing(partial head end assembly + injector screen & ring) |
| 6   | lower chamber-nozzle 전자빔 용접  |
| 7   | 촉매 충전 및 정렬 검사  |
| 8   | HEA-upper chamber-nozzle assembly 전자빔 용접   |
| 9   | thrust chamber assembly 염료침투 및 정렬 검사   |

## 5. 연소 시험

부품 가공 및 조립시험을 거쳐 제작된 추력실(thrust chamber assembly)은 지상 연소시험을 통해 성능을 측정한다. 지상 연소시험은 진공하에서 추력기의 발생 추력을 측정하는 과정으로서 시험중 발생하는 정보를 16개 채널을 통해 3000Hz 이상의 속도로 수집 저장 출력할수 있어야 한다. 이때 수집되는 주요 정보는 진공 챔버 내부의 압력과 연료 유량, 추력 등이며 이밖에도 특정 부분의 온도 및 밸브 전압 등이다. 시험 시설은 크게 세가지로 구분할 수 있으며, 시험하는 추력기의 추력 범위에 따라 시설 규모 및 소요비용이 기하급수적으로 커지는 경향이 있다. 첫번째는 기계설비로서 진공챔버와 진공 펌프, 연료 탱크, 배관 및 치구 등이며, 두번째는 데이터 획득 및 처리 시스템으로서, 압력, 유량, 온도를 측정하는 센서류와 데이터 저장 및 연산 출력 장치 등이다. 마지막으로 세번째는 환경 안전 관련 설비로서, 하이드라진 누출시 물로 희석시키는 희석 시스템과 하이드라진 저장 및 운반 시설, 발생가스 처리장치 등이

있다.

표 4는 다목적 실용위성 추력기에 대한 연소시험 규격(test matrix)을 보인 표이다.

Table 4. Test matrix of KOMPSAT thruster

| Seq.# | Pinj (psia) | EPW (sec) | Period (sec) | Duty Cycle (%) |
|-------|-------------|-----------|--------------|----------------|
| 1     | 350         | SS        | 1200         | 100            |
| 2     | 350         | 0.25      | 1            | 25             |
| 3     | 350         | 0.05      | 2.5          | 2              |
| 4     | 200         | SS        | 3000         | 100            |
| 5     | 200         | 0.25      | 1            | 25             |
| 6     | 200         | 0.50      | 1.67         | 3              |
| 7     | 85          | SS        | 5700         | 100            |
| 8     | 85          | 0.25      | 1            | 25             |
| 9     | 85          | 0.25      | 0.83         | 6              |
| 10    | 50          | SS        | 60           | 100            |
| 11    | 100         | SS        | 60           | 100            |
| 12    | 250         | SS        | 60           | 100            |
| 13    | 400         | SS        | 60           | 100            |
| 14    | 59          | 0.05      | 5            | 1              |
| 15    | 100         | 0.05      | 5            | 1              |
| 16    | 250         | 0.05      | 5            | 1              |
| 17    | 400         | 0.05      | 5            | 1              |

\* Pinj = injection pressure

EPW = Electric Pulse Width

## 6. 이중 추력기 모듈 조립, 시험

이중 추력기 모듈은 bracket에 추력기 두개를 장착한 단품으로서 최종 위성에 장착되는 형태이다. 이중 추력기 모듈의 조립공정은 추력실과 밸브의 볼트 체결, thermostat 장착, 추력기와 bracket의 체결, valve heater 및 catalyst bed heater의 부착 등이 있다.

이중 추력기 모듈에 대한 최종 인수 시험은 보증압력 시험(proof pressure test), 외부 기밀시험(external leakage test), 내부 기밀시험(internal leakage test), 가스 유동시험(gas flow impe-

Note: Use GME and the High Pressure Side of the Test Console

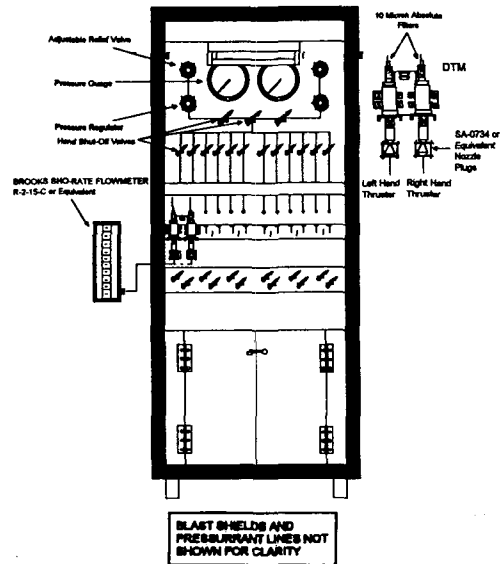


Fig. 3 Proof pressure test console

dance test), 전기적 성능시험(electrical functional test), 진동시험(vibration test)으로 이루어진다.

Fig. 3은 현재 운용중인 보증 압력 시험 장치로 자체 설계 제작하였다.

## 7. 결 론

위성용 추진기관은 우주환경 및 위성체 임무에 적합한 설계로부터 까다로운 제작 방법 및 엄정한 품질 관리 체계하에서 생산되며, 유도무기 및 발사체에 응용하여 적용될 수 있는 핵심 품목이다. (주)한화는 민수산업 발전차원에서 미국 선진업체의 우주적용성(space-proof)이 확인된 추력기 설계, 해석, 제작 기술을 확보하여 이미 여러 세트의 추력기를 제작 납품함으로써 당사의 추력기에 대한 기술을 인정 받았다.

향후에는 위성용 추력기 연소시험 시설을 1998년 상반기 중 설치 운용하여 다양한 추력을 갖는 추력기의 개발에 활용할 예정이다. 또한 위성용 추력기 제작을 통해 확보된 기술을 응용한 냉가스

추력기(cold gas thruster), 고온기체 추력기(hot gas valve system), 위성용 전열 추력기(electro-thermal thruster) 등의 개발을 추진할 예정이다. 이러한 로켓 응용 연구개발은 우주산업 뿐만 아니라 국방용 유도무기 체계에도 일조하리라 예측된다.

### 참 고 문 헌

1. (주)한화, 항공우주연구소, 인공위성 자세제어용 추력기 개발 1차년도 보고서, 상공부, 1994
2. (주)한화, 다목적 실용위성 추진계 개발 3차년도 보고서, 통산부, 과기처 정통부, 1997
3. R. Sackheim and D. Fritz, Study of a Cost-Optimized Pressure-Fed Liquid Rocket Launch Vehicle, AIAA 18<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference, 1982
4. E. Chin, DTM Cat. Bed Heater and Valve Heater Sizing for KOMPSAT, TRW, 1996
5. H. Legge and G. Dettleff, Pitot Pressure and Heat Transfer Measurements In Hydrazine Thruster Plumes, AIAA 20th Thermophysics Conference, 1985