

단일 하이드라진 추력기 개발에 관한 고찰

이성택* · 이상희* · 최영중* · 류정호*

Review on Mono-hydrazine Thruster Development

S.T. Lee* · S.H. Lee* · Y.J. Choi* · J.H. Lew*

ABSTRACT

The mono-hydrazine thrusters which have been selected for satellite auxilliary propulsion system since 1960s were koreanized for KOMPSAT attitude control. In this paper, design and manufacturing, test of the mono-hydrazine thruster were briefly reviewed with KOMPSAT attitude control thrusters and the key technology to be developed in the future for various small thrusters of launch vehicle, satellite and guidance missile were proposed.

초 록

60년대 이후 위성체 보조추진체계에 가장 널리 채택되고 있는 단일 하이드라진 추력기는 국내에서 다목적실용위성 자세제어용으로 국산화 제작되었다. 본 고찰에서는 이러한 단일 하이드라진 추력기의 설계/제작/시험에 대한 개괄적인 기술적 사항을 수록하고 향후 위성체 및 발사체, 유도미사일에 소요되는 여러 형태의 소형 추력기 국산화 개발을 위해 선행되어야 할 핵심기술분야를 제시해 보았다.

1. 서 론

단일 하이드라진 추력기는 작동신뢰도, 단순성, 경제성 등의 이유로 60년대 개발 이후 위성체에 가장 널리 채택되고 있는 보조추진시스템으로서 하이드라진(N_2H_4)과 자발적 촉매(Shell 405)의 발열 및 흡열 열분해 반응에 의해 발생하는 질소(N_2), 수소(H_2), 암모니아(NH_3) 혼합가스를 노즐을 통해 방출하므로써 요구되는 impulse를 얻는다. 이들 열분해 가스 성분은 우주공간에서의 위성체 주요부인 센서

등의 오염에 영향을 거의 주지 않으므로 연소가스에 의한 치명적 오염문제가 발생할 수 있는 이원추진제 시스템보다도 유리하다. 최근에는 상업적 수요증가 및 다수 위성 궤도망 구성의 저가 위성체 개발경향에 따른 절충대안 분석연구(trade-off study)에 의해 전기추진시스템과 단일하이드라진 추진시스템이 많이 채택되고 있다.

본 논문은 국내의 단일 하이드라진 자체 개발 기술을 정리한다는 측면에서 설계/제작 및 시험에 관한 개괄적인 기술적 사항을 정리하고 향후 발사체,

* (주)한화 대전공장(Hanwha Daejeon Plant)

위성체 및 유도미사일에 소요될 소형 추력기의 자체 개발 방향을 제시하고자 하였다.

2. 국내외 추력기 개발 현황

60년대 위성체의 RCS(Reaction Control System)를 구성하기 위한 1 lbf 급 이하의 저추력 화학 및 비화학 로켓 연구가 중점적으로 연구되면서 추력기 개발에 성과를 이루기 시작하였다.

표 1.은 국외 추력기 전문업체인 미국의 Primex사에서 개발한 하이드라진 실용 추력기 예를 보여준다.

이러한 추력기 개발시 고려해야 할 사항으로는 total impulse, 추력 수준 및 제어성, 수명 및 신뢰도, 기술 적용성, duty cycle, 작동 환경, 응답특성, 최소 impulse bit, 배기 가스, 개발 비용 등이다.^[1]

위성체 보조추진체계로서 설계 개념상 관심 대상은 고전적 추진체계, 통합추진체계, 이중추진체계를 구성하기 위한 체계 trade-off 연구에 따른 고체, 액체, 가스 추진제 및 전열 추력기였으나 최근까지의 적용 예를 보면 액체 추진제 형태로서 단일 및 이원 추진제, 냉가스 추진제 추력기가 주로 실용화되고 있으며 한 차원 높은 기술적 분야인 비화학 로켓은 이온 또는 프라즈마 추력기가 실용화되고 있다. 초기에 위성체 RCS용으로 검토되었던 고체 추진제 추력기는 현재에는 위성체에 적용하고 있지 않

으며 단지 소형 로켓으로서 유도미사일의 자세제어 및 side 추력기로 일부 적용되고 있다. 단일 하이드라진 추력기의 경우 구조의 단순성, on-off 작동의 수월성 및 배기가스 온도가 1000℃ 이내의 비교적 저온으로 인한 재질선정의 유리한 요인으로 위성체, 발사체의 자세제어용으로 주로 채택되고 있으며 유도미사일의 자세제어용으로도 응용되고 있는 실정이다. 특히 유도미사일의 경우 -40℃의 극한 운용조건을 요구하므로 0℃에서 어는 하이드라진의 화학적 성질을 보완하고자 최근에는 하이드라진과 물, 하이드라진 나이트레이트 등을 섞은 binary blend 와 ternary blend 추진제의 연구가 활성화되고 있으며 이러한 혼합물을 추진제 원료로 활용할 시 어느점이 -50℃까지 낮아진다는 것이 최근 연구 결과에 발표되었다.^[2]

국내에서는 90년대 초부터 정부 기초연구과제로서 국산화 연구가 이루어 졌고 90년대 중반에 다목적실용위성 사업과 연계한 기술이전을 통해 1lbf급 모델의 국산화 추력기가 현재 실용위성에 탑재되어 99년 말에 발사될 예정으로 있다. 현재는 단일 하이드라진을 포함하여 향후의 위성체 및 발사체에 소요되는 소형 추력기를 자체 개발하기 위한 일련의 사업들이 진행 중에 있고 이원 추진제 추력기가 학계 및 연구소에서 개발 연구가 진행되고 있으나 아직까지는 개발 단계에 있는 상태이다.

3. 설계 및 해석

단일하이드라진 추력기는 밸브, 주입기, 촉매대, 노즐과 기타 설계 형태에 따른 다지관, 링, 스크린, 지지판 등의 부수적인 부품으로 같이 구성되는데 표 2.는 세부 구성 부품의 예를 보여준다.

세계적으로 실용 추력기 설계 형태는 크게 주입기 형태에 따라 penetrant element injection type, discrete spray-head space injection type, direct axial head end injection type으로 대별된다.^[3]

그림 1.은 단일 하이드라진 추력기의 개념도를 나타내며 단일 하이드라진 추력기 설계시 촉매대 길이, 직경 및 촉매 입자는 설계 추력을 얻기 위한 추

표 1. 하이드라진 실용추력기 예(Primex)

모델명	추진형태	추력(N)	최초사용
MR-50	단일	22.2	1974
MR-103	단일	0.89	1974
MR-104	단일	445	1977
MR-106	단일	27	-
MR-107	단일	178	-
MR-111	단일	4.4	1980
MR-501	전열	0.3	1983
MR-502	전열	0.5	1991
MR-509	아크젯	0.25	1991
MR-510	아크젯	0.25	1995

표 2. 단일하이드라진 추력기 구성부품

부 품 명	기 능	재 질
제어밸브	추진제 제어	S.S Teflon
열격리 튜브	열적 격리	Haynes
추진제 공급튜브	flow passage	Haynes
주입기	추진제 분사	Haynes
분해실	추진제 분해	Haynes
촉매	분해반응촉진	Ir/Al ₂ O ₃
스크린 및 지지대	촉매 지지	Haynes
노즐	가스 팽창	Haynes

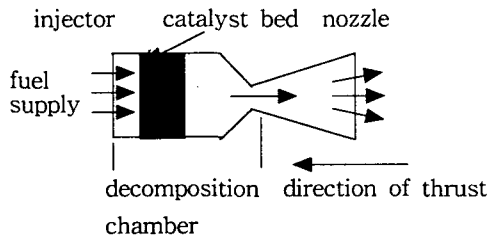
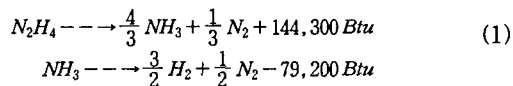


그림 1. 단일 하이드라진 추력기 개념도

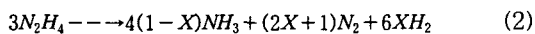
진제 유량과 bed loading 값을 가정하여 허용되는 촉매대 내부 압력강하를 얻을 때까지 반복 계산하여 결정된다.

촉매입자 결정은 주입기 설계와도 직접적 상호관계가 있으며 추진제와의 열분해 반응에도 큰 영향을 준다.

열역학적으로 불안정한 하이드라진은 식(1)과 같이 암모니아와 질소를 생성하는 발열반응과 생성된 암모니아와 수소가 질소로 분해되는 흡열반응을 일으킨다.



추력기 설계에 실제적으로 적용되는 반응식은 암모니아 분해율(X)을 고려하여 식(2)와 같이 된다.



위성체에 사용되는 단일 하이드라진 추력기의 경

우 분해율은 약 50~70%로 설계되며 다목적실용위성 추력기의 경우 하이드라진 공급량은 약 2.0 g/sec로서 이론적으로 추력을 계산하여 보면 4.45N이다.

단일 하이드라진 추력기의 설계 기법은 설계 형상이 단순하고 설계에 필요한 일반적 기술자료들이 널리 알려져 있는 상태이므로 특별한 설계 검증 모사 해석보다는 제작 후 직접적인 시험을 통해 확인하는 절차를 거치는 것이 일반적이지만 새로운 모델의 추력기를 개발시에는 추력기의 성능에 가장 큰 영향을 미치는 주입기(injector)와 촉매대의 설계 변수들을 검증하기 위하여 추진제 분무 해석 및 촉매와 추진제간의 열화학적 반응 해석, 밸브로의 역류 열전달 최대 온도 해석, 노즐 유동해석 등이 수행되어야 한다.

개발시험이 완료되어 성능이 입증된 추력기의 경우에는 위성체에 적용할 때, 전체 RCS 및 위성체와 관련된 시스템적인 해석들이 수행되어야 한다. 단일 하이드라진 추력기 성능 및 수명은 촉매대 온도에 민감하게 영향을 받으며 위성체의 임무에 따라 주어진 환경조건에서 기대하는 성능을 얻기 위한 부수적인 가열장치가 필요하며 이러한 가열장치의 규격을 설정하기 위한 열해석이 이루어져야 한다. 또한 비정상 맥동모드로 작동할 시 밸브 재질의 열적 한계에 따른 문제가 없는지를 확인하는 역류 열전달(heat soakback)에 의한 최대 온도 한계도 해석해야 하며 추진제 탱크로부터 추력기까지의 추진제 유동해석, 노즐 유동에 따른 plume 해석 및 발사 환경에 따른 구조해석 등이 수행된다.

4. 제작 및 시험

추력기의 재질은 추진제인 하이드라진과 적합성 및 내열 고강도 및 열전도등의 요구조건을 만족시켜야 하므로 각각의 부품 특성에 따라 적절하게 선정되어야 하는데 추력기를 구성하는 모든 부품은 광범위한 온도범위에 걸쳐 고강도 및 내부식성을 갖는 내열합금이 주로 사용되며 다목적실용위성의 추력기에는 코발트계 내열합금인 Haynes 25가 사용되었다. 이러한 내열합금들은 재질에 따라 가공 조건 및

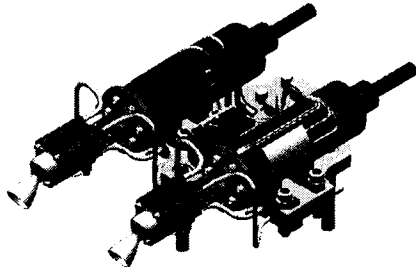


그림 2. 이중추력기 모듈 조립 형상도

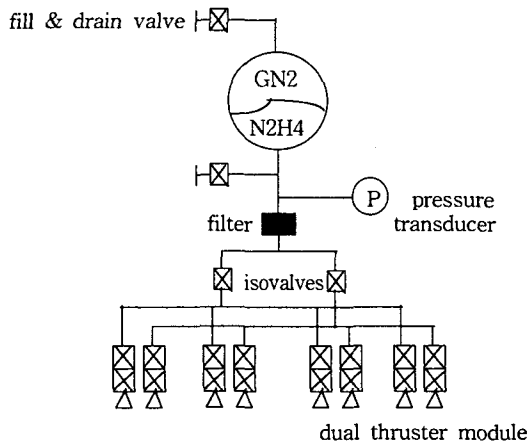


그림 3. 다목적실용위성 추진시스템 체계도

가공 치구들이 각각 달라지게 되며 부품 형상 및 조립 공정을 고려한 가공 치수를 갖도록 세부 부품마다 공정 설계가 이루어져야 한다.

다목적실용위성 추력기의 경우에는 주입기 및 노즐 가공에 전극과 작업물을 전해용액에 담그고 전류를 가함으로써 금속을 깎아내는 특수한 가공방법인 전기방전가공(EDM, Electric Discharge Machining)이 주요 공정으로 적용되었다. 기계가공된 부품들은 재질에 따른 공정 조건을 설정하여 passivation 및 정밀 세척과정을 거쳐야 하며 주입기 오리피스 크기를 고려하여 최종 세척 후에는 규격에 따라 입자측정 및 세척도를 확인해야만 조립 공정에 투입된다.^[4]

추력기 조립과정은 크게 HEA(Head End Assembly)와 TCA(Thrust Chamber Assembly)로 구성되고 tube crimping, brazing, welding, catalyst loading 등이 규격에 따라 이루어 지며

각 세부 공정마다 전수 시험 및 검사를 거친다. 그림 2.와 3.은 각각 다목적실용위성 추력기를 조립 완료한 형상도와 추진시스템 체계도를 보여준다.

인공위성을 구성하고 있는 모든 부품들은 엄격한 우주환경시험 절차를 통과해야 한다. 추력기의 경우도 열 및 진공에서의 연소성능시험이 필수적이거나 완전한 우주환경 모사가 불가능하고 또한 열 및 진공 환경모사에 대한 고비용 때문에 근사한 진공조건에서 시험하는 경우가 대부분이다.

연소시험설비는 최소 모사진공 수준이 고도 100,000 ft(8.4 torr)를 만족시킬 수 있는 진공설비, 시험제어부, 성능변수 측정 및 처리부, 추진제 가압 공급부, 기타 환경 안전 및 부대 설비로 구성된다. 주요 측정 parameter는 추력 및 impulse, 추진제 유량, 압력, 온도 등이며 각 센서의 보정은 자체보정(in-house calibration)이 가능해야 한다.

일반적인 연소성능시험은 qualification, delta-qualification, acceptance level에 따라 시험의 난이도가 달라지게 되며 이미 개발시험을 통해 성능이 입증된 경우에는 acceptance level로 시험한다. 다목적실용위성의 추력기는 이미 성능이 입증된 추력기를 국산화한 경우로서 acceptance 및 mission life test를 수행하였다. 표 3.은 다목적실용위성의 추력기 연소성능 요구규격이며 표 4.는 이러한 규격을 확인하기 위한 연소성능시험 test matrix이다.^[5]

표 3. 추력기 연소성능 요구 규격

SS(Steady State) Operation	- Vacuum thrust . 0.95 lbf at 350 psia(BOL) . 0.15 lbf at 50 psia(BOL) - Vacuum specific impulse . 221 sec at 350 psia(BOL) . 205 sec at 50 psia(BOL) - Maximum thrust duration . at least 8000 sec
Pulse Mode Operation	- Minimum vacuum impulse bit . 0.05 lbf-sec at 30msec(BOL) - Vacuum specific impulse . 155 sec at 350 psia(BOL) . 85 sec at 50 psia(EOL)
Protoflight Level Test	- Mission duty cycle test . Steady State . High & low duty cycle - 2 times throughput hydrazine

표 4. Hot-fire test matrix

No	On-time (sec)	Off-time (sec)	Pinj (psia)	Duty Cycle (%)
0	0.10	0.90	400	10
1	1200	-	350	100
2	0.250	0.750	350	25
3	0.050	2.450	350	2
4	3000	-	200	100
5	0.250	0.750	200	25
6	0.050	1.620	200	3
7	5700	-	85	100
8	0.250	0.750	85	25
9	0.050	0.780	85	6
10	60	-	50	100
11	60	-	100	100
12	60	-	250	100
13	60	-	400	100
14	0.05	4.950	50	1
15	0.05	4.950	100	1
16	0.05	4.950	250	1
17	0.05	4.950	400	1

추력기 연소성능시험 절차는 추진제 충전 및 오염 여부 표본 검사, 가압 및 공급 라인 이상여부 확인, 추력기 장착, 추진제 가압 및 공급, 시험장치 보정, 진공 모사 및 연소성능시험, data 처리 등으로 구성되며 각 세부 절차는 문서화된 절차서에 따라 진행되어야 한다.^[6]

일반적으로 추력기 성능 시험은 정상 및 비정상 맥동모드에서의 추력과 비추력 측정 및 계산하여 요구 규격내에 들어오는지를 확인한다.

하이드라진 원료를 추력기에 공급하는 체계는 펌프공급식과 가압공급식으로 구분되며 가압식 추진제 공급시스템을 채택하는 인공위성의 경우 연소시험은 탱크 작동 압력인 범위인 50~400 psi 범위에서 실시한다.^[7] 그림 4는 대표적으로 다목적실용위성 추력기의 정상모드 추력 data를 보여준다.

그림 4는 총 9개의 추력기 시료가 각각의 입구 압력에서 상하한값 이내에서 만족하는 결과를 보여준다.

위성체에 추력기를 장착하여 자세제어에 사용하기 위해서는 주로 2개의 추력기를 쌍을 이루어 작동하

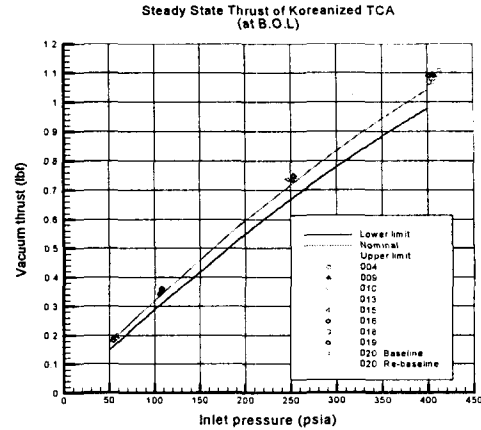


그림 4. 입구압력 대 추력 곡선

여 impulse를 발생시켜야 하므로 추력기간 발생 가능 오차를 최소화하는 최적의 추력기 조합을 해야 한다. 이를 위해서는 연소성능시험 data를 분석하여 일정한 규격 내의 추력기를 조합하여 장착한다. 다목적실용위성 추력기의 경우에는 주추력기 또는 보조추력기 전체 평균값을 기준으로, 각각의 BOL (Beginning Of Life) steady state mode 추력이 5% 이내로 제한하여 편차가 작은 추력기끼리 쌍을 이루어 조합하였다.

5. 향후 개발 추세 및 전망

소형 추력기의 세계적 개발 추세는 위성체 및 발사체 또는 미사일 등의 개발과 밀접한 관련을 갖고 있다. 80년대까지의 대형 지상정지궤도 위성 개발 추세에서는 성능측면에서 유리한 이원 추진제 추력기 개발이 활기를 띠었으나 최근에는 상업적 통신 및 지구 관측 등에 다량의 소형 위성 개발이 경쟁적으로 추진되면서 개발비용이 큰 이원추진제 추력기보다는 발생 가능 추력 하한선이 낮고 이미 기술적 신뢰도가 입증되어 있으며 또한 저가인 단일 하이드라진 추력기의 수요가 증대되고 있다. 이와 더불어 탈 냉전시대가 도래하면서 글로벌한 국제기술협력사업들이 추진되면서 구동서양의 전기추력기 분야에서 기술교류가 활발히 이루어지고 있으며 이미 이 분야의 성능향상

연구들이 성과를 이루어 실용화되고 있다. 냉가스 추진제(cold gas) 추력기는 위성체 및 발사체, 국방 무기 분야에서 성능효율이 낮으나 작동신뢰도 및 안전성 등의 이유로 폭넓고 꾸준한 응용이 이루어지고 있다.

특이할 만한 사항은 80년대 부터 과거에는 설계 개념상 재질적 문제로 인하여 도외시되었던 고체추진제를 이용한 추력기 개발이 카본/카본 복합재 등의 내열재질 개발과 더불어 유럽과 미국에서 본격화되었고 이미 국방분야에서 실용화를 하고 있고 향후 그 응용 범위는 상당하리라 판단된다.^[8]

6. 결 론

본 논문은 소형 추력기의 국내외 개발 현황 및 전망과 다목적실용위성의 단일 하이드라진 추력기 개발에 관련한 설계/해석/제작/시험 의 개괄적인 소개를 하였다. 다목적실용위성의 추력기 국산화 개발 성공은 지금까지 국내에서 액체추진기관을 국내에서 제작하여 실용화한 예가 전무함을 고려할 때 소형 추력기 개발 기술에 커다란 이정표가 될 것이며 또한 국내 추진기관분야에 기술파급 효과가 상당하리라 판단된다.

향후 국산 위성체 및 발사체, 국방분야에서 소형 추력기 기술은 핵심 요소기술로서 필수불가결하며 이를 위해서는 국내 기술기반 강화가 절실하다 하겠다. 향후 소요 기술개발 분야로는 추진제 및 촉매 제조기술, 추력기의 impulse 제어를 위한 제어 밸브 기술, 단열재 및 내열재, 특수 합금 제조기술, 용접 및 brazing과 같은 정밀 조립 공정 기술 등이 있으며 이를 위한 기초 및 응용 연구가 산학연 공동으로 수행되어야 할 것이다.

후 기

본 논문은 한국항공우주연구소의 다목적실용위성 사업의 지원으로 수행된 연구결과의 일부이며 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. George S. Sutherland and Michael E. Maes, "A Review of Microrocket Technology," *Journal of Spacecraft and Rocket*, Aug 1966.
2. G.E. Jensen, D.W. Netzer, Tactical Missile Propulsion, AIAA Vol. 170, 1996.
3. R.L. Sackheim, "Survey of Space Applications of Monopropellant Hydrazine Propulsion Systems," 10th Int'l Symposium on Space Technology and Science, Tokyo, Japan, Sep. 1973.
4. 다목적실용위성 4차년도 보고서, 1998
5. N.F. Seymour, Equipment Specification, EQ8-0360B, KOMPSAT MRE-1 Dual Thruster Module, TRW Space & Defense Sector, April 1996.
6. Bernard Jackson, VV-03A-001B, Low Thrust Vacuum Acceptance Test Procedure, TRW Space & Defense Sector, April 1996. Sep. 1991.
7. 이성택, 이상희, 최영중, 류정호, "하이드라진 연소 성능시험 연구," 한국항공우주학회, 1999.(심의중)
8. J.F. Sevellec, "Development and Testing of Carbon/Carbon Valves and Tubings for Hot Gas flow Control," AIAA-87-1820, June 29-July 2 1987.