

단일액체추진제 소형 추력기의 진공환경 연소시험 및 성능특성 평가

김정수*

Hot-Fire Test and Performance Evaluation of Small Liquid-Monopropellant Thrusters under a Vacuum Environment

Jeong Soo Kim*

ABSTRACT

A performance evaluation is made in terms of thrust, impulse bit, and specific impulses for a set of mono-propellant hydrazine thrusters producing 0.95 lbf of nominal thrust at an inlet pressure of 350 psia. With a brief description on the hot-firing test configuration and procedures, a typical data obtained from steady-state firing mode is given directly showing the variational behavior of propellant supply pressure, mass flow rate, vacuum condition, and thrust. The performance features are successfully compared to the reference criteria of 1-lbf standard mono-propellant rocket engine. Additionally, a statistical inter-thruster treatment is concisely depicted for the justification of selected thrusters as a grouped member of flight model for spacecraft propulsion system.

초 록

추진제 주입압력 350 psia 에서 0.95 lbf 의 정상상태 공칭추력을 내는 단일액체추진제 하이드라진 추력기의 성능평가 결과를 추력, 임펄스 비트, 비추력 등을 통하여 제시한다. 연소시험 형상과 절차에 대한 간략한 묘사와 더불어 정상상태 연소모드로부터 얻어지는 추진제 공급압력, 질량유량, 추력기 작동환경 진공도, 그리고 추력 등의 변이거동에 대한 전형적인 결과를 검토한다. 제시된 추력기 성능은 1-lbf급 표준형 단일추진제 로켓엔진의 기준성능에 성공적으로 비교된다. 선별된 추력기군을 위성체 추진시스템의 비행모델로 채택하기 위한 추력기간 성능편차에 대해 부연한다.

Key Words: Propellant Injection Pressure(추진제 분무압), Steady-State Firing(정상상태 연소), Pulse Mode Firing(펄스모드 연소), Impulse Bit(임펄스 비트), Specific Impulse(비추력)

1. 서 론

† 2004년 10월 18일 접수 ~ 2004년 12월 13일 심사완료

* 정희원, 순천대학교 기계자동차공학부
연락처, E-mail: jskim@sunchon.ac.kr

단일액체추진제 하이드라진 추력기 시스템은 우주비행체의 자세 및 속도제어에 있어 다른 중

류의 소형 로켓엔진에 비해 상대적으로 많은 장점을 제공한다. 저렴한 개발비를 갖는 간결한 시스템 구조, 장기간의 안정적인 시스템 운용능력 및 추진제 저장성, 낮은 플룸 오염성, 최소추력 발생능력, 매우 낮은 임펄스 비트(impulse bit)의 반복성 등을 주요 장점으로 하는 이 추력기 시스템은 1970년대에 개발이 시작된 이후로 효율 및 신뢰도 향상을 위한 많은 설계변경과 검증시험을 거쳐 왔다[1]. 본 연구에서는 NASA의 표준형 단일액체엔진인 MRE-STD-1 (Mono-propellant Rocket Engine - Standard - 1.0 lbf)의 기본설계에 근거하여 국내에서 수정제작, 조립된 1-lbf급 추력기의 고공모사(high altitude simulation) 연소시험과, 정상상태 추력 및 비추력, 펄스모드 임펄스 비트 및 비추력 등으로 요약되는 성능평가 결과를 기술한다. 평가된 성능에 근거하여 선별된 8기의 비행모델 TCA (Thrust Chamber Assembly, 추력실 조립체)는 두(2) 기가 한 쌍을 이루어 네(4) 조의 이중추력기 모듈(DTM: Dual Thruster Module)로 저궤도위성 추진시스템에 장착된다. 추력기 성능 요구조건하에서 정량화된 시험평가 결과는 저궤도 관측위성의 궤도천이, 궤도조정 및 3축 자세제어를 위한 지상국의 정밀 비행운용변수로 직접 사용된다.

2. 추력기 연소시험 형상

단일액체추진제 하이드라진 추력기는 노즐부, 촉매대 추력실, 인젝터, 열차폐관 등으로 이루어지는 TCA와 이중시트(dual seat) 솔레노이드로 작동되는 추력기 밸브(thruster valve)로 구성된다. 1-lbf급 하이드라진 추력기의 추력실 조립체 형상이 Fig. 1에 도시된다. 추력기 노즐은 추력실 중심축에 대하여 0°, 30°, 90°의 엇각(cant angle)을 갖도록 제작될 수 있으며 본 시험에서는 30°-cant angle의 추력기가 사용되었다.

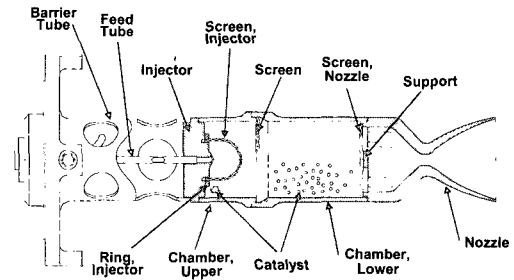


Fig. 1 TCA Configuration of 1-lbf Monopropellant Hydrazine Thruster

추력기 연소성능시험의 고고도 진공환경은 2단 직렬식의 대용량 기계식 펌프가 장착된 진공 챔버에 의해 구현된다. 추력기 작동시 진공도 요구규격은 8.3 torr 이하이며 100,000 ft 이상의 외대기권 고도에 해당하는 압력이다[2].

Figure 2는 비정상 전압 서지(surge)의 억제 효과를 갖는 제너 다이오드가 포함된 추진제 제어밸브 구동기의 회로도이다. 추력기 밸브와 밸브 구동기는 추력기 성능에 직접적으로 관계하므로 비행모델과 동일한 규격과 성능을 갖는 부품으로 구성하여 비행모델 추력기 시험에 사용한다. 시험용 추력기 밸브는 Dribble Volume (밸브시트와 TCA의 접촉부에 존재하는 공간체적), 압력강하, 개폐 응답지연, 밸브시트 개폐 여기전압 등에 있어 비행모델 추력기 밸브와 동일한 사양을 가지며, 구동전압 또한 위성체의 전원과 같은 28 ± 0.5 Vdc가 사용된다.

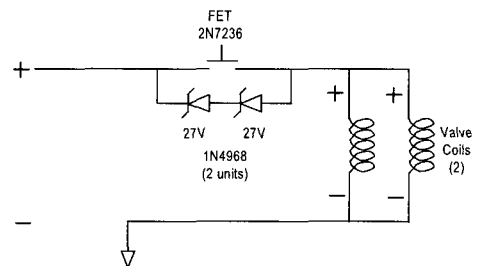


Fig. 2 Schematic of Valve Driver Circuit

시험을 통하여 획득되는 추력기 성능평가용 원시 계측변수(raw outcome measured)는 적어도 추진제 질량유량, 고고도 환경에서의 정상상태 연소모드 추력, 펄스모드 추력변이, 추력기 요소별 온도, 추진제 분무압, 그리고 시험환경 진공도 등을 포함하여야 한다.

Table 1은 비행모델 추력기의 성능을 검증하기 위한 시험조건 조합 및 순서를 나타내고 있다. 최초로 시험되는 추력기는 촉매대의 구조적, 화학적 안정화를 위한 작동검증(burn-in) 과정을 거친다. 이후 추진제 분무압의 변화에 따라 정상상태 연소모드(steady-state firing mode) 및 펄스모드(pulse mode firing)에서 추력기 성능시험이 수행된다[3]. 시험 데이터는 정밀한 추력 보정과정을 거쳐 정미 진공추력(vacuum-corrected thrust), 비추력, 임펄스비트 등의 추력기 성능변수로 변환된다. 성능시험에 사용되는 추진제는 MIL-PRF-26536E[4]에 따른 단일추진제급(monopropellant grade) 하이드라진이다. 추진제 공급온도는 추력성능에 직접적인 영향을 미친다. 공급되는 추진제는 그와 같은 온도 증속성을 제거하기 위하여 수냉식 열교환기를 이용하여 모든 추력기에 대하여 시험기간동안 20±2 °C로 유지된다.

Table 1. Hot-Firing Test Matrix for Performance Evaluation of 1-lbf Thruster

Test Seq. #	Pinj (psia)	EPW* (sec)	Period (sec)	Duty Cycle(%)	# of Pulses
Burn-in	400	0.1	1.0	10	1000
1	400	60	S/S**	100	1
2	250	60	S/S	100	1
3	100	60	S/S	100	1
4	50	60	S/S	100	1
5	50	0.050	5.0	1	100
6	100	0.050	5.0	1	100
7	250	0.050	5.0	1	100
8	400	0.050	5.0	1	100

*Electrical Pulse Width, **Steady State

낮은 추력수준을 요하는 인공위성 액체추진제

추력기 시험에 있어 추력의 측정은 많은 난제를 낳는다. 특히, 연료 공급배관은 추진제와 화학반응을 하지 않고 내고압성을 갖는 특별한 금속계열 튜브 (예: SS304, 6Al4V Ti 등)이어야 하므로 필연적으로 일정수준의 강성을 가지며 추력기에 접속된다. 이 강성은 추력측정장치(Thrust Measurement Rig, TMR)에 전달되는 겉보기 추력(apparent thrust)을 감소시킬뿐만 아니라 로드셀로 전달되는 추력의 선형성을 해치기도 한다. 따라서 추력기에 접속되는 추진제 공급배관은 고압에 대한 시험의 안전성을 유지하면서 유연성을 갖도록 설계되고, 일단 시험측정 형상이 구성되면 추력측정장치의 모든 부속물들을 포함하는 시험장치 시스템의 정밀 보정을 수행한다. 시험이전에 수행하는 이상과 같은 정밀한 추력보정도 불구하고 실제 시험 중에 발생하는 고온플룸에의 TMR 노출 및 시험압력 등의 변화는 히스테레시스(hysteresis)적인 TMR 성능의 변화를 야기한다. 이와 같은 변화를 보정하기 위하여 추력기 작동 전후에 TMR 보정장치를 구동하여 추력보정선도를 구하며 획득한 추력의 최종 보정 과정에 반영한다. Fig. 3은 시험에 사용된 0.1~5.0 lbf급 TMR과, TMR에 장착되어 정상상태 연소모드 시험과정에서 발열하고 있는 추력기 형상을 보이고 있다.



Fig. 3 (a) Thrust Measurement Rig and (b) Glowing Feature of a Thruster Subjected to Steady-State Firing Mode

3. 연소시험 결과 및 분석

추진제 주입압력(PT227)이 250 psia인 정상상태 연소모드에서의 추력(F234K) 거동과 함

개, 추력기 밸브 구동신호(FSig), 추진제 질량 유량(FT207), 그리고 추력기 작동환경 진공도(PV226) 등의 변이를 Fig. 4에 도시하고 있다.

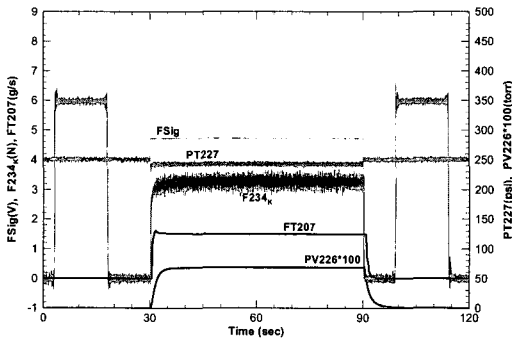


Fig. 4 Variational Behavior of Thrust, Fuel Injection Pressure, Mass Flow Rate, and Vacuum Condition at Steady-State Firing Mode with 250 psia of Propellant Supply Pressure

밸브 구동기(valve driver)를 통한 작동신호(firing signal)와 함께 추력기 밸브가 열리면 주입압력은 약 7 psid 강하하여 추력기는 243 psia의 추진제 실주입압력(effective injection pressure, 혹은 분무압)에서 추력을 발생시킨다. 이 압력강하는 추진제 공급 유로의 배관형상, 추력기 오염방지를 위한 필터, 수격(Water Hammer)현상 제어를 위한 오리피스, 추진제 공급제어를 위한 밸브 등과 같은 시험장치 설계에 종속하므로 비행운용상태의 추력기 성능변수와 직접적, 정량적 함수관계는 없다. 물론 비행용 추진시스템에서도 압력강하는 존재하며 정적 압력강하뿐만 아니라 동적 압력변이도 최소화할 수 있도록 설계에 반영된다. 정적 압력강하는 추력기 추력성능 저하에 직접 관계하며 동적 압력변이는 추진제 유로계통에서의 수격현상 발생 여부와 직관되는 비행용 추진시스템 설계의 주요 인자이다[5].

초기에 0.001 torr 이하로 유지되고 있던 진공도(PV226)는 추력기 작동과 함께 0.7 torr까지 상승하여 일정한 값을 유지하고 있음을 Fig. 4에서 관찰할 수 있다. 이 진공도의 유지는 추력

기 노즐을 통하여 분사되는 추진제 화학반응물의 생성율(액체추진제 1.5 g/s의 연소생성물 기체)과 진공펌프에 의한 배출율이 진공챔버의 정해진 체적 내에서 균형을 이루고 있음을 의미한다.

정상상태 연소모드에서의 추진제 질량유량은 터빈 유량계를 사용하여 측정한다. Fig. 4에서 관찰되는 질량유량(FT207)은 추진제 유동 초기의 터빈 가속과정을 거쳐 1.5 g/s의 일정한 값으로 수렴하고 있으며 이는 400 psia에서 약 2.0 g/s의 유량률을 갖는 1-lb_r 단일액체추진제 추력기의 250 psia에 해당하는 전형적인 유량률이다. 유량계는 시험이전에 추력기 작동에 소모가 예상되는 최대 및 최소 유량을 예측하여 충분한 범위에서 정밀 보정되며 보정계수는 자료획득시스템의 소프트웨어에 입력되므로 시험에서 측정되는 유량은 추력기의 비추력 계산에 직접 사용될 수 있다.

추력실로 분무된 추진제는 상부 및 하부 촉매대에서 발열반응하고, 고온의 반응 생성물 혼합기체(N₂, H₂, NH₃)는 노즐챔버 및 노즐을 거쳐 분사되며 추력을 발생시킨다. 추진제 주입압력 350 psia에서 0.95 lb_r의 공칭 추력을 갖는 본 추력기는 243 psia에서 약 0.73 lb_r의 추력을 발생시킨다. 추력기는 밸브의 개구(opening)와 함께 140 ms 내외의 반응시간(response time)을 거쳐 즉시 정상추력 작동상태를 유지하게 된다. 밸브의 차폐(closing)에 따른 후연동작시간(tail-off time)이 매우 작다는 사실도 제시된 그림에서 관찰된다. 그림에서 보이는 추력곡선 전후의 구형(square) 선도는 원격구동되는 정밀 보정질량(calibrated mass)을 이용하여 추력기가 장착되어 있는 TMR의 시험전후 변화를 측정하여 추력보정을 수행하는데 이용된다[6].

4. 추력기 성능 평가

비행모델(Flight Model)로 최종 선정된 추력기 4기의 정상상태 연소모드 추력성능을 Fig. 5

에 도시하고 있다. 계측된 모든 추력성능은 1-lb_f 추력기의 상한(upper limit)과 하한(lower limit) 사이에 존재하고 추진제 주입압력 400 psia에서 약 1.09 lb_f에 달하며 전반적으로 공칭 추력 선도(nominal thrust curve)를 상회하고 있음을 관찰할 수 있다. 시험에 사용되는 추력기는 제작, 조립 후 작동검증과정을 거쳐 최초로 시험에 노출되므로 제시되는 추력은 임무초기(B.O.L.: Beginning of Life)의 성능으로 간주될 수 있다.

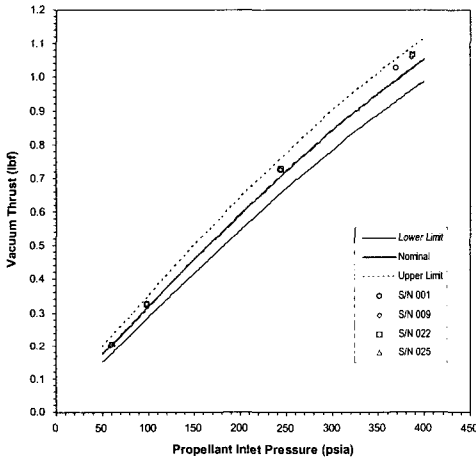


Fig. 5 Steady-State Thrust Performance of Four(4) 1-lb_f Thrusters

Figure 6은 펄스모드(Table 1의 Test Sequence #5~#7)로 작동할 때의 임펄스 비트를 도시하며 전반적으로 공칭 선도를 상회하지만 낮은 추진제 주입압력에서는 상한을 다소 벗어나는 사실이 관찰된다. 그림에서 보이는 상한, 하한 및 공칭 임펄스 비트 선도는 셀-405(Shell 405) 이리돔 촉매대를 갖는 1-lb_f 추력기 성능에 근거하고 있다. 그러나 본 시험에 사용된 추력기 조립에는 셀-405 촉매의 수급 문제로 말미암아 유럽산 솔베이-KC12GA(Solvay KC12GA) 촉매가 사용되었다. 솔베이 촉매는 셀-405 촉매보다 반응 지연시간이 짧으며 특히 상압에서의 하이드라진 반응성(단위시간, 추진제 단위질량당의 기체발생량, ml/g·s)이 높다.

Figure 6에서 보이는 저압에서의 높은 임펄스 비트는 교체된 촉매의 상대적으로 높은 반응성에 근거하는 것으로 판단된다. 이와 같은 임펄스 비트의 저압 특성은 추진제 저장탱크의 압력이 매우 낮아지는 시스템 운용임무 말기에 적용되는 성능 특성으로, 추진제 소모효율을 높이는 긍정적인 결과를 낳을 수 있다.

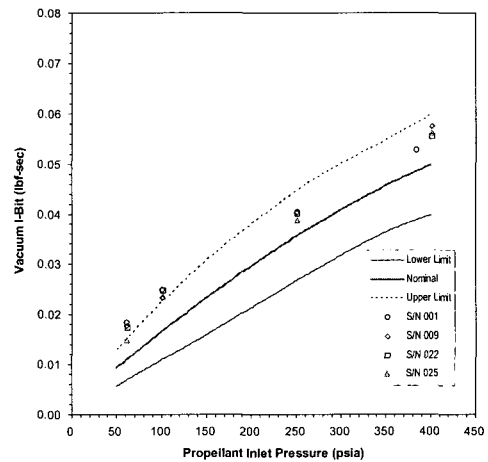


Fig. 6 Pulse-Mode Impulse Bit of Four(4) 1-lb_f Thrusters

공칭 비추력 선도를 상회하는 정상상태 연소 모드 및 펄스모드에서의 비추력 성능이 Fig. 7과 Fig. 8에 각각 도시된다. 예측할 수 있는 바와 같이, 저압에서의 펄스모드 비추력 성능(I_{sp} @ 60 psia, Fig. 8)은 고압에 비해 공칭 비추력을 상대적으로 크게 상회하며 이는 Fig. 6에서 기술된 바와 같은 저압 임펄스 비트 성능특성의 직접적인 결과이다. 다만, 정상상태 연소모드에서의 저압 추력 및 저압 비추력 성능(Fig. 5, Fig. 7)은 공칭선도로부터 크게 상회하지 않는다는 사실로부터 채택된 촉매의 높은 하이드라진 반응도 및 짧은 반응지연시간이 정상상태 성능에는 크게 영향을 미치지 않는다고 추론할 수 있다.

단위시간당 추진제 소모량이 상대적으로 적은 소형 추력기의 경우 정밀한 추진제 유량률의 측정 은 정확한 비추력의 계산과 직결된다. 본 성

능시험에서는 정밀 유량 보정법을 개발하여 정상상태 연소모드 시험에서는 터어빈 유량계를, 펄스모드 시험에서는 미세질량 변화율 측정시스템을 사용하였다[7].

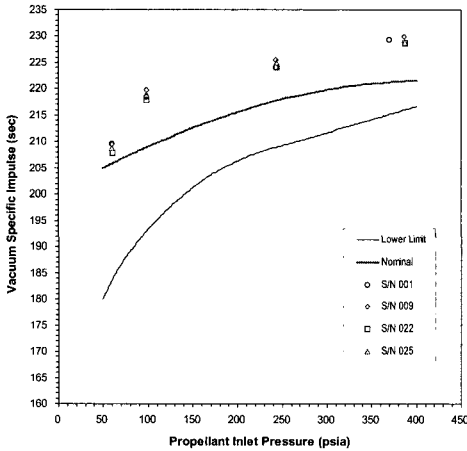


Fig. 7 Steady-State Specific Impulse of Four(4) 1-lbf Thrusters

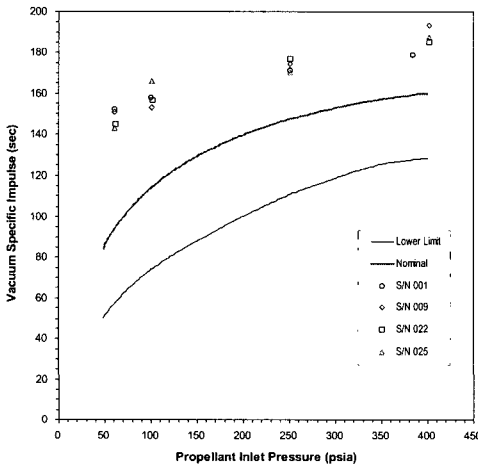


Fig. 8 Pulse-Mode Specific Impulse of Four(4) 1-lbf Thrusters

네(4) 조의 이중추력기 모듈을 구성하기 위해서는 시험 및 성능평가 과정을 거쳐 총 8기의 추력기가 선별되어야 한다. Table 2는 최종적으로 선정된 8기의 추력기를 대상으로 추진제 주입압

력대별 ($P_1:P_2:P_3:P_4 = 400:250:100:60$, psia)로 후처리된 정상상태 연소모드의 추력과 비추력, 임펄스 비트, 그리고 펄스모드 비추력 등의 표준편차(3σ)를 요약하고 있다. 정상상태 추력은 최대 3%($3\sigma \leq \pm 4\%$)이며, 임펄스 비트는 최대 30.5%($3\sigma \leq \pm 31\%$)로서 비행모델 추력기로서의 성능 요구조건[3]을 각각 만족시킨다.

Table 2. Standard Deviation of Primary Performance Parameters Evaluated at 60~400 psia of Propellant Injection Pressures for a Set (8 each) of 1-lbf Thrusters

P_{inj}	P_1	P_2	P_3	P_4
% $3\sigma_{Thrust}$	2.1	1.7	1.8	3.0
% $3\sigma_{I_{sp}, SSF}$	3.7	2.9	1.6	1.7
% $3\sigma_{I-Bit}$	10.2	6.1	18.8	30.5
% $3\sigma_{I_{sp}, PMF}$	12.2	7.9	7.6	15.7

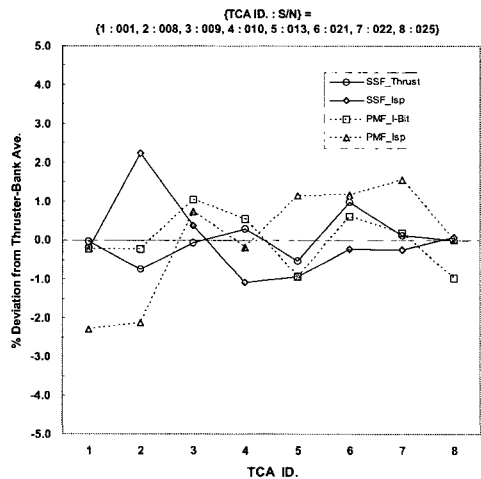


Fig. 9 Percentage Deviation of Performance Parameters of each 1-lbf Thruster

저궤도 위성의 1-lbf급 하이드라진 추진시스템 요구조건에 의하면, 쌍(firing pair)으로 작동하는 추력기들은 작동쌍 평균추력으로부터의 추력 이탈치(deviation)가 시스템 임무초기(B.O.L.)에 5%를 초과할 수 없다[8]. Fig. 9는

네(4)기의 추력기로 구성되는 두(2)그룹의 추력기 뱅크(primary 및 redundant thruster bank)의 평균치에 근거하여 산출된, 개별 추력기의 추력, 임펄스 비트, 비추력 등에 대한 백분율 이탈치를 보이고 있으며, 모든 값이 최대 $\pm 2.5\%$ ($\leq 5\%$)를 초과하지 않는다는 사실도 확인된다.

5. 결 론

1-lbf급 단일액체추진제 하이드라진 추력기의 고공모사 연소시험 형상, 시험 결과분석 및 성능평가 결과가 기술되었다.

추진제 주입압력에 따른 정상상태 연소모드에서의 추력 및 비추력, 펄스모드에서의 임펄스 비트 및 비추력 등, 전형적인 추력기 성능변수들이 도출되고 제시되었다. 성능평가결과에 근거하여 선별된 여덟(8)기의 추력기들은 1-lbf급 추력기의 성능 요구조건을 양호하게 만족시킨다. 연소성능 검증이 완료된 추력기들이 저궤 도위성 추진시스템의 비행모델로 장착될 수 있도록 추력기간 성능변수의 편차에 대한 해석결과 또한 간략히 도시되었다.

후 기

본 연구는 (주)한화 및 한국항공우주연구원에서 개발을 완료한 다목적실용위성2호 추진시스템의 추력기 시험평가 과정의 일부임. 이 논문은 교육인적자원부의 2004년도 지방대학혁신역량강화사업(NURI)에 의하여 지원되었음.

참 고 문 헌

1. Carlson, R. A., Elmendorf, H. M., and Sackheim, R. L., "NASA/TRW Standard 5 Newton Thruster," AIAA Paper 77-962
2. Kim, J. S., "Propulsion Subsystem Specification, KOMPSAT-2," K2-SP-460-001, KOMPSAT-2 Program Document, 2002
3. Kim, J. S., "Verification Test Plan of Thrust Chamber Assembly (TCA)," K2-D0-460-009, KOMPSAT-2 Program Document, 2002
4. Propellant, Hydrazine (Mono-propellant or High Purity Grade), MIL-PRF-26536E
5. 최진철, 김정수, "인공위성 연료배관의 유압 특성 연구", 한국우주과학회지, 제19권, 제3호, 2002, pp.207-214
6. 김정수, "1-lbf급 단일액체추진제 로켓엔진의 추력 성능", 한국추진공학회지, 제8권, 제2호, 2004, pp.32-38
7. 김정수, 이균호, 이승우, "정밀보정탱크를 이용한 미세 유량을 측정용 임펄스 출력식 유량계의 정밀 보정장치 및 그 방법", 특허 등록번호 0456908, 2004
8. Kim, J. S., "Equipment Specification: Dual Thruster Module, Propulsion System Component," K2-SP-460-009, KOMPSAT-2 Program Document, 2002