

추력 400 파운드급 액체 로켓엔진의 성능시험

Performance Test of the Liquid Rocket Engine of 400lb Thrust

이수용, 윤용섭, 채연석, 조용호*, 김경호*
한국항공우주연구소, *현대우주항공(주)

초 록

접촉발화성 액체추진제를 사용하는 소형 추진기관의 성능을 확인하기 위해 핵심 부품의 상온 성능 시험 및 추진기관 조립품의 연소성능시험을 실시하여 추력 400 파운드급의 로켓엔진의 설계성능을 확인 하였다. 로켓엔진의 성능측정은 요소분사기의 미립화, 혼합성능의 측정을 위한 상온수류시험과 추진기관 조립체의 지상연소시험으로 실시하였으며, 연소성능은 산화제로 질산을 연료로는 아민계 혼합물로 구성된 접촉발화형 이원 액체추진제를 사용하여 가압방식에 의해 연소실에 분사하는 방법으로 수행하였다. 성능시험결과는 설계성능 및 이상성능과 비교함으로써 이들의 상관관계를 파악하였다.

서 론

1995년 8월과 1996년 1월에 발사한 방송·통신위성인 무궁화 1,2호를 비롯하여 1999년 7월 발사예정인 다목적 실용위성 아리랑호 등 국내 우주산업의 시작과 더불어 인공위성의 수요가 증가하면서 인공위성용 추진기관의 연구개발 필요성이 증대하고 있다. 그러나 인공위성용 추진기관의 개발은 정밀설계, 제작기술 및 난이성이 높은 측정기술로 집약되어 있다. 국내의 위성용 추진기관의 개발을 위해서는 추진기관의 설계기술의 확보는 물론 설계제작된 추진기관의 이론적/실험적인 성능해석기술이 필요하며 이 분야에 대한 기술장벽을 능동적으로 대처하기 위해서는 국내 유관기관 연구진의 유기적인 협조체계와 기술축적이 절실히 요청된다.

본 연구는 액체 추진제 로켓엔진의 개발을 위한 기초 연구로서, 인공위성 궤도조종용 추진기관의 국내 개발을 위한 실험적인 성능확인을 주 목적으로 하며, 향후 우주개발에 중요하게 활용될 수 있는 액체추진제 로켓 엔진의 설계, 제작 및 시험을 위한 기초기술의 축적에도 부수적인 목적이 있다. 지금까지 수행된 항공우주연구소의 액체 추진제 로켓엔진 연구는

1991년부터 시작한 인공위성용 추진기관의 개발을 위한 연구[1-3]의 성과를 바탕으로, 본 연구에서는 소형액체 추진기관의 실험적인 성능측정을 실시하여 설계제작한 추진기관의 성능을 확인하고 향상된 액체 추진제 로켓엔진 연구의 기초자료로 활용하고자 하였다.

시험 대상

본 연구의 대상인 액체 추진제 로켓엔진은 추진제 분사장치, 연소실, 그리고 노즐로 구성하였다. 특히 인공위성용 추진기관은 미소중력 및 진공에서 작동하는 특성으로 높은 추력 보다는 재시동이 가능하고 전체적으로 단순한 구성을 요구하므로 접촉발화성 추진제를 가압제에 의한 공급방식을 채택하였다.

1 추진제 분사기(Injector)

추진제 분사기는 연소실에서 추진제의 연소가 효과적으로 진행할 수 있도록 미립화 특성 및 혼합특성이 우수해야 하는 외에 고온 고압의 연소실의 부분을 담당하게 되므로 분사기의 형상은 추진기관의 성능에 결정적인 요인이 된다.

본 연구의 추진제 분사기는 Fig. 1과 같이

산화제를 2개의 외곽 분사공으로 연료를 중심 분사공으로 분사하여 혼합비가 높은 경우에 적합한 이중 삼중 충돌형(unlike triplet impinging type) 요소분사기를 3개씩 갖는 단위분사기를 원주방향으로 4조 배열하였다.

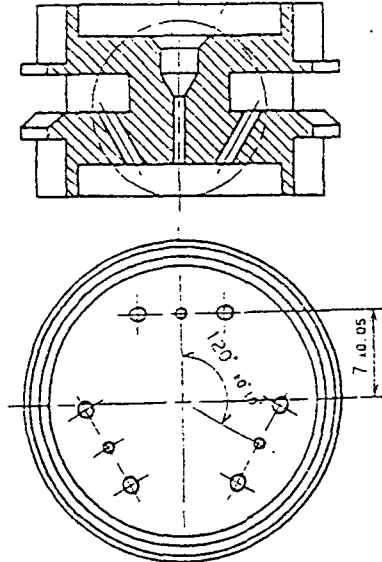


Fig. 1 Configurations of Injector

2 연소실 및 노즐

연소실은 원통형으로 연소실과 노즐이 하나의 구조물로 설계하였고 스테인레스 스틸을 사용하여 제작하였다.

노즐은 지상연소성능 시험을 목적으로 설계하였으며 연소실 및 노즐의 제원을 Table 1에 보였다.

Table 1 Dimensions of Chamber & Nozzle

Items	Value
Total Length(mm)	320.7
Chamber Diameter(mm)	84.0
Contraction Ratio	5.54
Throat Diameter(mm)	35.8
Exit Inner Diameter(mm)	59.7
Exit Outer Diameter(mm)	84.0
Divergence Angle(degree)	15.0
Expansion Ratio	2.78

성능시험

추진기관의 성능시험은 상온시험(cold test)으로 분사공의 수력안정성, 분사기의 미립화특성 및 혼합특성을 파악하고 고온연소시험(hot firing test)으로 추진기관의 전체적인 연소성능을 파악하게 된다. 본 연구에서는 분사기의 미립화특성 및 혼합특성을 특정한 형상변수(분사공의 직경, 세장비, 충돌각, 충돌점의 거리 등)를 갖는 요소 분사기를 대상으로 실시하였으며 미립화 특성은 위상 도플러 입자분석기(PDPA)로서, 혼합특성은 Fang[4] 등과 유사하게 국부적인 혼합비 및 질유량을 측정하기 위한 전용장비를 제작하여 사용하였다.

한편 연소성능 시험장치는 대상 시험의 추력측정을 위한 시험대, 추진제의 공급부, 그리고 밸브의 개폐 제어 및 자료획득을 위한 측정부로 구성하여 추진제의 공급유량, 연소실 등 각 부분의 압력, 축추력, 연소실 외벽온도를 측정할 수 있도록 구성하였다. 특히 추진제의 공급유량은 터빈식 유량계와 분사기 오리피스를 이용하여 교차점검하였다. 추진제의 공급 및 차단은 PC를 이용한 순차제어로 실시하였으며 비정상적인 연소압력상승시 비상정지단계를 순차제어 알고리즘내에 포함하여 안전성을 확보토록 하였다.

시험 결과 및 검토

추진기관의 성능을 예측하는 방법으로는 통상 준 경험적인 해석으로 연소가스에 동반하는 추진제의 액적증발량을 계산하여 추진제의 증발단계가 율속과정으로 해석하는 Priem-Heidmann의 해석방법 등과 본 연구에서와 같이 분사기의 혼합성능으로 부터 연소실의 연소성능을 경험적인 파악하는 방법[7]을 병행하여 사용한다.

1 혼합 성능

접촉발화성 추진제를 사용하는 추진기관에서는 반응류의 분리가 없는 경우에는 추진제의 혼합과 증발과정은 전체 추진기관의 연소

성능을 제한하므로 연소성능의 효율은 혼합특성효율과 증발효율의 곱으로 표현한다. 더욱이 추진기관의 혼합특성은 분사기로 부터 얻어지는 연료와 산화제의 혼합정도에 대한 특성일뿐 아니라 액적연소에 의한 성능을 예측하기 위한 기초자료로 사용하므로 이들의 상호관계는 미립화와 혼합과정의 상호관계를 파악하기 위한 중요한 수단이 된다. 시험은 물과 TCE를 모의추진제로 하여 연소시험조건에 에 해당하는 다른 시험조건을 환원하여 실시하였다.

전체적으로 낮은 혼합비에서는 연료가 중심에 중심원을 그리며 중심으로 치우쳐 있는데 비해 산화제의 질유량비는 넓은 공간에 분포하는 두 개의 혼합구조를 가지게 되어 평균 혼합성능은 떨어지게 된다. 혼합비의 증가에 따라 산화제 및 연료 공히 분산되는 범위가 확산되어 전체적인 액적의 분산각은 커지게 되므로서 평균 혼합성능은 점차 증가되지만 혼합비가 4.8 범위 이상에서는 오히려 연료의 질량분포가 양극화되어 혼합성능은 다시 급격히 감소하였다.

2 연소 성능

추진기관의 연소시험으로 얻은 각 부분의 압력을 Fig. 2에 보였으며, 그림에서 시동신호 전달후 분사기 압력상승 까지 0.84초의 시간지연은 시동밸브로 부터 분사면까지의 공간에 추진제의 충전이 이루어 지는 시간이다. 한편 연소초기 추진제의 공급유량의 급격한 증가는 연소실의 압력이 1.48초간 낮게 유지되어 분사면과 연소실간의 차압상승에 따른 효과이며 이 기간은 화염이 없는 점화지연 현상이 나타났다. 따라서 실제 추진기관의 연소는 7.68초간 이루어졌으며 안정상태 연소는 8초 이후 2초간 이루어졌다. 상응하는 추력측정치를 Fig. 3에 보였으며 추력은 점화가 일어난 시점으로부터 안정한 값을 가졌다. 점화의 지연은 연소초기 연소에 의한 열발생량과 연소실 외벽으로의 열방출이 균형을 이루어 발생하였으며 이 결과로 점화후 추진기관은 상당기간 천 이상상태를 유지한 것으로 판단된다. 이에 따른 추진기관의 성능변수로서 비추력, 특성속도계

수 및 추력계수와 조건인자인 혼합비는 안정상태의 값으로 부터 얻었다.

추진기관의 성능비교는 설계성능, 측정성능 그리고 이상성능을 각각 Table 2에 보였다. 여기서 이상성능[5,6]은 연소과정이 화학평형에 도달하고, 모든 가스는 이상기체로서 노즐에서 등 엔트로피과정으로 팽창하고, 연소가스는 균일상으로 배출된다는 가정하에 실시하였다.

추진기관의 대표적인 성능변수로서 비추력계수는 설계성능 및 측정성능으로 각각 88.5% 및 99.1%로 나타나 설계성능보다 다소 우수한 값을 보였다. 또한 특성속도는 설계치 및 측정치로서 각각 77.5% 및 93.7%였으며 추력계수는 각각 114% 및 101%를 나타냈다.

Table 2. Comparison of Designed and Measured Parameters

Item	Designed	Measured	Ideal
M/R	3.5	3.2	3.2
Pc,psi	200	215.	215
\dot{m}_o	244.	227.	227.
\dot{m}_j	854.	726.	726.
Thrust,Kgf	212.5	206.2	207.8
Ae/At	2.78	2.78	2.78
Isp,sec	193.42	216.	218.
C*,ft/sec	4015.	4850.	5178.
C _F	1.55	1.38	1.36

결 론

요소 분사기를 이용한 미립화 및 혼합성능 시험을 수행하였으며 산화제로 질산, 연료로 아민계 혼합연료인 점촉 발화성 추진제를 사용하여 안정추력 206Kgf를 발생하는 소형 액체 추진기관의 연소성능시험을 수행하였다.

혼합성능은 이중 3중충돌형 요소 분사기를 제작하여 측정하였으며 혼합비 2.8-3.5 범위에서 가장 좋은 평균혼합정도를 얻었다.

연소성능시험은 가압에 의한 추진제 공급으로 수행하여 안정추력이 설계성능의 97%에 해당하는 결과를 얻었으며, 연소초기 1.48초의 점화지연이 발생하였다.

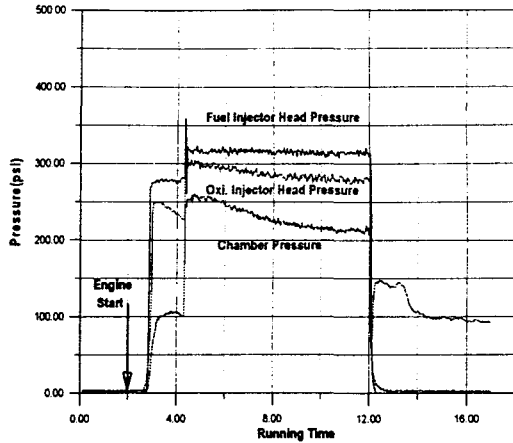


Fig. 2 Pressure Trajectories of Hot Firing Test

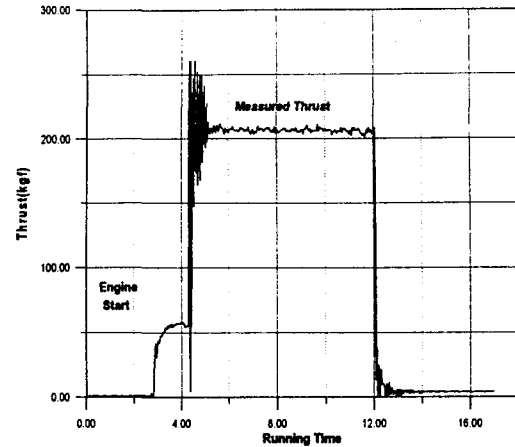


Fig. 3 Thrust Trajectory

상기의 결과로부터 측정된 실험결과는 설계성능 및 이론적인 이상성능과 비교함으로써 이들 상관관계를 추구하고, 혼합성능시험으로부터 예측된 연소성능은 비교적 잘 일치하였다. 또한 연소초기 발생한 점화 지연 현상은 Fig. 5에 보인 바대로 열 이론에 의한 점화 지연 해석 결과와 정성적인 일치를 보여 본 연구에서 사용한 추진제의 온도에 따른 점화 특성을 파악할 수 있었다.

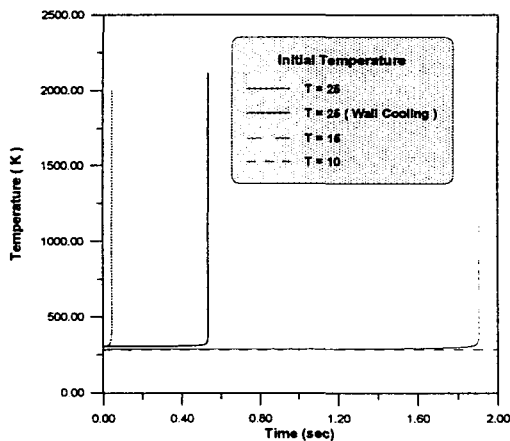


Fig. 5 Calculation Results of Ignition Delay

후 기

본 연구는 1996년도 과학기술처 특정연구개발사업 연구과제 “인공위성 궤도조종용 추진기관 성능해석 연구”의 일부임을 밝히며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

1. 채연석, 민경주, 장영근, 이수용, 오승협, 최장섭, “위성체 추진기관 개발에 관한 연구(I),(II)” 과학기술처 연구보고서 UCN0230-28, 한국항공우주연구소, 1992.
2. 채연석, 민경주, 이수용, 김영목, 윤용섭, 오승협, 최환석, 최장섭, “인공위성 궤도조종 핵심장치 개발,” 과학기술처 연구보고서 N93750, 한국항공우주연구소, 1994.
3. 채연석, 민경주, 이수용, 김영목, 윤용섭, 오승협, “인공위성 궤도조종용 추진기관의 성능해석 연구,” 과학기술처 연구보고서 N95020, 한국항공우주연구소, 1995.
4. Hoehn F.W., Rupe J.H., Sotter J.G., “Liquid Phase Mixing of Bipropellant Doublets,” NASA TR 32-1546, 1972.
5. Gordon, S. and McBride, B. J., “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouget Detonations,” NASA SP-273, 1971.
6. McKevitt F.X. and Walsh T.J., “Space Engine Performance Prediction,” *J. Spacecraft and Rocket*, Vol. 2, No. 3, 1965, pp. 379-383.
7. Sato K. et.al, “A Study of N2O4/Amine Injector Elements, Part I Cold Flow Test” NAL TR-899, 1986.