

추력 400 파운드급 액체 로켓엔진 개발

Development of the Liquid Rocket Engine of 400lb Thrust

채연석, 윤웅섭, 이수용, 김영목, 오승협, 최장섭, 우유철*, 김영수*
한국항공우주연구소, *현대기술개발(주)

초 록

이원 액체추진제를 사용하는 인공위성용 로켓 추진기관의 개발을 위한 핵심부품별 개념 및 상세설계, 성능해석, 성능실험용 시작품의 제작, 수류 성능실험 및 지상 연소시험이 수행되었다. 인공위성 궤도조종용 로켓 추진기관은 1.38MPa의 연소실 압력으로 4초동안 1780N(400lb_f)의 평균추력을 내도록 설계되었으며, 산화제로는 질산, 연료로는 트리 에틸렌 아민(triethylene amine, TEA)과 자이리딘(xylydine)의 혼합물로 구성된 접촉발화형 이원 액체추진제를 사용하고, 추진제를 가압 방식에 의해 연소실에 분사하는 방법으로 분사충돌, 미립화, 그리고 기화 후 연소시키게 된다. 효율적인 설계를 위하여 설계전용 소프트웨어를 개발하였으며, 추진기관의 핵심부품별로 유동 시뮬레이션을 수행하고, 해석결과와 수류 실험결과를 바탕으로 설계를 수정, 보완하였다. 지상 연소시험 및 수류 성능실험을 위하여 추진제 공급장치 및 계측 시스템이 설계, 제작되었고, 시스템의 작동 및 자료처리를 위한 소프트웨어를 개발하여 수류 성능실험 및 지상 연소시험에 사용하였으며, 연소시험결과 지상 평균추력 378lb_f를 발생하였다.

서 론

이원 액체추진제를 사용하는 인공위성용 로켓 추진기관의 개발은 우주개발을 효과적으로 수행하기 위하여 필수적인 것으로서, 이미 선진국에서는 과학위성 및 통신위성 등에 활용할 수 있는 개발기술을 확보하여 우주산업에 앞장서고 있다. 그러나, 선진국의 기술 보호주의 강화 및 시장개방 압력에 따라 관련분야의 기술이전은 점점 기대하기 어려운 실정이다. 따라서 이 분야에 대한 선진기술국의 기술장벽을 능동적으로 극복하기 위해서는 비교우위 확보가 가능한 분야의 개발기술을 체계적으로 연구개발하여 국내 관련기술의 선진화를 기하여야 한다.

본 연구는 액체 추진제 로켓엔진의 개발을 위한 기초 연구로서, 인공위성 궤도조종용 로켓 추진기관의 국내 개발을 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 인공위성의 궤도진입에 사용되는 원지점 차내기 엔진(apogee kick engine)의 개발에 필수적인 성능해석 기법을 확보하기 위하여 핵심부품별 개념 및 상세설계, 성능해석, 성능실험용 시작품의 제작 및 수류 성능실험을 수행하였다. 또한 핵심부품의 국산화 개발을 위하여 성능실험용 시작품의 제작을 통한 국내 산업체의 핵심부품에 대한 제작 및 가공기술 능력을 배양하고자 하였다.

액체 추진제 로켓엔진 시스템

액체 추진제 로켓엔진은 추진제 분사장치, 연소실, 그리고 노즐로 구성되었으며, Fig. 1과 같다.

1 추진제 분사장치(Injector)

추진제 분사장치는 연소실에서 추진제에 의한 연소특성을 결정짓는 액체 로켓엔진의 중요한 부분이다. 분사장치의 기능은 추진제 공급장치내 고압의 공급압력을 바탕으로 연소실과의 압력차에 의한 추진제의 적절한 공급에 있으며, 분사장치의 형상은 연소실에서 연료와 산화제의 혼합과 미립화 정도에 결정적인 요인이 된다.

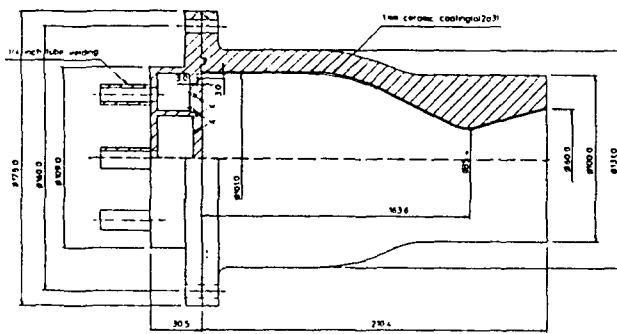
본 연구의 추진제 분사장치는 이원추진제 충돌형(unlike doublet impinging type)으로 설계, 제작되었다. 분사기의 설계 및 제작은 최적의 미립화를 위한 분사공의 형태와 작동조건 등을 서로 보완하여 설계하고, 안전성을 고려하여 고온, 고압에 충분히 견딜 수 있도록 하였다. 한편 분사기에 대한 성능해석을 위하여 전술한 사양을 기준으로 형상변수의 효과를 검토할 수 있는 단일 요소 분사기를 제작하여 수류 실험을 실시하였다. Fig. 2의 (a)와 (b)는 각각 분사기의 수력특성과 충돌 분무의 혼합 효과를 평가하기 위한 혼합성능 실험장치의 개략도이다.

단일 요소 분사기에 대한 수류 실험장치를 제작하여 분사기 형상에 따른 흐름 안정성을 검토하고, 임계차압이 발생하는 압력 범위에서 분사기 유량계수의 변화에 따른 분사공내 흐름의 급격한 변화를 확인하였다. 단일 요소 분사기에 대한 실험에서 얻은 결과를 기초로 분

사기와 추진제 분사장치를 제작하였다. 분사장치는 분사된 추진제의 균일한 분포를 위하여 단순분리형의 2단으로 하고 연소실 단면의 대부분에서 연소가 발생할 수 있도록 분사공들을 18쌍(내부 6, 외부 12) 배열하였으며, 생성된 연소가스의 유동이 축방향에 대칭성을 가지도록 하였다. 주요 제원으로는 연료 분사공의 직경 0.8mm, 산화제 분사공의 직경이 1.2mm이고, 길이 대 직경의 비율은 5이며, 연소실 벽면으로의 열전달 효과를 줄이기 위하여 충돌 분무된 미립자들이 축방향에 대하여 6°로 중심을 향하도록 설계하였다. 충돌형 분사기의 혼합특성은 산화제/연료 혼합비가 1.67 정도에서 최대의 성능을 가질 것으로 예측되었고, 물을 유사추진제로 사용한 대표적인 혼합성능 실험 사진을 Fig. 3에 보였다.

2 연소실

연소실은 노즐과 함께 로켓엔진의 추력에 직접 관련되며, 우수한 성능의 로켓엔진을 위하여 추진제 소모량이 적으면서 배기 가스속도가 높게 되도록 설계하여야 한다. 본 연구의 연소실은 추진제가 혼합, 기화후 완전 연소되도록 연소실 체적을 충분히 크게 하였으며, 추진제의 특성 등을 고려하여 내경 101.0mm, 길이 163.6mm의 원통형으로 설계, 스테인레스 스틸을 사용하여 제작되었다. 연소실과 노즐은



(a)



(b)

Fig. 1 Liquid propellant rocket engine for satellite orbit change:
(a) drawing, (b) trial hardware.

한 몸통으로 제작되었고 4초의 연소시간 동안 고열에 견딜 수 있도록 내부가 삼산화알루미늄(Al_2O_3)으로 코팅되었다.

3 노즐

연소관 팽창노즐에서의 최대추력은 노즐에서 외기로 방출되는 연소가스가 반경방향으로 균일하게 그리고 최대한 축방향으로 분사됨으로써 이루어지나, 이러한 노즐은 길이가 매우 길고 그에 따라 무게도 증가되어 성능을 저하시키는 단점을 가지고 있으므로, 이를 보완할 수 있도록 주어진 일정한 길이조건하에서 최대추력을 발생시킬 수 있는 노즐의 설계를 수행하였다.

종래 사용되어 왔던 MOC (Method of Characteristic) 기법에 의한 설계방법에 기초를 두고 비약적으로 발전된 전산기의 성능과 병행하여 효과적으로 최적노즐을 설계할 수 있는 프로그램을 개발함과 동시에, 노즐내의 압축, 비압축성 유동을 연계하여 해석할 수 있는 설계 프로그램을 개발하여 설계에 응용함으로써 소형, 경량이며 추력손실이 최소화된 노즐의 개발에 그 목표를 두어 수행하였다.

최적노즐 설계에서는 종래의 MOC 방법에 각 격자점에서의 자유도(degree of freedom)를

전산기 주기억부에 내재, 차기 특성선상의 격자점에서의 유동변수의 예측에 바로 호출, 이용하도록 하며 기억된 데이터를 전산 유체역학적인 방법에 의한 유동장 해석에서도 별도의 불필요한 초기화 작업없이 즉시 이용 가능하도록 하였다[4]. 고정된 미지수의 계산에서도 종래의 내접(interpolation)방식을 탈피하고, 반복적 해법을 통하여 정확한 변수계산이 이루어지도록 부프로그램을 작성, 필요시 이용하도록 하였다.

노즐은 진공상태인 우주에서 사용될 우주용(탑재용) 노즐과 지상 연소시험 및 수류 성능 실험을 수행하기 위한 지상시험용 노즐이 설계되었으며, 설계된 우주용 노즐과 지상시험용 노즐의 제원이 Table 1에 나타나 있다.

Table 1 Dimensions of nozzle

Items	Space Nozzle	Test Nozzle
Throat Diameter(mm)	29.7	37.4
Exit Inner Diameter(mm)	264.9	62.1
Exit Outer Diameter(mm)	302.3	100.0
Length(mm)	439.7	46.8
Expansion Ratio	79.4	2.87

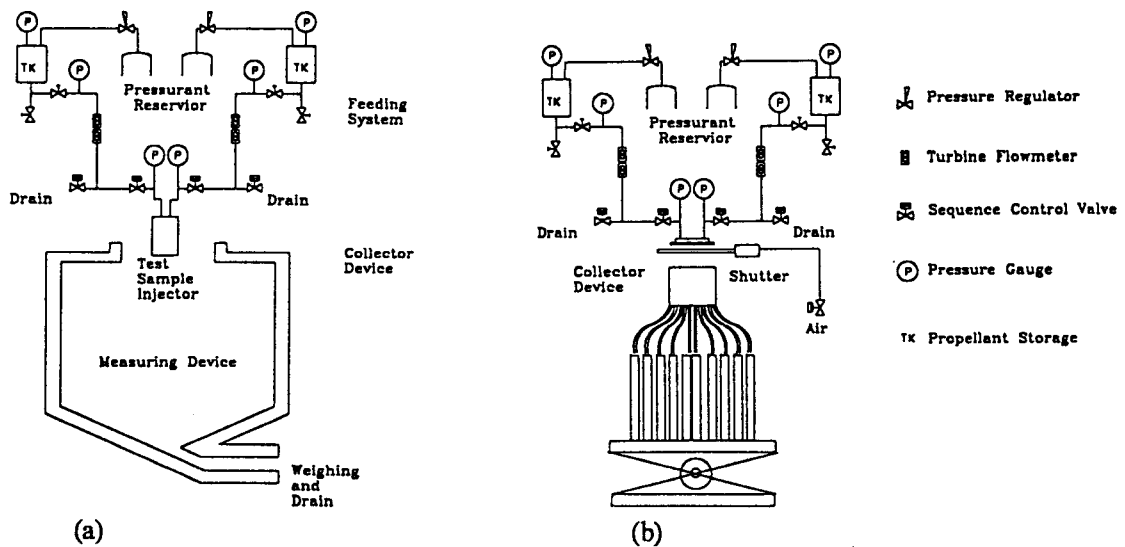


Fig. 2 Schematic diagram of experimental apparatus: (a) hydraulic characteristics, (b) mixing performance.

추진제

추진기관은 사용하고자 하는 요구조건에 따라 다양한 추진시스템을 갖지만 액체추진제를 사용하는 추진기관은 고체 등 여타의 추진기관에 비해 구성의 복잡성에도 불구하고 효율성 및 신뢰성 등에서 다양한 잇점을 가지고 있어 인공위성 등의 추진기관에 널리 사용되고 있다. 인공위성의 추진기관에 사용하는 액체 추진제로는 접촉발화성을 가지고 있는 질산/아민계를 선택하였으며, 인공위성용 추진기관의 설계 및 성능해석시 필요한 수치화된 추진제의 열역학적인 물성치를 구할 수 있는 제반 열역학적인 관계식을 평가하였다.

추진제 조합의 선정에서 액체산소와 같은 극저온성 추진제를 사용하는 추진제 조합은 인공위성의 추진기관과 같이 장기간의 추진력 사용이 요구되는 경우에는 사용될 수 없으므로, 특별히 접촉발화 특성의 장점을 가진 질산/아민계 조합이 적합하였다. 연료의 선정에 있어서도 이동 물성치 및 연소 안정성과 같은 물리적인 성질의 증진을 위하여 혼합 연료의 사용이 유리하였다.

질산/아민혼합물계의 추진제 조합에 대한 이론성능 해석을 반응평형 계산[5,6]으로 실시하였으며, 연소압력, 산화제 및 연료의 혼합비, 연료 및 산화제의 조성비에 따른 이론성능의 추이를 계산하였다. 계산결과, 연소압력의 증

가에 따라 이론성능이 증가하지만 성능의 증가 정도는 점차 감소하였다. 이에 대한 최적화로 연소실의 무게증가에 따른 성능의 증가 정도는 배제하였고, 산화제 및 연료의 혼합비에 대해서만 실시하여 혼합비가 3.75에서 최대의 이론성능을 보였다. 추진제의 이론성능 계산결과가 Table 2에 나타나 있다.

Table 2 Summary of theoretical performance evaluation of propellant

Properties	Evaluation
Equilibrium Burning Temp.	3482.0 °K
Molecular Weight of Gas	24.1 g/gmole
Specific Heat Ratio	1.22
Characteristic Velocity	1680.4 m/sec
Specific Thrust	276.0 Kg _f · sec/kg

유동 시뮬레이션

추진제 분사장치에 대한 유동 시뮬레이션을 통하여 분사장치 내부유동의 특성을 파악하였으며, 분사기 성능에 영향을 미칠 수 있는 유동조건 즉, 분사기 오리피스 입구 주위의 압력, 수직방향의 속도, 오리피스 입구에서의 횡단속도(cross velocity) 및 통과유량 등을 각각의 오리피스 위치에 따라 분석하였다. 이것은 로켓엔진 시스템의 설계단계에서 유동 시뮬레

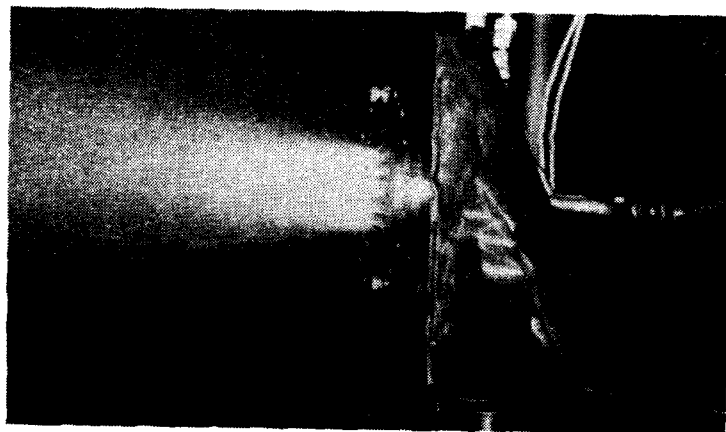


Fig. 3 Mixing performance experiment.

이션을 수행하여 설계를 적절히 수정, 보완하기 위한 것이다. 또한 연료 매니폴드 및 산화제 매니폴드에 대한 유동해석을 수행하여 설계 요구조건중 분사기의 각 오리피스에 균일한 양의 추진제가 공급될 가능성을 검증하였다. 유동 시뮬레이션에는 정상상태의 3차원, 비압축성 Navier-Stokes 방정식이 사용되었으며, 지배방정식은 다중블럭 기법을 이용한 다중블럭 유동해석 코드에 의해 해석되었다[7].

추진제 분사장치에 대한 해석으로 분사장치 내에서의 압력차이는 오리피스 입구 주위를 제외하고는 크지 않음을 알 수 있었으며, 산화제 분사장치에서 각 오리피스 입구 단면에서의 압력과 속도는 비교적 비슷한 분포로 나타났다. 연료 매니폴드에서는 S자로 구부러진 파이프내 유동에서 cross-stream 압력구배에 의하여 경계층내 유체가 바깥 벽면에서 중심 쪽으로 전달되어 일어나는 2차흐름이 발달되어 출구 단면에서 속도분포가 균일하지 않게 나타났다. 그러므로 연료 매니폴드는 cross-stream 압력구배의 크기를 감소시킬 수 있도록 설계되어야 한다. 산화제 매니폴드의 경우에는 출구 단면에서 아주 균일한 속도분포를 보였으며, 설계대로 균일한 양의 추진제가 각 오리피스에 공급될 것으로 판단되었다. Fig. 4는 Y자형 파이프형태의 산화제 매니폴드의 3차원 격자계와 출구 매니폴드의 여러 단면에서 속도

분포를 보인 것이다.

연소안정성 해석

액체 추진기관의 연소실내에서 이루어지는 추진제의 연소와 병행하여 야기되는 연소의 안정, 불안정성을 판단하고 설계단계에서부터 설계성능에 부정적인 요인들을 예측, 개선하여 최적의 연소환경을 만드는데 그 목적을 두고, 연소중 발생하는 파동과 그에 따라 증가하는 엔트로피를 변수로 한 연소 안정성 평가방법을 시도하였다.

연소 안정성 측정 파라미터로서 연소 유동장내에서의 에너지 변화를 사용하며, 에너지의 증가 또는 감소는 유동장내에서의 파동에 의한 안정 또는 불안정성을 평가하는데 기준이 된다. 연소 유동장의 해석은 화학작용을 포함한 Navier-Stokes 방정식에 대하여 유한요소 체적법을 사용하여 수행되었으며, 계산된 연소 유동장을 시간과 공간에 대하여 적분한 후, 파동에너지를 나타내는 에너지 증감계수로 표현하여 해를 구하며, 이때 에너지 증감계수의 변화가 안정성 평가의 기준이 된다.

지상 연소시험

성능해석 및 수류 성능실험에 의한 결과를 바탕으로 운전조건들을 정하고 그에 따라 지

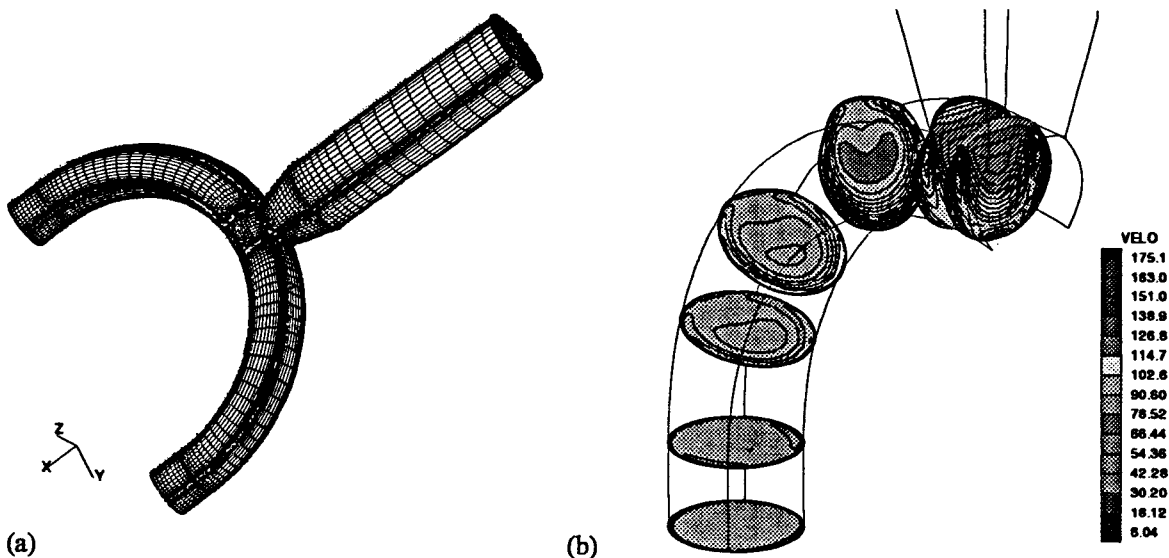


Fig. 4 Oxidizer manifold: (a) surface grid, (b) velocity contours.

상 연소시험이 수행되었다. 정상 작동시간은 약 6초였으며 지상추력 378Ib_r를 얻을 수 있었다. 예측성능과 실제성능이 Table 3에 비교되어 있으며 시간에 따라 변화하는 성능변수들을 Fig. 5에 도시하였다.

Table 3 Hot firing test record

Items		Prediction	Test
Feed Pressure(psi)	Fuel	263.0	263.0
	Oxidizer	276.0	276.0
Chamber Pressure(psi)		163.2	158.0
Thrust(Ib _r)		385.6	378.0
Specific Impulse(sec)		189.5	188.8

Fig. 5에서 데이터획득 시스템은 연소점화 2초전부터 신호를 기록하도록 입력되어 있으므로 실제 점화에 의한 신호는 2초 이후부터이다. 엔진이 점화된 순간부터 약 0.1초동안 산화제 선행(lead)이 있었으며 전이시간은 점화신호 전달부터 0.145초 이후였다. 연소지연에 의해 발생된 pressure peak는 191 psi로 측정되었으며, 예측압력 265 psi보다 낮게 나타나 안전성 유지에는 문제가 없었다. 전이상태 이후에

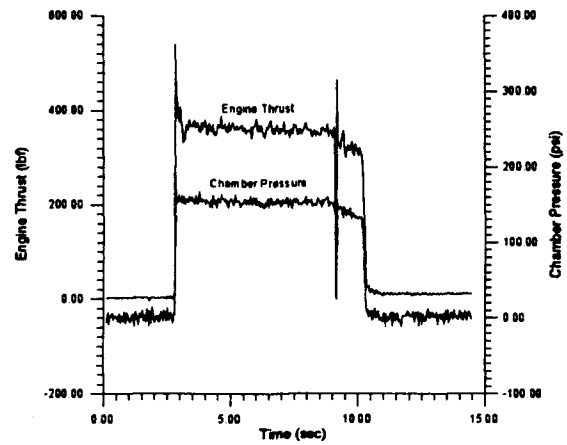


Fig. 5 Hot fired engine performance.

는 연소가 정상상태로 빠르게 복귀하여 Table 3에 나타난 정상작동 상태를 보였으며, 정상작동중에 각 변수들은 거의 일정한 값을 나타냈다. 엔진작동 정지신호는 9초에 부여되었으며 정지신호 부여후에 나타난 pressure peak는 엔진정지후 수행된 purge 과정중 공급유로내에 남아있던 잔류추진제의 연소에 의하여 발생한 것이다. 지상 연소시험 장면이 Fig. 6에 보이고 있다.

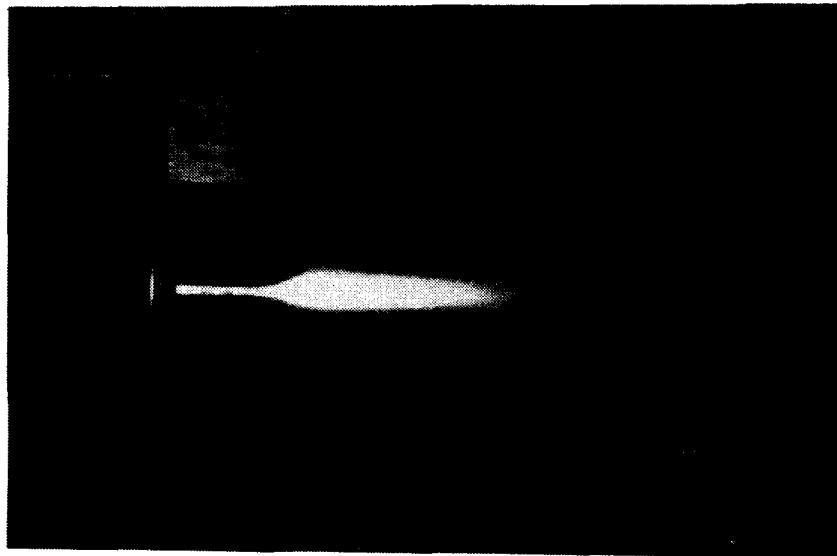


Fig. 6 Hot fire test.

결 론

이원 액체추진제를 사용하는 인공위성용 로켓 추진기관의 개발에 필수적인 성능해석 및 핵심부품의 국산화 개발을 위한 연구에서 핵심부품별 개념 및 상세설계, 성능해석, 성능시험용 시제품의 제작 및 수류 성능시험과 연소 시험을 수행하였다.

인공위성 궤도조종용 추진기관은 200psi(1.38 MPa)의 연소실 압력으로 4초동안 400Ib_r의 평균추력을 내도록 설계되었으며, 산화제로는 질산, 연료로 트리 에틸렌 아민(triethylene amine, TEA)과 자이리딘(xylidine)의 혼합물로 구성된 접촉발화형 이원 액체추진제를 사용하였다. 추진제 최대 가압압력을 기준으로 공급압력을 조절하여 지상 연소시험을 한 결과, 연소실 압력 158psi, 평균추력 378Ib_r를 발생하였다.

액체추진제 로켓 추진기관에 대한 설계, 성능해석 및 성능시험을 통하여 초기 단계의 설계/성능분석의 기법을 확보하고, 성능시험 장치를 개발할 수 있었다. 뿐만 아니라, 성능시험용 시제품의 제작 및 성능시험을 통하여 국내 산업체의 핵심부품에 대한 제작 및 가공기술 능력을 배양할 수 있었다. 향후의 연구에서는 연소시간을 늘리기 위하여 연소실 벽을 냉각할 수 있는 인공위성 궤도조종용 액체추진제 로켓엔진을 설계, 제작하고 성능시험 장치를 이용하여 연소 및 수류 성능시험을 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 1994년도 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),” 과학기술처 연구보고서 UCN0230-28, 한국항공우주연구소, 1992.
2. 채연석, 민경주, 장영근, 이수용, 오승협, 최

장섭, “위성체 추진기관 개발에 관한 연구(II),” 과학기술처 연구보고서 UCN0380-42, 한국항공우주연구소, 1993.

3. 채연석, 민경주, 이수용, 김영목, 윤웅섭, 오승협, 최환석, 최장섭, “인공위성 궤도조종 핵심장치 개발,” 과학기술처 연구보고서 N93750, 한국항공우주연구소, 1994.

4. 윤웅섭, “추진기관 최대추력 노즐해석,” 국방과학연구소 제5차 유도무기 학술대회 논문집, 1995, pp. 187-195.

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. Gautam, R. and Seider, W. D., “Computation of Phase and Chemical Equilibrium,” *AIChE J.*, Vol. 25, No. 6, 1979, pp. 991-1015.

7. 김영목, “AKE 분사기 유동에 대한 수치해석적 연구,” 국방과학연구소 제5차 유도무기 학술대회 논문집, 1995, pp. 14-22.