

우주발사체용 고체 추진기관 개발현황 소개

권태훈* · 심명식* · 송종권* · 이원복* · 최성한* · 서 혁*

An introduction to present Research and Development condition about Solid Rocket Motor for Space Launch Vehicle

Taehoon Kwon* · Myungsik Shim* · Jongkwon Song* · Wonbok Lee* · Seonghan Choi* · Hyuk Suh*

ABSTRACT

Hanwha Corporation Daejeon Plant have developed apogee Kick Motor of KSLV-I that is the first among nation space launch vehicle for five years from 2003. Now, we are joining in KSLV-II(Korea Space Launch Vehicle-II) project and developing Pyro starter which is turbo pump for the first start-up of liquid propulsion supply.

초 록

(주)한화 대전사업장은 2003년부터 약 5년간의 개발기간을 통해 국내최초 우주발사체인 KSLV-I의 상단 킥모터를 개발 완료 하였으며 현재에는 한국형 우주발사체 개발 사업에 참여하여 1단 부스터인 액체 추진기관의 추진제를 공급하는 터보펌프의 초기 구동을 위한 파이로스타터를 개발중에 있다.

Key Words: 고체 추진기관(Solid Rocket Motor), 킥모터(Kick Motor), 파이로스타터(Pyro Starter), 우주발사체(Space Launch Vehicle)

1. 서 론

고체 추진기관은 구조가 간단하고 취급이 용이하며 신뢰성, 저장성 등이 우수하여 전술 무기와 대륙간 탄도유도탄에 광범위하게 사용되고 있으며, 우주 추진에도 그 용도가 증가함에 따라 과학 탐사로켓은 물론 우주발사체와 스페이스셔틀의 초기 부스터로도 사용되고 있다. 로켓 뿐만 아니라 고체 추진기관의 응용분야는 상당히 광범위하

며 비상사출장치, 단분리장치, 자세제어장치, 가스 발생기 등 다양한 분야에 활용되고 있다.

고체 추진기관의 설계는 체계 혹은 시스템에서의 요구에 부합하기 위하여 설계-시험-재설계 등의 절차를 반복해야 한다. 체계 요구조건에 의거하여 개념설계를 거쳐 추진기관의 개발 가능성을 판단하게 되는데 이때에는 특히 적절한 추진제 조성의 보유 여부 및 새로운 조성의 추진제 개발이 매우 중요하다. 추진제 특성 정보로부터 그려진 형상을 설계하고 유사한 추진기관의 개발 경험을 근거로 하여 종합적 개발 가능성을 타진한다. 예비설계 및 해석 단계에서는 보유 기술수준

* (주)한화 대전사업장
연락처, E-mail: alkaid@hanwha.co.kr

및 개발경험을 바탕으로 주어진 제한조건 내에서 최대의 성능을 가지는 추진기관을 안전하게 제작할 수 있는가를 판단하게 된다. 상세해석에서는 내탄도 해석, 구조해석, 열 유동 해석, 추진제 그레인 구조안정성해석 등을 이론적인 방법과 실험적인 방법을 통해 병행하고 상세 설계 및 해석된 근거를 바탕으로 추진기관을 제작, 시험하여 성능을 확인하며 그 결과를 다음 설계에 반영하여 목표성능을 얻을 때까지 설계와 시험을 반복하게 된다.

2. Kick Motor

발사체 혹은 우주발사체는 지표면에서 우주궤도까지 탑재체(Payload, 위성 또는 사람)를 운반하는 우주비행체를 일컬으며 일반적으로 로켓 추진기관을 이용한다. 이러한 우주발사체에 장착되는 상단 추진기관인 킥모타는 고고도에서 점화되어 탑재체를 가속시켜 목적 궤도에 진입시키는 역할을 수행하게 된다. (주)한화는 항공우주연구원으로부터 고체 추진기관에 대한 RFP를 접수하여 개발 가능성 검토를 시작으로 우주발사체용 킥모타 개발에 참여하여 2003년부터 2008년까지 체계요구조건을 만족시키는 킥모타를 개발 완료하였다. 킥모타의 효율적인 개발을 위하여 개념정립 및 선행개발 단계에서는 축소형 추진기관 및 열 특성 추진기관을 설계, 개발하고 제작, 시험을 통하여 중요 데이터를 확보하였고 제작 공정 등을 설계하여 사전 검토하였으며 이를 실물형 추진기관 개발에 적용하였다. 또한 선행개발 단계에서는 고체 추진제 그레인 형상 설계 및 내탄도 해석을 기반으로 추진기관의 성능설계를 진행하였고 진공상태에서의 성능이 보증된 고체 추진제 조성, 고고도에서의 안정적인 운용이 가능한 점화장치, 그리고 경량화 복합재 연소관 및 노즐 등 주요 단위 부품들을 개발함으로써 기간을 단축시키고, 신뢰도를 높일 수 있었다.

2.1 내탄도

제시된 체계요구조건을 만족시키기 위하여 점

Table 1. Design Requirement of Kick Motor

항목	요구조건
Max. thrust	9 ton 급 (30초 이후 7톤)
specific impulse	285 ± 2% sec 급
Time of work	80 sec 이내
Total Impulse	453,150 kgf-sec 급
Propellant Weight	1,590 ± 1% kg 급
Structure Weight	217 kg 급
노즐팽창비	30 - 35
Dimensions	L <2.3 m, D <1.7 m
Thrust control	TVC 기능 포함
Ignition device	Pyrogen
Grain	Regressive

진 감쇄형 내탄도 성능곡선이 요구되었다. 이를 만족시키기 위하여 후방 radial slotted tube형 그레인을 채택하였다. 후방 슬롯형태의 그레인을 제작하기 위하여 분할형 코어 설계기술을 개발하였고 실제 제작에 응용하였다. 추진기관의 성능을 사전에 파악하기 위해서 내탄도 해석 프로그램을 통하여 성능을 예측하였고 지상시험결과와 비교, 분석 하였다.

2.2 연소관

킥모타의 연소관은 필라멘트 와인딩 제작 공법을 적용하여 복합재 연소관을 개발하였다. 복합재의 Fiber와 Matrix는 높은 비강성 및 비강도를 가지는 탄소섬유와 에폭시 계열의 수지를 사용하여 제작하였다. 연소관에 대한 구조해석을 위하여 기하학적 비선형성을 고려한 유한요소법을 적용하였고 연소관 돔 부위에서의 기하학적 비선형성을 고려하여 ANSYS로 해석을 수행하였다. 수압보증 시험을 통하여 연소관의 스트레인 분포 결과와도 비교하여 해석의 타당성을 확인하였으며 각종 구조시험을 통한 연소관의 구조무게 감량과 지상연소 시험을 통한 내열재의 열적인 특성 등을 확인하여 무게 감량을 수행하여 대형 추진기관에 적용되는 경량화 복합재 연소관의 개발을 완료 하였다.

2.3 노즐

노즐출구의 직경은 출구압력이 진공이 되도록 충분히 팽창시키면서 노즐 가용길이와 확장각을 고려하여 내탄도 해석을 통해서 결정한다. 내탄도 성능 분석과 제작성 등을 고려하여 팽창각은 35로 결정하였다. 고온에서의 장시간 열에 의해 노출이 되기 때문에 열특성이 우수하고 요구조건인 무게 경량화 그리고 TVC 성능을 만족하는 노즐을 개발하였다. Hydroclave를 이용한 노즐 단열재 성형기술, Tape wrapping 공정을 적용한 노즐 확장부 제작 기술, 가압 상태에서의 노즐 구동시험 등 핵심 기술을 확보하였으며 연소시험 및 분석을 통하여 열, 구조적 특성을 검증하였다.

2.4 추진계

키크모타의 실제 작동환경인 고고도에서 안정적인 운용이 가능하도록 HTPB/AP를 기반으로 하는 무가소제 타입의 복합형 추진계 조성을 개발하였다. 실제 모타에 적용하기 전 표준모타를 제작하여 여러차례의 연소시험을 통해 결과를 입증하였고 고고도에서의 점화성을 검증하기 위해 진공성능 또한 시험 실시 하였다. 고비추력 285sec를 만족시키기 위하여 고성능 산화제인 HMX를 사용하였다.

2.5 점화구동부

KM의 점화구동부는 크게 점화안전장치와 점화기, 압력배관으로 구성되어 있다. KSLV-I의 중앙 시스템에서 인가되어진 점화신호를 통해 점화안전장치에서 발생되어진 에너지가 점화기로 전달되어지면, 이를 이용하여 Pyrogen type 점화기가 점화되어지며 여기서 발생되어진 에너지를 통해 KM의 메인 추진기관의 점화가 이루어지게 된다. 이러한 에너지의 전달 과정을 관찰하고 그 이상 유무를 확인하기 위하여 압력센서가 연결되어진 압력배관이 점화기 헤드에 연결되어져 있다.

2.6 시험평가

키크모타 실물형 추진기관은 2008년 개발완료까

지 총 10회의 지상연소시험을 수행하여 지상 환경에서의 성능을 검증하였다.



Fig. 1. KM #5 Ground Test

지상이 아닌 고고도에서 작동하는 추진기관은 최적의 성능을 발휘하기 위하여 노즐의 팽창비가 상대적으로 크며 이러한 모터를 지상에서 연소시험을 수행 할 경우 노즐에서 박리가 일어날 수 있다. 따라서 고고도에서 작동하는 추진기관의 성능을 정확히 평가하기 위해서는 고공환경을 모사할 수 있는 시험설비가 반드시 필요하다.

고공환경 모사 시험설비는 크게 시험장, 추력측정시스템, 디퓨저, 냉각수 공급시스템으로 크게 분류된다. 시험장과 추력측정시스템은 설계요구조건에 맞도록 안전에 우선하여 설계/시공하였고 키크모타의 연소가스 초음속 유체를 실린더 및 큰 형상의 디퓨저를 통해 경사/수직 충격과 발생을 유도함으로써 노즐 끝단의 진공 분위기를 조성하였다. 설비 입증시험을 총3회 수행하였으며, 이로부터 문제점을 도출하고 보완한 후 실물형 추진기관 고공환경모사 시험을 2회 수행하여 최종 환경에서의 성능을 만족함을 확인할 수 있었다.

3. 파이로스타터

현재 국내의 우주개발중장기계획에 따라 자력 위성발사체를 목표로 우주개발을 진행하고 있다. KSLV-I 개발사업 까지는 발사체 시스템기술의 국내 구축에 역점을 두어 개발해 왔다면 향후 후속으로 진행될 KSLV-II는 발사체 추진기관기술의 국내구축에 역점을 두어 1단의 액체로켓엔진을 국내에서 개발 할 것으로 예상된다. (주)한

화는 항공우주연구원과 함께 2004년부터 액체로켓엔진 국내 개발의 일환으로 터보펌프 시동기(파이로스타터)의 개발을 수행하고 있으며, 현재 개발 목표 수준에 만족하는 성능 요구 조건을 달성함으로써 국내개발 가능성을 입증하고 있다.

파이로스타터란 액체로켓엔진에서 추진제를 공급하는 터보펌프의 초기 구동을 위한 일종의 시동기이다. 파이로스타터는 터빈의 날개에 손상 없이, 단시간(0.5~1.5초)에 가스발생기와 터보펌프의 자동적인 작동에 필요한 회전수를 얻게 하여야 한다. 이러한 조건을 고려하여 터보펌프의 회전수를 14,000 rpm까지 상승하게 하는 터보펌프 시동기의 규격을 정하고 있다. 또한 파이로스타터는 엔진시동에 필요한 충분한 에너지를 제공하면서 동시에 터빈 소재에 과도한 열충격에 의한 변형이나 파손을 피해야 하는 제약 조건을 충족하기 위한 개발과정을 거쳐야 한다. 위와 같은 사항을 고려하여 연소온도 1400 K이하, 평균 질유량 약 1.5kg/s, 연소시간 약 1.5 sec 을 개발 목표로 하여 고체 추진제 조성개발을 수행하고 있으며, 개발된 추진제를 적용한 시제품을 제작하여 성능시험평가를 수행함으로써 성공적인 개발 가능성을 확인하고 있다.

3.1 혼합형 추진제 조성 개발

추진제 개발 시 가장 먼저 고려해야 할 사항은 연소가스 성분, 연소온도, 점화성이다. 일반적인 고체 추진제로는 AP 계열의 복합추진제를 많이 사용하고 있지만, 우주발사체용으로는 연소배기 가스의 친환경성 및 터빈 소재의 부식 등을 고려하여 AP의 사용을 배제하고 있다. 따라서 파이로스타터용 추진제 개발에서 산화제로 RDX를 적용하였으며, 낮은 연소온도를 만족하기 위해 oxygen balance가 유리하고 비교적 점화성이 높은 DHG를 냉각제로 사용하였다. 산화제를 소량 사용하기 때문에 에너지 측면에서 보완하고자 밀도가 높고 휘발성이 낮은 TMETN을 고에너지 가스제로 사용하였으며, 바인더로는 TMETN과 상용성이 좋은 PCP를 사용하고 경화제로 IPDI와 N-100을 사용하였다. 기타 안정제와 결합제 및 경화 촉매를 사용하였다.

3.2 파이로스타터 설계

개발된 추진제의 연소속도 및 기계적 물성 등 특성을 바탕으로 내탄도, 구조 및 열 해석을 수행하여 파이로스타터의 설계가 완료 되었다. Fig. 2에서 보듯이 연소관, 점화기, 추진제 그레인, 노즐 부로 구성되어 있으며, 단 시간 동안 높은 구동력을 발생하도록 연소면적을 최대로 확보 할 수 있는 추진제 그레인 형상을 설계하였다.

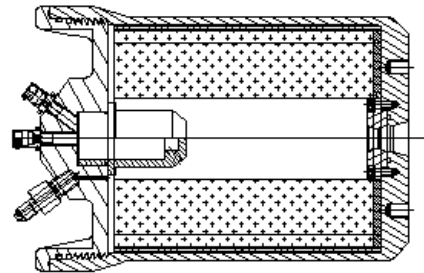


Fig. 2. Schematics of Pyro Stater

3.3 성능시험평가

최종적인 성능평가를 위해 개발된 추진제를 적용한 파이로스타터 시제품을 제작하고, 지상연소시험을 실시하여 연소압력, 추력, 질유량, 연소시간, 화염온도 등을 측정하였다. 그 결과 평균 압력은 1,600psi, 평균 질유량은 1.41 kg/s, 연소시간은 약 1.5 sec, 화염온도는 1230 K로 개발 요구 조건을 만족하고 있음을 확인하였다.

향후 검증/보완시험, 액체로켓엔진 시스템 연계시험 및 환경시험이 진행될 예정이다.

4. 결 론

키크모타의 개발을 성공적으로 수행하여 고체 추진기관 및 각 단위 부품의 설계, 제작에 관한 제반 기술을 확보하게 되었고 이러한 기술력을 바탕으로 파이로스타터 등 다양한 분야의 기술을 개발중에 있다. 향후에도 이러한 고체 추진기관의 기술력을 바탕으로 과학관측로켓, 달탐사선 등의 분야에 적극 참여할 것이다.