

KSLV-II 가속모터 설계 및 개발

오지성* · 이관주* · 김수정* · 김한준* · 박의용* · 권혁호** · 조인현***

Design & Development of KSLV-II Ullage Motor

Jisung Oh* · Gwan Joo Lee* · Sujeong Kim* · Hanjoon Kim*
Euiyong Park* · Hyukho Kwon** · In-Hyun Cho***

ABSTRACT

KSLV-II ullage motor is a type of the separation motor of Korea Space Launch Vehicle. Simultaneously operates with the retro Motor to perform the stage separation. The internal ballistics design, application of propellant composition, and the design of the combustion chamber and the canted nozzle were performed in accordance with the target performance of the ullage motor. Ti-6Al-4V alloy was applied to the combustion as material of chamber and nozzle. The heat resistant material of the nozzle was selected to ensure the heat resistance of the propellant containing a large amount of aluminum. And the combustion performance of the ullage motor satisfying the KSLV-II requirements was secured by performing the ground combustion test.

초 록

KSLV-II 가속모터는 한국형발사체에 사용하는 단분리모터의 한 종류이며 역추진모터와 동시에 작동하여 단분리를 수행한다. 가속모터의 목표 성능에 맞는 내탄도 설계, 추진제 조성 적용, 연소관 및 경사형 노즐 설계를 수행하였다. 연소관 및 노즐의 소재로 티타늄 합금을 적용하였으며 알루미늄이 다량 함유된 추진제에 대한 내열 성능 확보를 위한 노즐 내열재 소재를 선정하였다. 지상연소시험을 수행하여 KSLV-II 요구조건에 맞는 가속모터의 연소 성능을 확보하였다.

Key Words: KSLV-II(한국형발사체), Ullage Motor(가속모터)

1. 서 론

한국항공우주연구원 주관으로 개발 중인 한국

형발사체(KSLV-II)는 총 3단의 다단형 로켓 발사체이다. 1단과 2단에 탑재된 75톤급 액체로켓 엔진과 3단의 7톤급 액체로켓 엔진은 탑재물을 목표 궤도로 운반한다.

이때 각 단은 보다 효율적인 고도 상승을 위해 불필요한 무게를 줄이는 다단형 발사체의 단분리(Stage Sparation)를 수행한다. 이러한 단분리

* (주)한화 대전사업장

** (주)스페이스 솔루션

*** 한국항공우주연구원 발사체추진제어팀

† 교신저자, E-mail: uslcho@hanwha.com

시 상단과 하단의 충돌을 방지하기 위해 단분리 모터를 사용하며, 단분리 모터는 상단을 비행방향으로 가속시켜주는 가속모터(Ullage Motor)와 하단을 지구 중력방향으로 밀어주는 역추진모터(Retro Motor)로 구성된다.

또한 가속모터는 단분리의 기능과 함께 상단(2단)의 액체로켓 엔진의 정상 점화를 유도하는 역할을 동시에 수행한다. 단분리시 점화 직전에 가속모터가 2단의 75톤급 액체로켓 엔진보다 먼저 작동하며 액체 로켓 엔진의 연료가 중력방향으로 모이게 하여 액체로켓 점화시 액체 연료의 공급을 보다 원활하게 해준다.

2. 가속모터 요구조건

KSLV-II 가속모터의 성능 조건은 KSLV-II 체계에서 부여한 성능요구조건을 기반으로 하여 하부구성품의 목표 성능을 선정하고 개념설계를 수행하였다. 가속모터의 성능 조건은 Table 1 에서 보여주며, 최소 추력은 가속모터의 고고도에서의 경사추력을 의미하고, 경사추력은 지상연소 시험의 축추력을 기반으로하여 도출한다.

Table 1. Requirements for KSLV-II Ullage Motor

항목	단위	규격
최소 추력	kgf	OOO
최소 작동시간	sec	O.O
노즐 canted angle	deg	OO
총 무게	kg	< OO

3. 설계 근거

KSLV-II 가속모터 개발에는 KSLV-I 2단에 탑재된 킥모터(Kick Motor)의 개발 경험 및 고체 연료를 사용하는 유사한 추진기관을 개발한 기술 경험을 활용하여 가속모터 체계 요구조건을 충족하기 위한 DM1 단계를 기존에 수행하였다. DM1 단계에서 티타늄 소재의 연소관 개발, 추

진제 조성 시험, 점화기 시험, 연소관 내열재, 노즐 내열재, 노즐목 제작 등의 가속모터 기반 기술을 확보하였다. 또한 DM2 단계 상세설계회의를 통해 개선된 설계 방안을 제시하고 부족한 사항을 보완하였다. 가속모터는 고도 50km 이상의 진공에 가까운 환경에서 점화 및 연소가 이루어진다. 이에 대하여 고고도 성능모사 시험설비로 고고도에서의 추진기관 성능을 검증하는 대신 지상연소시험용 노즐을 적용하여 연소시험을 수행하고, 이를 참고하여 전산해석을 통해 고고도에서의 가속모터 연소성능을 예측한다. 고고도용 노즐의 팽창비는 발사에 동체에 부착된 가속모터 보호용 카울과 가속모터 연소관 직경을 고려하여 선정하였다.

가속모터 개발을 위해 Orbital ATK의 단분리용 고체 로켓인 STAR 시리즈의 STAR 8을 참고하였다. 가속모터는 MER (Mars Exploration Rover) RAD(rocket assisted deceleration) Motor인 STAR 8의 사양 및 성능을 참고하여 설계하였다[1]. Table 2 는 STAR 8의 사양을 나타내며 Fig. 1은 경사형 노즐을 적용한 STAR 8의 형상을 보여준다.

Table 2. Specifications of STAR 8

항목	성능값
작동 시간, sec	4.51
총역적, lbf-sec	7,430
비추력, lbf-sec/lbm	274.0
평균 추력, lbf	1,681



Fig. 1 STAR 8 served as the RAD motor on the Mars Exploration Rover program of the Jet Propulsion Laboratory

4. 가속모터 개발

4.1 설계 개요

가속모터는 크게 고체추진제 충전체, 노즐조립체, 점화기 조립체로 구성되며 세부적인 구성은 Table 3 과 같다.

Table 3. Configuration of KSLV-II Ullage Motor

조립체 종류	주요 구성품	세부 구성품
고체추진제 충전체	연소관	-
	고체추진제	-
	연소관 전방 내열재	-
	연소관 후방 내열재	-
	라이너	-
노즐 조립체	전방 노즐 조립체	전방 노즐 구조체
		전방 노즐 내열재
	후방 노즐 조립체	후방 노즐 구조체
		후방 노즐 내열재
		노즐목
		노즐목 내열재
	노즐마개	
	이탈방지링	
점화기 조립체	점화기	점화기 헤드
		점화기 구조물
		점화기 용기
	점화용 장약	
	착화기	-

가속모터는 2개의 착화기를 사용하여 점화하며 압력 측정용 연결 포트 1개를 장착한다. 단분리시 점화용 전기 신호가 착화기에 공급되면 착화기가 점화되고, 이때 발생한 열 및 음향에너지가 점화기의 장약에 전달되어 점화기의 점화가 이루어진다. 과도한 점화 압력은 점화기 구조물의 파손을 일으킬 수 있고, 이때 발생한 파편이 노즐목을 막을 경우 비정상적인 압력상승에 의한 가속모터의 파손을 초래할 수 있으므로 점화기의 점화 성능 시험을 별도로 수행하여 점화기의 성능 및 신뢰성을 검증한다. 가속모터는 알루미늄을 함유한 AP/HTPB 계열의 추진제를 사용하므로 긴 연소시간 동안 내삭마성과 내열성

능을 모두 만족할 수 있는 소재의 노즐 내열재를 사용한다. 우주발사체인 KSLV-II는 가속모터에 대하여 제한된 중량 규격을 요구하며 이를 충족하기 위해 충분한 구조 강도를 만족하고 밀도가 작아 중량을 크게 줄일수 있는 티타늄 합금을 적용한다. Fig. 2는 가속모터의 3D 모델링을 나타내며, 점화기 조립체와 노즐 조립체가 연소관에 조립된 형상이다.

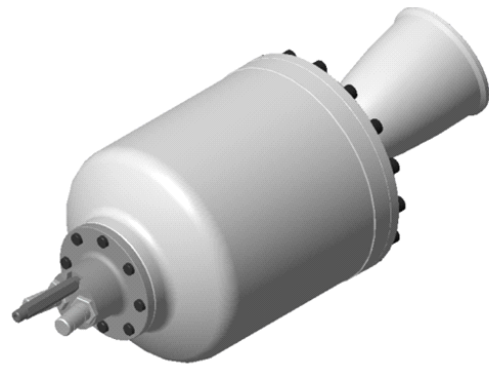


Fig. 2 3D Modeling of KSLV-II Ullage Motor

4.2 추진제 선정

가속모터의 추진제로 KSLV-II 역추진모터에서 개발한 AP/HTPB 계열의 복합추진제를 적용하였다[2]. 역추진모터의 추진제가 알루미늄을 다량으로 함유하고 있으며 이로 인해 많은 에너지를 갖고 있기 때문에 가속모터의 중량을 낮출수 있고 낮은 압력상수를 통해 온도에 따른 연소성능의 편차를 줄일수 있기 때문이다.

이와 같이 선정된 추진제의 조성에 대한 점도, 경도, 인장력의 기계적 시험과 strand burner를 사용한 추진제 연소속도 측정을 지속적으로 수행하여 추진제의 기계적 성능과 연소 성능을 체계적으로 관리한다. 또한 추진제 종합시험과 환경시험을 통해 추진제의 물성에 대한 검증을 수행한다.

4.3 티타늄 연소관 설계 및 개발 시험

연소관 설계를 위해 상온에서의 내탄도 설계 기준 압력을 OO.O MPa 로 설계하였고 모터의

최대 운용 온도를 고려하여 고온에서의 연소실 최대 압력을 도출하였다. 여기에 제작 공차, 노즐 삭마량, 추진제 조성 특성, 혼화 배치 특성, 공정 편차 등의 다양한 변수들을 고려하여 MEOP를 설계 기준 압력의 1.2배로 선정하였으며 설계 압력은 MEOP의 1.2배로 산출하였다. Ti-6Al-4V Grade 5 STA를 연소관의 재질로 선정하였고 티타늄 소재 열처리 공정을 개발하였다[3]. 연소관 전방 부분의 형상은 내압 성능과 무게 감소에 유리한 토리-구형으로 설계하였다. 연소관의 측면인 실린더 부분의 설계는 설계 압력을 적용하여 실린더 부분의 두께를 계산하였다. 최종적인 연소관의 두께는 위의 방법으로 계산한 두께에 제작 편차에 대비한 여유 두께로 0.0t를 추가하여 결정하였다. 수압보증압력은 MEOP의 1.1배이고 이론식에 의한 연소관의 파열 압력은 MEOP의 1.52~1.89배로 예측된다[4]. 티타늄 연소관의 수압파열시험을 2회 수행하였으며 Fig. 3과 같이 MEOP의 1.84/1.91배의 압력에서 연소관이 파열되었다.

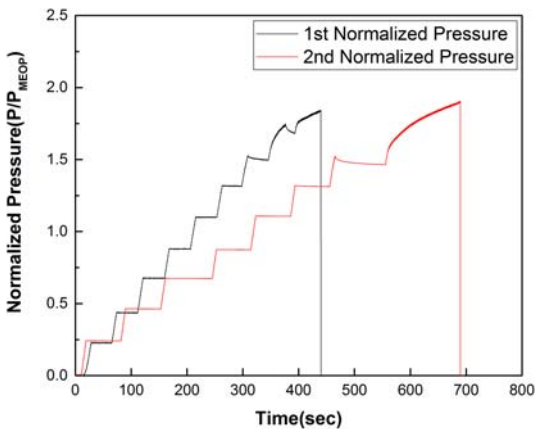


Fig. 3 Hydraulic Burst Test of Combustion Chamber of KSLV-II Ullage Motor

4.4 노즐 설계 및 내열재 소재 선정

가속모터의 노즐 형상은 추력의 손실을 최소화 하기 위해 벨형 노즐을 적용하였으며, 노즐 구조체의 무게 감량을 위해 내삽형 노즐을 채택하였다. 고고도용 노즐의 팽창비는 약 30.9 이다.

다만 지상연소시험에서 유동박리가 발생하지 않는 조건을 고려하여 노즐 출구 압력을 1atm으로 가정한 후 지상시험용 노즐을 설계하였으며, 지상시험용 노즐의 팽창비는 약 12.1 이다. 가속모터는 다량의 알루미늄을 함유한 고체 추진제를 사용하기 때문에 노즐 내열재의 과도한 삭마가 발생할 수 있다. 따라서 노즐내열재의 삭마율을 최소화하고 안정적인 내열성을 유지하기 위해 carbon phenolic 소재를 적용하여 노즐내열재를 제작하였다. 또한 열유속이 집중되는 노즐목은 열전도율이 크고 내열성이 매우 우수한 graphite 소재를 적용하여 열확산을 유도한다. 노즐목에 집중된 열에너지가 티타늄 재질의 노즐 구조체로 전달되는 것을 방지하기 위해 glass phenolic 소재의 노즐목 단열재를 노즐목 주변에 설치하였다.

5. 시험 평가

가속모터의 지상연소시험을 2회 수행하였다. Fig. 4 는 가속모터의 지상연소시험을 보여주며, Fig. 5 는 가속모터의 내탄도 추력 성능과 함께 지상연소시험에서 계측된 추력 특성을 나타낸다. 추력 데이터는 KSLV-II 가속모터 체계에서 제시한 추력 요구 조건(최소 추력)으로 무차원화 하였다. 회색 부분은 체계에서 요구한 최소 총역적을 만족하는 영역이다. 적색 점선은 내탄도로 예측한 고고도에서 작동하는 우주비행용 모터(FM)의 경사 추력이며 최소 총역적을 모든 연소 시간동안 만족함을 알 수 있다. 파란색 점선은 지상연소시험(GT)에서의 경사 추력이고 녹색 점선은 지상에서의 축추력이다. 지상연소시험 결과는 GT-1과 GT-2의 그래프이며, 내탄도의 지상 축추력을 만족하는 추력 성능을 달성하였고 고고도에서 작동할 때 체계 요구 조건을 만족할 것으로 판단된다. Fig. 6은 내탄도 압력 성능과 함께 지상연소시험에서 계측된 압력 특성을 나타낸다. 노즐목의 삭마율이 예상보다 빠른 속도로 증가하였으며 이로 인해 연소 후반의 압력 강하가 발생한 것으로 판단된다. 내탄도 성능 대비 연소

초반의 빠른 압력 상승을 일으키는 원인에 대한 연구를 추후 수행할 예정이다.



Fig. 4 Ground Combustion Test of KSLV-II Ullage Motor

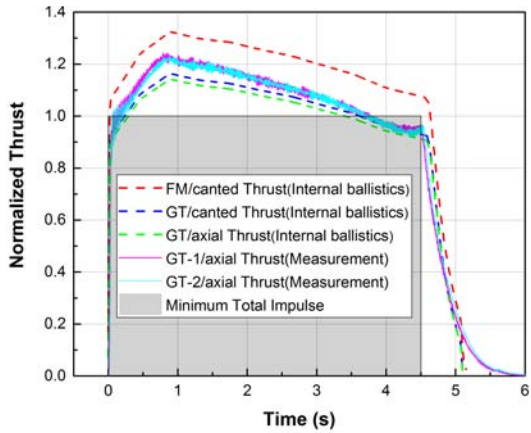


Fig. 5 Thrust vs. Time Graph

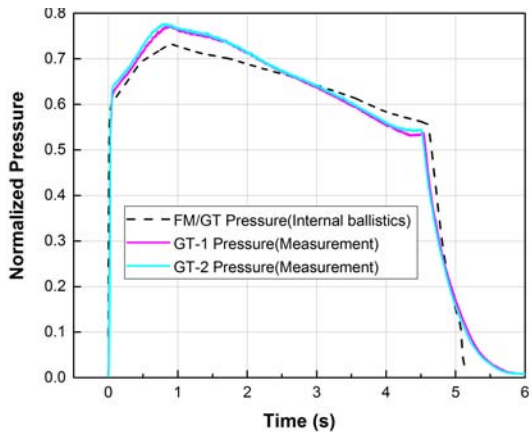


Fig. 6 Pressure vs. Time Graph

6. 결론

1. KSLV-II 가속모터의 체계 요구조건에 따라 내탄도 설계 및 구조 설계를 수행하였다.
2. 지상연소실험을 수행하여 체계에서 부여한 요구 성능을 달성하였으며 추후 가속모터 성능에 대한 지속적인 연구를 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 한국형발사체개발사업의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Orbital ATK, <http://www.orbitalatk.com>
2. 임지환, 이관주, 김한준, 이동원, 박의용, 조인현, 한상엽, "KSLV-II 단분리용 역추진모터 설계 및 개발 현황(I)," 한국추진공학회 학술대회 논문집, 2016, pp.46-51
3. 임지환, 오지성, 황순현, 이동원, 조원만, 조인현, 한상엽, "시간-온도 공정 파라미터를 이용한 KSLV-II 단분리모터용 Ti-6Al-4V 합금 연신을 향상을 위한 연구," 한국추진공학회 학술대회논문집, 2016, pp.983-986
4. T. Christopher, et al., "A Comparative study on failure presure estimation of unflawed cylindrical vessels," International Journal of Pressure Vessels and Piping, Vol.79, 2002, pp.53-66