

KM 축소형 추진기관에 대한 설계 및 시험결과분석

권태훈* · 이원복* · 황종선* · 조인현**

Design and Analysis of Static Firing Test for KM Subscale Motor

Taehoon Kwon* · Wonbok Lee* · Jongsun Hwang* · Inhyun Cho**

ABSTRACT

The basic research on KM(Kick Motor) for space launch vehicle was carried out. KM which will be used as 2nd stage solid rocket motor in Korean Satellite Launch Vehicle(I) has been developing. KM is a solid rocket motor using composite propellant based on HTPB and is composed of composite motor case and submerged nozzle. To develop KM rocket motor satisfying a given set of requirement, firstly the full-scale KM was designed, then sub-scale motor reduced about 50% were manufactured and tested.

초 록

본 연구에서는 우주발사체에 적용할 키 모터에 대한 기초설계 및 분석을 수행하였다. KM은 KSLV-I의 2단으로서 개발된다. 고체모터는 HTPB계열의 복합재 추진제, 복합재 모터 케이스 및 잠입형 노즐을 갖고 있으며 체계요구조건에 맞도록 개발하기 위해 실물형 추진기관의 50%크기의 축소형 모터를 선행 개발, 시험하였다.

Key Words: KSLV-I, Solid Rocket Motor(고체추진기관), KM(키 모터), Radial Slot(래디어 슬롯), Finocyl(피노실), HTPB(바인더)

1. 서 론

인공위성의 궤도전이에 사용되는 KM(Kick Motor)은 전위궤도의 한 지점에서 위성을 가속시켜 목표궤도에 진입시켜주는 역할을 한다.[1]

우주발사체에 사용될 KM의 개발을 위한 기초 연구로서 KSLV-I의 2단 고체 추진기관인 탑재부 키모터(KM)의 축소형 추진기관에 관한 개발을 수행하였다.

KM 축소형추진기관은 고체 추진기관으로서 복합재 연소관에 잠입형 노즐을 가지고 있으며, HTPB를 바인더로 하는 복합형 고체 추진제를 사용하였다.

시스템 요구사항으로부터 내탄도 특성이 점진

* (주)한화 대전공장 개발부

** 한국항공우주연구원 추진제어그룹
연락처자, E-mail: alkaid@hanwha.co.kr

감쇄형(Regressive Type)으로 나타나며 연소시간은 실물형 추진기관대비 50%수준인 20~30초의 축소형 시제품을 제작하고 연소시험을 실시하여 성능을 확인하였다.

축소형 추진기관의 지상연소시험을 통해 연소관, 노즐, 추진제, 내열재의 성능을 확인한 결과 예측 값에 가까운 결과를 얻어 실물형 추진기관 설계를 위한 기반 자료를 확보하였다.

2 본 론

2.1 추진제 선정 및 내탄도 설계[2][3]

로켓 모터의 내탄도 설계는 적절한 추진제와 그레인 형상을 선정하여 시스템 요구조건을 충족하도록 연소관/노즐의 길이와 직경을 결정하고 요구되는 성능을 얻는 과정을 포함한다. 추진제 선정과 관련하여 시스템 요구조건에 따라 연소속도가 느리면서도 에너지 효율이 높은 추진제를 새로 개발하였으며 추진제 특성값은 Table. 1과 같다.

Table 1. Propellant characteristics

항 목	특성값	항 목	특성값
연소속도 (mm/s)	6.212	화염온도 (K)	3472
밀도 (g/cc)	1.799	비열비	1.1491
a	0.03910	n	0.2866

시스템 요구조건을 만족하는 점진감쇄형 그레인을 설계하기 위하여 Finocyl과 Radial Slot이 함께 적용된 그레인을 적용하였다. 설계된 형상의 그레인은 Finocyl 형상을 통해 초기추력을 증가시키고 후방부의 Radial Slot을 통해 점진감쇄 특성을 가지도록 하였다. 전방부에 Radial Slot을 위치시킬 경우 추진제 경화후 코어의 이형작업이 어려우며 작업시 그레인이 손상받을 가능성을 내포하고 있다. 후방부 Radial Slot의 경우 분

할코어를 사용하여 코어의 이형작업의 수월성 향상 및 그레인 형상 파손의 가능성을 저감시켰다. 내탄도 해석에 필요한 면적 분석은 그레인 형상의 특성상 3차원 모델러를 이용하여 형상특성에 따른 면적분석을 수행하였다. Fig. 1은 설계된 축소형 추진기관의 기본 형상도를 나타내었다.

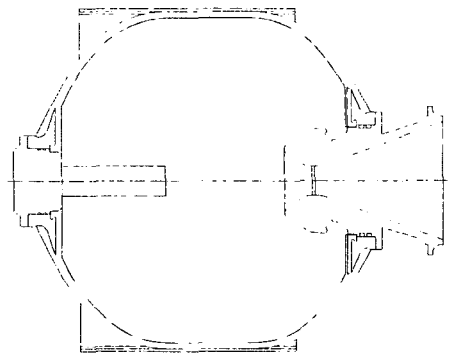


Fig. 1 Subscale KM configuration

3차원 면적변화 모델링 결과를 전체 그레인에 대하여 연소거리에 따른 연소면적 변화로 그려 보면 Fig. 2와 같다. 30mm 연소거리까지 후방부 Radial Slot이 성장하여 후방뿔부분에 닿는 순간이며 이후 Finocyl형의 Fin으로 인한 연소면적의 증가를 후방부 Radial Slot이 억제하여 중립형으로 연소면적이 나타나고 있다.

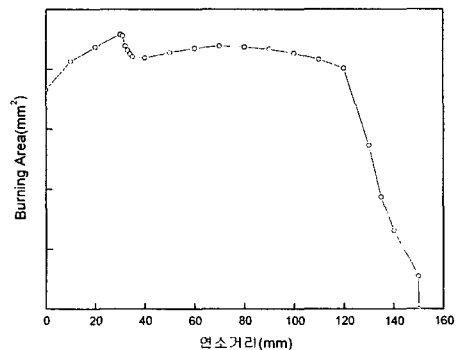


Fig. 2 Change of burning area

2.2 연소시험 및 성능분석[4]

일반적으로 개발된 로켓모터는 예측성능을 확인하고 전반적인 신뢰도를 평가하기 위해서 지상연소시험(static firing test)을 실시하게 되며, 모터전방에는 추력측정을 위한 로드셀이 장착되고 점화기 헤드부위의 압력측정용 구멍에 압력게이지를 연결한다. Fig. 3은 시험대에 장착된 로켓 모터의 모습을 나타내고 있으며 Fig. 4는 연소시험시 화염 장면을 나타내고 있다.

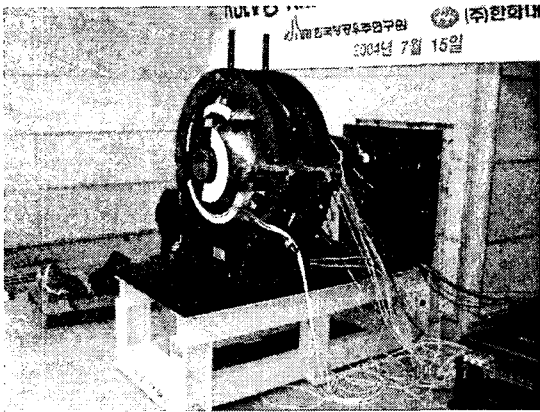


Fig. 3 KM static firing test preparation

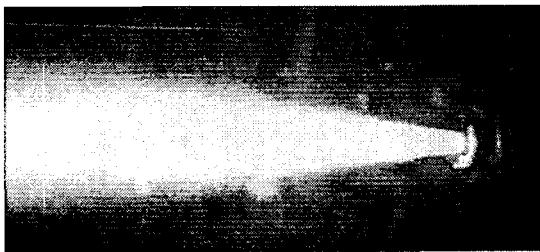


Fig. 4 KM static firing test

그레인의 연소면적 분석과 추진제의 각종 특성값을 이용하여 20℃를 기준으로 성능을 예측한 결과, Fig. 5에 연소시험전 예측값과 연소시험 결과로서 두 경우의 압력곡선 비교시 Peak이후의 값에서 차이가 발생하고 있다.

이 원인으로 연소면적분석시 초기 연소전 해석시 Offset 간격설정이 넓어 면적변화의 양상을 정확히 표현하지 못하여 연소후 해석시 간격설

정을 조밀하게 하여 해석을 수행했다. Peak이후의 연소시험전 압력의 양상은 실제 연소시험결과에 비해 높은 경향을 나타내고 있다. 이 현상에 대해 노즐목의 삭마량을 달리하면서 시험후 해석을 수행하였다. 연소시험전 해석에 적용한 노즐목 삭마량의 경우 동일배치의 추진제를 표준모터 연소시험시 획득한 노즐목 삭마량을 적용하였으나 축소형 추진기관의 경우 연소시간이 표준모터에 비해 6배정도 증가하여 표준모터에 비해 노즐 삭마량이 증가한 것으로 판단되며 연소후 노즐목 측정치를 기준으로 삭마량 데이터를 획득한 후 해석에 적용했다.[5] Fig. 6에는 연소시험후 실시한 해석과 연소시험시 결과를 함께 표시하였다.

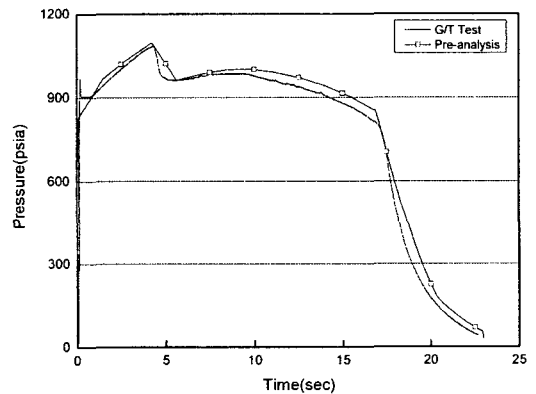


Fig. 5 Time - Pressure Curve(before)

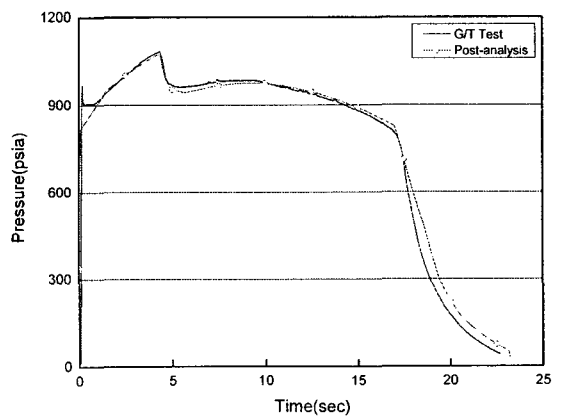


Fig. 6 Time - Pressure Curve(after)

연소시간 약 17초이후 단계에서는 Sliver 부분에 의해 압력의 늘어짐이 발생하고 있다. 전체적인 양상은 연소 시험결과에 따르지만 압력이 높게 나타나고 있으며 연소 종료시점의 불일치가 나타나고 있다. Tail-off의 경우 도 면상에 표시된 내열재 및 라이너 두께, Sliver 발생시 그레인 형상이 실제 모터 및 연소시 형상과 다른 것으로 판단되며 이로 인해 해석과 연소시험 결과의 차이가 발생하는 것으로 예측된다.

3. 결 론

KM 축소형 추진기관은 실물형 추진기관 제작 전 단계로 체계요구조건 만족 및 내탄도 성능의 검증을 위해 제작, 시험을 수행하였다. 축소형 추진기관을 통해 축방향 Fin 및 후방부 Radial Slot을 적용한 그레인의 내탄도 특성 확인을 통해 실물형 추진기관에 응용할 점진감쇄형 그레인에 관한 데이터를 획득할 수 있었다. 노즐목 삭마의 경우 기존 연소시간이 짧은 모터에 비해 연소시간이 길어졌을 때 삭마환경 변화에 따른 삭마량의 차이를 실

험적으로 확인할 수 있었으며 Sliver로 인해 발생하는 tail-off 부 예측능력 향상이 필요했으며 추후 실물형 추진기관의 그레인 설계시 Sliver부분을 제거한 형상 설계가 필요하다. 개발된 축소형 추진기관의 연소시험시 결과값들은 향후 실물형 추진기관의 개발에 유용하게 사용될 것이다.

참 고 문 헌

1. 홍용식, "우주추진공학", 청문각
2. Anon, "Solid propellant grain design and internal ballistics", NASA SP-8076
3. Anon, "Solid rocket motor performance analysis and prediction", NASA SP-8039
4. George P. Sutton, "Rocket propulsion elements", John Wiley&Sons, 1992
5. Anon, "Solid rocket motor nozzles", NASA SP-8115