

# Composite 추진제 적용 high L/D ratio 고체추진기관 연구

김진용\* · 이원복\* · 서 혁\* · 이영우\*\*

## A Study on Solid Rocket Motor with High L/D Ratio Applied Composite Propellant

Jinyong Kim\* · Wonbok Lee\* · Hyuk Suh\* · Youngwoo Rhee\*\*

### ABSTRACT

This paper presents a design of solid rocket motor with high length to diameter applied composite propellant. Solid rocket motor with high L/D ratio can be generated erosive burning and combustion instability on longitudinal mode. Especially, Erosive burning can effectively prolong the initial pressure spike in some star grain motors. That is, the study shows design of grain, internal ballistics and structural analysis in order to perform system requirements.

### 초 록

본 논문에서는 직경 대 길이비(L/D ratio)의 값이 큰 composite 추진제를 사용하는 고체 추진기관 설계에 대하여 서술하였다. 큰 직경 대 길이비를 갖는 고체 추진기관은 침식연소와 축방향 연소 불안정성이 나타날 수 있는 요인이 크다. 특히 침식연소는 별 모양 그레인을 갖는 추진기관에서 초기 압력의 상승을 지속시키는 역할을 할 수 있다. 따라서 이를 고려한 그레인, 내탄도 및 연소관에 대한 구조적인 해석을 통해 설계를 수행하였다.

Key Words: Solid Rocket Motor(고체 추진기관), Length to Diameter ratio(길이 대 직경비), Erosive Burning(침식연소), Structural Analysis(구조해석)

### 1. 서 론

일반적으로 고체 로켓 추진기관 개발을 위해서는 다양한 분야의 설계 기술이 요구되어진다. 특히 직경 대 길이비가 큰 추진기관에서는 추진

제 그레인 형상 설계 및 내탄도 해석을 통하여 얻어진 데이터를 통하여 구성품의 구조 설계를 진행해야한다. 이는 침식연소(erosive burning)와 연소 불안정성(combustion instability)을 유발할 수 있기 때문인 것으로 알려져 있다. 고체 추진기관에서는 연소 불안정성 현상을 억제하기 위하여 추진제에 금속입자를 첨가시키거나 그레인 형상을 축방향에 대하여 압력 진동이 감소되도록 설계한다[1]. 특히 침식연소를 고려하여 추진

\* (주)한화

\*\* 충남대학교 화학공학과

연락처, E-mail: iceprins@hanwha.co.kr

기관 연소시 연소실 압력의 경향을 파악하고, 주요 구성품들의 구조적인 설계요인을 판단해야 한다. 침식연소는 연소 표면에 기인하여 가스의 유동속도가 특정 속도 이상이 되면 추진제 연소속도를 증가시키는 현상을 말한다.[2]

본 연구에서는 composite 추진제를 적용한 직경 대 길이비가 큰 고체 추진기관의 추진제 그레인 형상을 설계하였고, 내탄도 해석 결과값을 바탕으로 각 구성요소의 구조 설계를 수행하였다.

## 2. 본 론

추진기관은 직경 대 길이비가 13으로 추진제 그레인 형상은 Star형으로 설계하여 체계 요구조건을 만족하도록 하였다. Fig. 1에서 볼 수 있듯이 60 °C 고온에서 연소실 안의 압력은 0.3 sec 이내에 최대 14.5 Mpa까지 상승하는 것으로 예측되었다. 이 예측을 기준으로 한계 하중은 MEOP(18.3 Mpa)를 적용하였고, 파손기준은 항복강도로 설정하였으며 항복강도에 대한 설계안전계수는 1.2로 설정하였다. 따라서 설계압력은 21.93 MPa이고, 연소관은 두께가 1.73인 AL7075-T6 재료이며 항복강도는 538 MPa이다. Table 1은 각 구성부품 재료의 특성 값을 나타낸다. 연소관의 안전여유 계산은 선형 탄성 이론을 가정하였고, 등가/원주 응력은 박판 쉘의 막응력 이론으로 계산하였으며 아래 Table 2에 계산 값을 나타내었다.

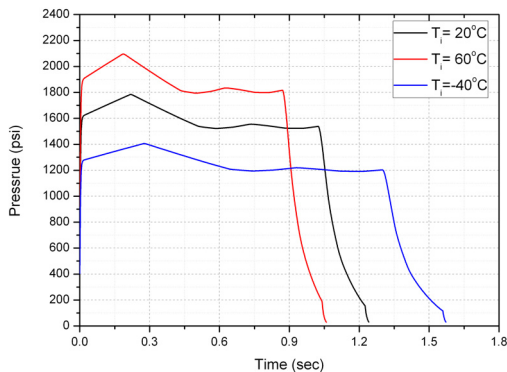


Fig. 1 Predicted Pressure

Table 1. Material Properties

Item	Case	Nozzle structure	Lock wire	Throat	Thermal liner
Material	AL	Steel	Steel	Graphite	G/P
Young's modulus (Mpa, ×1,000)	72	200	110	10.3	23
Poisson's ratio	0.3	0.3	0.341	0.31	0.3
Yield strength (Mpa)	538	-	165	-	-
Tensile strength (Mpa)	593	-	415	-	-

Table 2. Values of Von Mises and Hoop Stress

Item	Pressure (Mpa)	Stress (Mpa)	SM
Von mises	21.93	363	0.48
Hoop	21.93	419	0.28

본 연구에서는 연소관의 응력해석 목적은 설계압력에 대한 연소관의 응력상태를 확인하고, 연소관의 기밀상태, 체결상태, 파열상태를 확인하는 데에 있다. 응력해석 시 노즐조립체의 모든 부품은 완전 접촉되어 있는 것으로 가정하였다. 2차원 축대칭해석을 수행하였으며, 재료 비선형 정적해석을 수행하였다. 추진기관의 유한요소모델은 연소관, 노즐구조체, 노즐내열재, 노즐목, 락와이어로 구성되어 있으며, ABAQUS V6.9를 사용하였다. 사용한 요소의 종류는 CAX4R, CAX4 요소를 사용하였으며, SI(mm) 단위계를 사용하였다. 절점의 개수는 51,362개, 요소의 개수는 47304 개이다.

경계조건은 전방 스킵트부를 고정 경계조건으로 사용하였으며, 연소관, 락와이어, 노즐구조체는 면대면 접촉조건을 적용하였다. 접촉조건에 사용한 마찰계수는 0.3이다. Figure 2에서는 해석 모델과 노즐부의 접촉 형상을 보여준다.

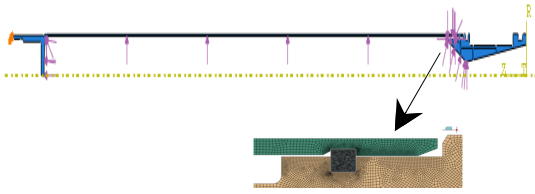


Fig. 2 Analysis Model

설계압력 21.93 MPa이 작용하였을 때 연소관의 원주응력은 444 MPa이 나타났으며, 안전여유는 +0.21로 나타났다. 최대 원주응력은 연소관의 전반부에서 나타났으며, 이론적 선형해석에서는 418 MPa이 나타났다. 비선형 유한요소해석이 26 MPa이 크게 나타났으므로 약 6.2 % 증가하였다. 연소관의 안전여유는 0.28에서 0.21로 감소하였지만 안전한 것으로 나타났다.

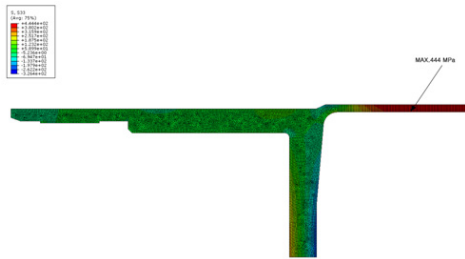


Fig. 3 Analysis of Max. Hoop Stress

연소관의 체결은 락와이어에 의해 체결되어 있다. 연소관과 노즐 구조체는 최대 0.2 mm 간극이 발생할 수 있다. 그러므로 0.2 mm의 간극을 적용하여 해석을 수행한 결과 오링부의 최대 간극이 0.17 mm로 나타났다. 연소관과 노즐 구조체가 연소압력에 의해 모두 변형되어 간극이 0.03 mm 줄어드는 것으로 나타났다. 그러므로 초기 간극에 적합한 오링을 사용하는 경우 기밀부는 안전한 것으로 나타났다.

체결부를 확인하기 위하여 연소관, 락와이어, 노즐구조체의 접착부를 확인하였다. 락와이어의 최대 등가응력은 Fig. 4의 결과에서 볼 수 있듯이 407 MPa로 나타났다. Phosphor Bronze의 인장강도는 415 MPa이므로 항복은 발생하였으나 인장강도에는 도달하지 않았다.

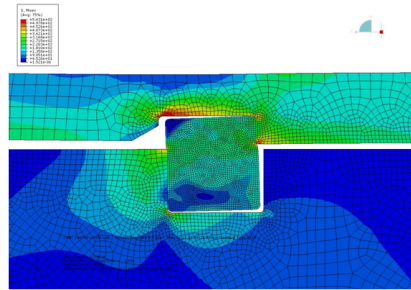


Fig. 4 Analysis of Von Mises Stress

연소관과 노즐조립체의 체결에 사용한 락와이어는 전단에 의해 파손될 수 있으므로 전단응력을 확인하였다. 락와이어의 전단응력은 Fig. 5의 분석값에서 207 MPa로 나타났으며, 락와이어의 전단강도를 인장강도의 60 %인 250 MPa로 가정하는 경우 안전한 것으로 나타났다. 락와이어의 등가 소성변형률을 확인한 결과 최대 0.3으로 나타났다. Phosphor Bronze가 파단하기 위한 변형률은 65 %이므로 항복은 발생하지만 파단은 발생하지 않는다.

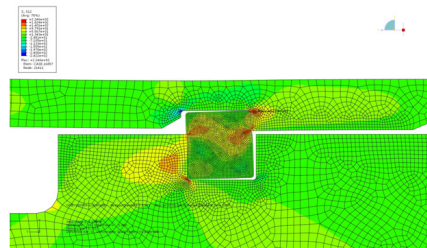


Fig. 5 Analysis of Shearing Stress

연소관의 파열을 확인하기 위하여 연소관에 설계압력을 기준으로 점진적으로 증가시켰다. 연소관의 전 두께를 거쳐 항복이 발생하는 시점으로 최소로 하고, 연소관의 재료인 AL7075-T6의 파손 변형률인 0.11을 초과하는 시점을 최대로 설정하여 계산한 결과 다음과 같은 파열 압력 범위를 확인할 수 있었다. 유한요소해석에 의한 값은  $4378 < \text{Burst Pressure} < 4673$  psi 이고, 이론식에 의한 값은  $4302 < \text{Burst Pressure} < 4631$  psi이므로 이론식과 해석 결과를 비교한 결

과 2 % 이내의 오차를 나타내었다. 락와이어의 파열을 확인하기 위하여 락와이어의 전단응력이 인장강도의 60 %를 초과하는 시점을 최소로 하였다. 유한요소해석 값을 통해  $4378 < \text{Burst Pressure} < 4494 \text{ psi}$ 로 판단된다.

Figure 3에서와 같이 3차원 응력해석 해석에서는 설계압력(1.2 MEOP) 하에서 최대 등가응력 534 Mpa 발생하고, 연소관 AL7075-T6 항복응력 538 Mpa로써 설계 압력 하에서는 항복 미발생하는 것으로 판단된다.

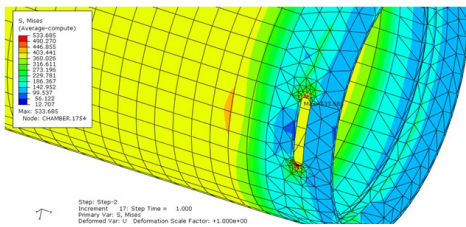


Fig. 5 Analysis of Max. Von Mises Stress(3D)

노즐부의 응력 해석 결과는 Fig. 5에서와 같이 그라파이트의 압축강도는 평균 67.11 Mpa, G/P의 압축강도는 379 Mpa, 연소가스의 압력에 의한 파손 미발생하는 것으로 나타났다. 최대 주응력은 약 15~20 Mpa으로 수렴부에서 발생하고, 최대 주응력: 약 3~20 Mpa 노즐목 부위에서 나타나는 것으로 판단된다.

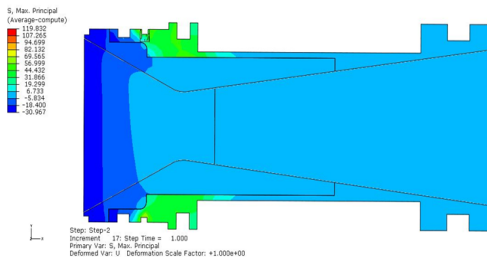


Fig. 6 Stress Distribution of Nozzle Section

### 3. 결 론

본 연구에서는 composite 추진제를 적용한 직경 대 길이비가 큰 고체 추진기관의 추진제 그

레인 형상을 설계하였고, 내탄도 해석 결과값을 바탕으로 각 연소관, 체결부위 및 노즐에 대한 구조 설계를 수행하여 아래와 같은 값을 도출하였다.

1. 연소관의 원주응력을 계산한 결과 +0.28의 안전여유를 가지므로 안전한 것을 확인하였다.
2. 유한요소해석을 수행한 결과 설계압력에 대해 연소관에서 최대 444 Mpa이 발생하였으며, +0.21의 안전여유가 있는 것으로 판단된다.
3. 연소관의 항복이 발생하는 압력과 115의 등가소성변형률이 발생하는 압력을 통해 예측한 파열압력은  $4378 \text{ psi} < \text{파열압력} < 4674 \text{ psi}$ 로 판단된다.
4. 오링부의 초기 간극 0.2mm가 압력이 작용한 후 0.17mm로 줄어들어 기밀은 보장되는 것으로 판단된다.
5. 락와이어에서 발생하는 최대 등가응력은 407 MPa로써 항복은 발생하지만 인장강도 (415 MPa)에는 도달하지 않는 것을 확인하였다. 락와이어의 파열압력을 예측한 결과는  $4378 < \text{파열압력} < 4494 \text{ psi}$ 으로 판단된다.
6. 연소관의 항복이 발생하는 압력과 11 %의 등가소성변형률이 발생하는 압력을 통해 예측한 파열압력은  $4378 \text{ psi} < \text{파열압력} < 4674 \text{ psi}$ 으로 판단된다.

### 참 고 문 헌

1. 강경택, 윤재건, 1994, "무연추진제 로켓모터에서의 연소불안정 해석" 대한기계학회논문집, 제18권, 제11호, pp.3032-3038
2. K. Srinivasan, S. Narayanan, O. P. Sharma, "Numerical studies on erosive burning in cylindrical solid propellant grain", Heat Mass Transfer Vol. 44, 2008, pp.579-585.