

고체모터 추력제어를 위한 F/S 개념 설계

김병훈*, 권태훈**, 조인현***

The F/S Concept Design for Solid Motor Thrust Vector Control

Byung-Hun Kim*, Tae-Hoon Kwon**, In-Hyun Cho***

Abstract

The concept design of Flexible Seal for thrust vector control of solid motor was performed. Through the concept design, the optimum pivot point of flexible seal, cross-section configuration of flexible seal and thermal protection system from combustion gas was decided.

The pivot point of flexible seal has aft pivot type and cross-section view is conical type. For satisfying a spring torque rate, the shear modulus of rubber has the value of under about 0.6MPa and failure shear stress has over about 2.5MPa.

초 록

고체모터 추력제어를 위한 플렉시블 씬 개념 설계를 수행하였다. 개념 설계를 통해 플렉시블 씬의 구동 점 위치, 플렉시블 씬의 형상, 고무 및 보강재 소재를 결정하였으며, 연소가스로부터 플렉시블 씬을 보호하기 위한 적절한 열 차폐 시스템을 선정하였다.

플렉시블 씬의 회전 중심은 노즐 후방에 위치하며, 단면 형상은 원뿔형으로 설계하였다. 노즐의 구동 토크를 만족하기 위해 고무를 위한 전단 계수는 약 0.6MPa 이하가 되도록 개발 하였으며, 전단 응력은 2.5MPa 이상이다.

키워드 : Flexible Seal(플렉시블 씬), Solid Motor(고체 모터), TVC(추력 제어), Rubber(고무), Thermal Protection System(열 차폐 시스템)

1. 서 론

일반적으로 로켓은 비행 중 일정한 비행 궤도 유지 및 비행 안전성을 위해 추력제어 시스템이 필요하다. 고체모터에서 이러한 추력제어 시스템은

크게 노즐의 움직임 여부에 따라 2종류로 분류된다.

첫 째는 고정형 노즐을 사용하는 경우로 고정형 노즐에서 추력을 제어하기 위해서는 노즐을 통해 배출되는 연소가스 유동 방향을 조절할 수 있는 장치가 필요하다. 고정형 노즐에서 사용되는 추력제

접수일(2007년 12월 7일), 수정일(1차 : 2008년 6월 5일, 2차 : 2008년 6월 17일, 게재확정일 : 2008년 7월 1일)

* 추진제어팀/bhk@kari.re.kr

** (주)한화 대전공장/alkaid@hanwha.co.kr

*** 추진제어팀/ihcho@kari.re.kr

어 장치는 액체 분사 시스템 (LITVC), 제트 베인 (Jet Vane), 제트 탭 (Jet Tab) 등이 있으며 이중 대형 모터에서는 Titan IV 고체 모터, M-3SII 1단에서 사용한 액체 분사 시스템이 주로 사용된다.

둘째는 구동 노즐 (Movable Nozzle)을 사용하는 경우로, 이것은 명칭에서 알 수 있듯이 노즐 자체를 움직여 측 추력 (Side Thrust)을 발생한다. 구동 노즐에서 사용되는 추력 제어 시스템은 노즐 구동에 필요한 장치에 따라 Techroll Joint, Socket and Ball, Flexible Seal 등이 있다.

Techroll Joint 시스템은 IUS SRM-1, SRM-2에서 사용되었다. 이러한 시스템은 노즐 구동에 필요한 구동 토크가 상대적으로 작지만, 노즐 시스템이 복잡한 단점이 있다[1, 2].

Socket and ball 시스템은 THAAD, Tomahawk의 부스터 노즐에 사용되었으며 노즐의 외형을 작게 만들 수 있는 장점이 있다. 그러나 구동 부분의 공차 수준이 매우 엄격하기 때문에 노즐 목 직경이 76mm 이하인 노즐에서 주로 사용된다[2].

Flexible Seal 시스템은 Trident I, Trident II, Peacekeeper, Small ICBM, Space Shuttle Booster, Titan SRUM 등 현재 가장 많은 고체 모터 노즐에 적용되었으며 신뢰성이 매우 뛰어난 것으로 알려져 있다[2].

현재 항공우주연구원에서 개발하는 고체 모터는 추력제어를 위해 구동형 노즐을 채택하고 있으며, 구동 노즐에서도 현재 광범위하게 사용되고 있는 플렉시블 셸 시스템을 적용하고 있다.

본 연구는 항공우주연구원에서 개발하고 있는 고체 모터에 적용된 플렉시블 셸의 개념 설계에 대한 과정과 결과를 정리하였다.

2. 본 론

2.1 플렉시블 셸 개발 요구 조건

구동 노즐 설계에 있어서 가장 중요한 것은 노즐 구동에 필요한 구동 토크를 작게 하는 것이다. 이러한 구동 토크는 노즐 구동에 필요한 구동 장치 용량을 결정하기 때문에 대단히 중요한

설계 인자이며 노즐 설계 초기에 결정된다.

또한 플렉시블 셸이 적용된 구동 노즐의 경우 연소 압력에 의해 플렉시블 셸에 사용된 고무가 압축되어 노즐이 측 방향으로 밀리게 된다. 따라서 과도한 측 방향 변형은 노즐 내부의 간섭 및 노즐 구동에 필요한 구동 장치에 불필요한 행정 거리 (Stroke)를 필요로 하게 된다.

플렉시블 셸이 적용된 구동 노즐에서 구동 토크와 노즐의 측 방향 밀림량은 플렉시블 셸의 형상 및 크기 그리고 플렉시블 셸에 사용된 고무의 특성과 밀접한 관계가 있는 것으로 알려져 있다.

표 1은 고체 모터 구동 노즐에 적용된 플렉시블 셸의 개발 요구 조건 및 제작된 모습을 보여 준다.

표 1. 플렉시블 셸 개발 요구 조건

	개발 요구 조건
회전 반경	≤ 190mm
회전 중심 위치	후방 구동
구동 토크	≤ 60kgf-m/deg
구동 각	±3° (Pitch, Yaw)
구동 각 속도	≤ 20deg/sec
밀림량	≤ 6mm

2.2 플렉시블 셸의 회전 중심

플렉시블 셸의 회전 중심 위치는 노즐 목 기준으로 노즐 목 전방에 회전 중심이 있는 전방 구동 형식 (Forward Pivot Point)과 노즐 목 후방에 회전 중심이 위치하는 후방 구동 형식 (Aft Pivot Point)이 있다.

이러한 회전 중심 위치는 노즐 내열재, 구동 장치, 추진제의 충전 및 노즐 구동 시 노즐의 envelop에 중요한 영향을 미치기 때문에 노즐 설계 초기에 결정된다. 일반적으로 노즐 회전 중심이 노즐 목 후방에 위치하는 경우 노즐 회전 시 노즐 끝단의 움직임이 전방 구동 노즐보다 작다. 즉 노즐 회전에 필요한 구동 장치의 행정 거리가 상대적으로 작게 소요된다. 반대로 노즐 선단부의 움직임이 크기 때문에 초기 추진제 형상과 노

줄 선단부의 간격이 상대적으로 많이 필요하게 된다[3].

Anon은 전, 후방 회전 중심에 따른 고체 모터 시스템 분석을 수행하였다. 분석 결과 후방 구동형 노즐이 전방 구동형 노즐 보다 플렉시블 썰의 열 차폐 시스템 설계가 용이하며, 노즐 회전 중심과 고체 모터의 무게 중심상의 거리가 멀기 때문에 주어진 노즐 회전에서 고체 모터의 회전각이 크다는 장점이 있다고 보고하였다[4].

전방 구동 방식을 적용한 대표적인 모터는 인도의 PS-3, 일본의 SB-735등이 있으며, 후방 구동 방식을 적용한 모터는 미국의 Space Shuttle Booster, Ariane 5, Peacekeeper, Trident 등이 있다.

고체 모터에 사용된 플렉시블 썰의 회전 중심은 노즐 구동 장치, 고체 모터의 제어 특성, 그리고 열 차폐 시스템의 설계 용이성을 고려하여 회전 중심이 노즐 목 후방 약 160mm에 있도록 하였다.

2.3 플렉시블 썰의 단면 형상

플렉시블 썰은 단면 형상을 기준으로 원뿔형과 실린더 형으로 나누어진다.

일반적으로 원뿔형이 거의 대부분의 플렉시블 썰에서 사용되고 있지만 PS-3과 같은 일부 모터에서 실린더 형을 사용하기도 한다. 실린더 형의 경우 플렉시블 썰의 단면 특성 상 보강재(Reinforcement)의 형상이 동일하다. 따라서 보가 아재 제작 시 동일한 치구를 이용하여 보강재를 제작 할 수 있어 치구 비용이 감소하는 장점이 있다[4]. 그러나 실린더 형의 플렉시블 썰의 경우 보강재에 작용하는 압축 응력이 크며, 고무의 전단 응력이 크게 작용한다는 단점이 있다. 또한 축 방향 변형이 원뿔형 보다 크게 나타나는 것으로 알려져 있다.

이에 고체모터에 적용되는 플렉시블 썰은 설계 안전성을 고려하여 플렉시블 썰의 단면 형상이 원뿔형이 되도록 하였다.

2.4 구동 토크

플렉시블 썰이 적용된 구동 노즐 개발에 있어

서 가장 중요 것은 노즐 구동에 필요한 구동 토크이다. 즉 플렉시블 썰의 구동 토크가 클 경우 노즐 구동에 필요한 구동 장치의 용량 및 힘이 크게 필요하며, 이에 따라 구동 장치의 무게가 증가한다. 따라서 플렉시블 썰과 구동 장치의 설계 시 구동 토크를 만족시키기 위해 상호 보완 설계가 반드시 필요하다.

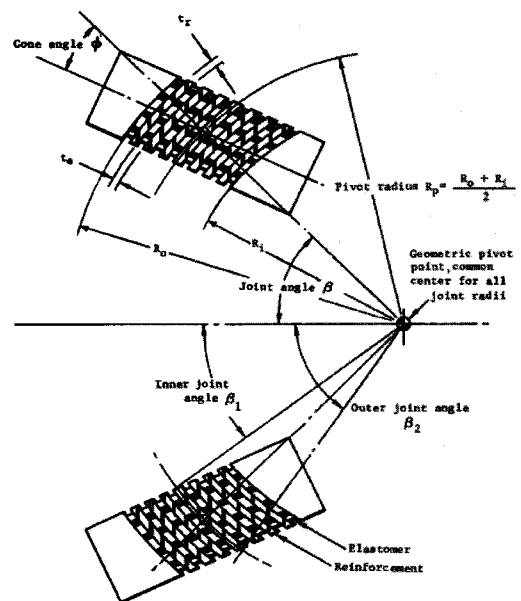


그림 1. 플렉시블 썰 설계 변수

플렉시블 썰의 구동 토크는 아래와 같은 경험식을 통해 구할 수 있다.

$$\frac{T_q}{\theta} = \frac{12 G_o r_o^3 r_i^3}{r_o^3 - r_i^3} [I(\beta_2) - I(\beta_1)] \quad (1)$$

여기서 T_q 는 구동 토크, θ 는 구동 각, G_o 는 고무의 전단 계수, r_o , r_i 는 각각 플렉시블 썰의 회전 중심에서 가장 먼 고무 층까지의 반경 및 가장 가까운 고무 층까지의 반경을 의미한다. 그리고 β_2 , β_1 는 플렉시블 썰의 내부 각 및 외부 각 이다[3].

즉 식 (1)에서 알 수 있듯이 플렉시블 쉘의 구동 토크는 플렉시블 쉘의 제작에 사용된 고무의 전단 계수와 플렉시블 쉘의 크기와 밀접한 관계가 있는 것을 알 수 있다. 따라서 노즐 구동에 필요한 구동 토크를 줄이기 위해서는 회전 중심을 노즐 목과 가까이 설계하여 플렉시블 쉘의 회전 중심 반경을 줄이며, 고무의 허용 응력 범위에서 β_2, β_1 의 차이를 줄이는 것이 중요하다. 또한 전단 계수가 작은 고무를 개발해야 한다.

고체 모터에서 플렉시블 쉘의 형상 및 크기를 결정하기 위해 우선 노즐 내열재 설계를 수행한다. 이를 통해 플렉시블 쉘의 회전 반경이 186mm가 되도록 하였으며, 내부 각과 외부 각은 각각 $46.5^\circ, 60.48^\circ$ 로 결정하였다.

플렉시블 쉘의 형상 및 제원인 결정된 후 구동 토크를 만족시키기 고무를 개발하였다. 현재 설계 조건에서 고무의 전단 계수는 약 0.6MPa 이하를 만족하여야 한다.

2.5 고무 설계 및 개발

플렉시블 쉘에 사용되는 고무의 가장 중요한 설계 요소는 노즐 구동 토크와 밀접한 관계가 있는 전단 계수, 플렉시블 쉘의 운용 조건과 관계가 있는 전단 응력, 그리고 고무 제작 시 마다 균일한 물성 값을 나타내는 고무 제작의 재현성이다.

일반적으로 플렉시블 쉘에 사용되는 고무는 천연고무, 인조고무, 실리콘 고무가 있으며, 이중 천연고무와 인조고무가 가장 폭넓게 사용되고 있다. 실리콘 고무의 경우 고무의 노화 특성이 우수하며, 사용 온도 범위가 넓은 장점이 있지만 고무의 전단 계수가 천연 고무에 비해 약 50%정도 크고, 고무와 보강재의 접착성이 취약한 것으로 알려져 있기 때문에 특수 용도를 제외하고 거의 사용되고 있지 않다[3].

플렉시블 쉘의 고무 층에는 연소 압력 및 노즐 구동에 의한 전단력이 작용한다. 고무 층에 작용하는 전단력은 노즐 구동보다는 연소 압력에 의한 영향이 더 큰 것으로 알려져 있으며, 노즐 구동 및 연소 압력에 의해 고무 층에 작용하는 전단력은 각각 식 (2), 식 (3)을 통해서 구한다.

$$\tau_v = \frac{0.01745 G_o R_p \theta}{n t_e} \quad (2)$$

$$\tau_p = \frac{t_e P_c K_c R_p^2}{17.5} \quad (3)$$

여기서 R_p : 피벗 반경

K_c : Cone Angle에 따른 형상 계수

G_o : 고무의 전단 계수

t_e : 고무 층의 두께

θ : 플렉시블 쉘 회전 각

n : 고무 층의 수

식 (2), 식 (3)에서 알 수 있듯이 고무 층에 작용하는 전단력은 노즐 구동에 의한 경우 고무 층의 총 두께에 반비례 하며, 연소 압력에 의한 경우 한 층의 고무 층 두께에 비례한다. 즉 고무 층에 작용하는 전단력을 줄이기 위해서는 고무 층 한 층의 두께를 줄여 여러 층으로 설계하는 것이 유리하다[3].

이를 위해 제한된 형상 조건에서 고무 층의 총 두께가 16mm ~ 19.6mm, 고무 층의 수가 7 ~ 10개인 여러 형상에 대하여 설계를 수행하였다. 설계를 통해 고무 층의 총 두께가 18mm 이며, 고무 층의 수가 10개인 플렉시블 쉘을 설계하였다.

고무의 전단 계수 및 전단 응력을 확인하기 위해 QLS (Quadruple Lap Shear) 시험을 제작하여 시험을 수행하였다.

그림 2는 플렉시블 쉘 제작에 사용된 고무의 QLS 시험 규격 및 시험 모습을 보여준다. QLS 시험을 위해 시험은 플렉시블 쉘 제작 시 마다 총 10개를 제작하였다. 이중 5개의 시험을 이용하여 고무의 전단 계수 및 전단력을 확인하기 위한 시험을 수행하였으며, 나머지 5개는 추후 고무의 노화 시험을 위해 보관하였다.

시험을 위해 크로스헤드 속도는 25.4mm/min로 스트로크 제어 방식을 사용하였다. QLS를 사용한 시험에서 전단 계수는 인장 시 선형 구간이 비교적 잘 유지되는 전단 변형 100% 지점을 기

준으로 선정하였다.

그림 3은 QLS 시험 시편 시험 결과를 보여준다. 시험 결과 플렉시블 썰 제작에 사용된 고무의 전단 계수는 약 0.43 ~ 0.50MPa 정도이며, 고무의 파단 전단력은 모든 경우에서 2.5MPa 이상을 보이고 있다. 표 2는 고무 개발에서 수행된 여러 시험 결과를 정리하였다.

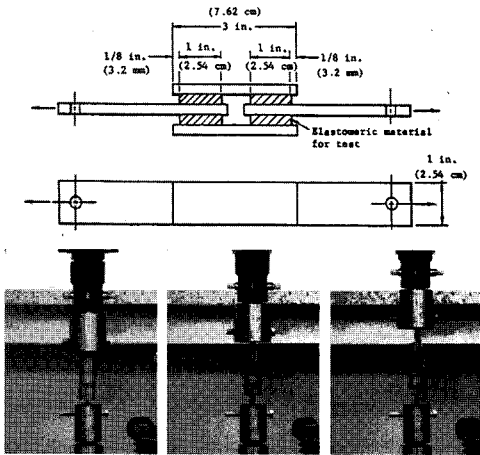


그림 2. QLS 시험편 및 시험 모습

2.6 보강재 선정

플렉시블 썰에서 보강재 (Reinforcement)는 고무 층과 고무 층 사이에서 연소 압력 및 노즐 구동에 의해 플렉시블 썰의 과도한 형상 변화를 방지할 수 있어야 한다.

일반적으로 플렉시블 썰에 사용되는 보강재는 금속 또는 복합재를 이용하여 제작한다.

보강재로 금속 계열을 사용한 시스템은 Space Shuttle RSRM, Ariane 5, SB-735, PS-3 등이 있으며, 복합재를 사용한 시스템은 Peacekeeper, Trident 등이 있다. 복합재의 경우 금속에 비해 열적으로 안전하며, 시스템의 무게 감소에 효과적이다. 그러나 복합재의 특성상 제작이 어려우며, 비용이 증가하게 된다.

고체모터에서는 무게 및 열적 안전성을 고려하여 Glass/Ph.을 사용하여 보강재를 제작하였다. 이를 통해 플렉시블 썰의 무게를 약 6.6kg

정도 줄일 수 있었다. 그림 4는 플렉시블 썰 제작에 사용된 복합재 보강재를 보여준다.

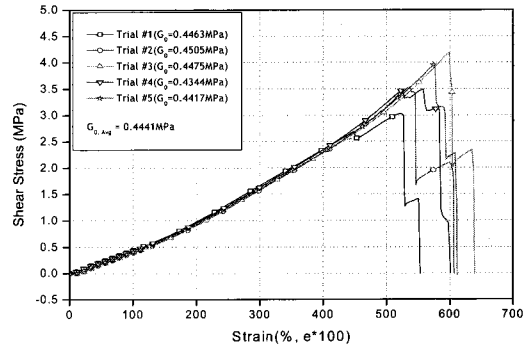


그림 3. 고무의 QLS 시험 결과

표 2. 고무 물성 측정 결과

	고체 모터	SB-735
경도 (Hs)	42 ~ 45	30
인장강도 (MPa)	15.89	≥ 12.75
연신율 (%)	640.39	≥ 300
전단계수 (MPa)	0.43 ~ 0.50	0.203
전단강도 (MPa)	≥ 2.5	-

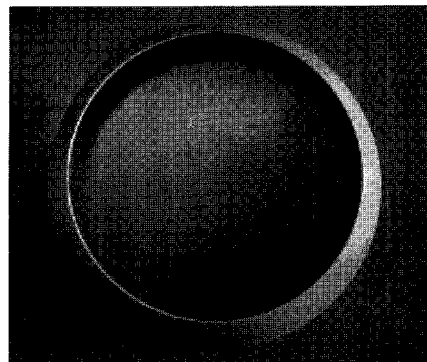


그림 4. 제작된 복합재 보강재 모습

2.7 열 차폐 시스템

구동 노즐에 장착된 플렉시블 썰은 고체 모터의 운용 중 고온의 연소 가스에 지속적으로 노출되게 된다. 따라서 고체 모터가 운용되는 동안 플렉시블 썰의 성능을 유지하기 위해 적절한 열 차폐 시스템을 사용하는 것은 매우 중요하다.

실제 일본의 SB-735 모터 시험에서 노즐의 축 방향 밀립량이 연소 중 급격히 증가한 경우가 발생하였으며, 시험 후 분석한 결과 플렉시블 썰의 열 차폐 시스템의 손상으로 인해 고무 층의 손상을 확인하였다[5].

일반적으로 플렉시블 썰에 사용되는 열 차폐 시스템은 크게 2가지로 나누어진다.

첫 째는 연소가스에 노출되는 플렉시블 썰 표면에 벨로우즈 형태 또는 평면 형태의 열 차폐 시스템을 적용하는 시스템이다. 이러한 시스템은 현재까지 가장 폭넓게 운용되고 있는 것으로, Space Shuttle RSRM, Ariane 5, SB-735, PS-3 등에서 사용되고 있다. 그러나 이러한 시스템은 열 차폐 시스템에 의한 구동 토크 증가가 수반되며, 벨로우즈 형태의 경우 연소 압력에 의해 벨로우즈 형태가 변형될 수 있기 때문에 벨로우즈 내, 외부의 압력 평형을 위해 벤트 홀 (Vent Hole)을 만들어 주어야 하는 단점이 있다[6].

둘째는 자가 열 차폐 시스템을 이용하는 경우이다. 이것은 비교적 최근에 개발되고 있는 시스템으로 플렉시블 썰이 연소가스와 직접 노출된다. 따라서 플렉시블 썰에 사용되는 보강재는 주로 내 삭마성이 우수한 Carbon/Ph.을 이용하며, Carbon/Ph.이 삭마되면서 플렉시블 썰에 전단되는 열을 차단하는 것이다. Space Shuttle ASRM, VEGA, Peacekeeper 등이 이러한 시스템을 사용하고 있다.

고체 모터에 적용된 열 차폐 시스템은 열 차폐 시스템의 제작성 및 플렉시블 썰의 크기를 고려하여 flat type 열 차폐 시스템을 사용하였다.

플렉시블 썰에 적용된 flat type의 열 차폐 시스템에 의해 구동 토크 변화를 확인하기 위해 수압 구동시험을 수행하였다. 시험 결과 현재 적용된 열 차폐 시스템에 의한 구동 토크의 증가는 약 1 ~ 2kgf-m/deg로 전체 구동 토크의 2 ~ 4% 정도이다.

그림 5은 플렉시블 썰에 사용된 열 차폐 시스템을 보여준다.

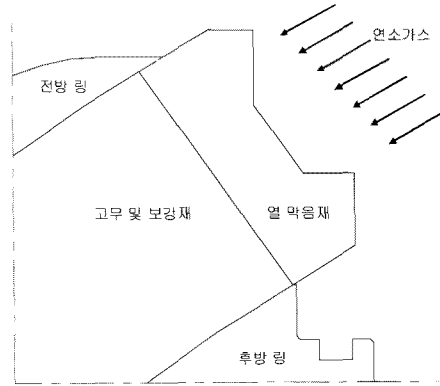


그림 5. 플렉시블 썰 열 차폐 시스템

2.8 수압 구동 시험

수압 구동 시험은 제작된 플렉시블 썰의 구동 토크 및 축 방향 밀립량을 확인하기 위해 수행하였다. 구동 시험 Pitch, Yaw 방향에서 수행하며, 시험 압력은 0. 500, 1000, 1152psi, 구동 주파수는 0.05Hz, 구동 각은 $\pm 3^\circ$ 이다.

시험 결과 제작된 모든 플렉시블 썰은 플렉시블 썰의 설계 요구 조건을 만족하고 있다. 구동 토크는 무 부하에서 60kgf-m/deg 이하를 보이며, 축 방향 밀립량은 압력 1152psi에서 6mm이하이다. 그림 6 및 그림 7은 각각 제작된 플렉시블 썰에 대한 구동 토크 및 축 방향 밀립량 측정 결과를 보여준다.

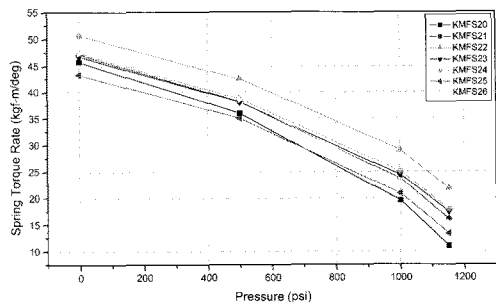


그림 6. 수압 시험 결과(구동 토크, Pitch)

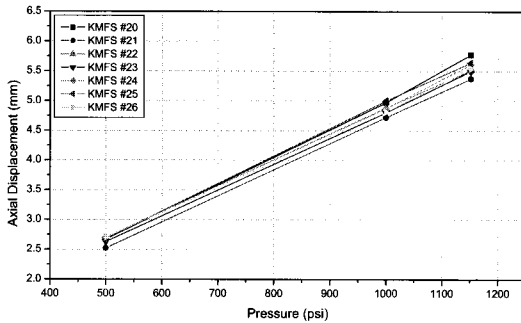


그림 7. 수압 시험 결과(축 방향 밀립량)

3. 결 론

고체 모터 추력제어를 위한 플렉시블 씰의 개념 설계를 수행하였다. 개념 설계를 통해 플렉시블 씰의 구동 점 위치, 플렉시블 씰의 형상, 고무 및 보강재의 소재 및 제원 선정, 그리고 적절한 열 차폐 시스템을 결정하였다.

○ 플렉시블 씰의 구동 중심은 노즐 후방 약 160mm인 후방 구동으로 설계하였다.

○ 플렉시블 씰의 단면 형상은 설계 안전성을 고려하여 원뿔형으로 결정하였다.

○ 플렉시블 씰에 사용된 고무는 전단 계수가 0.6MPa 이하이며, 파단 전단 응력은 2.5MPa 이상이다.

○ 연소 가스로부터 플렉시블 씰을 보호하기 위해 flat type의 열 차폐 시스템을 사용하였다.

○ 수압 시험 결과 제작된 플렉시블 씰의 구동 토크 및 축 방향 밀립량은 모두 설계 요구 조건을 만족하였다.

참 고 문 헌

1. Charles A. Chase, "IUS Propulsion Status", AIAA 84-1192.
2. Leonard H. Caveny, Robert L. Geisler, Russell A. Ellis and Thomas L. Moore, "Solid Rocket Enabling Technologies and Milestones in the United States" Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 6, 2003.
3. "Solid Rocket Thrust Vector Control," NASA-SP-8114, December 1974.
4. Anon, "Final Report Development and Demonstration of an Omniaxial Flexible Seal Movable Nozzle for Thrust Vector Control," AFRPL-TR-7-196, October 1967.
5. M. Hinada, M. Kohnno, "Development of Strap-on-Booster, SB-735, for the M-3SII Launch Vehicle", IAF-82-349.
6. M. Bussiere, B. Mora, "Ariane 5 Booster Nozzle : Components Description and Dimensioning", Acta Astronautica, Vol. 34, 1994, pp.83-89.