한국추진공학회 2006년도 춘계학술대회 논문집 pp.53~56 2006 KSPE Spring Conference

고체 로켓모터의 TCO 성능 설계

황용석* · 윤명원* · 오종윤* · 배주찬*

Performance Design of TCO System of the Solid Rocket Motor

Yong-Seok Hwang*, Myong-Won Yoon*, Jong-Yun Oh* and Joo-Chan Bae*

ABSTRACT

This paper describes performance design of a solid rocket motor on which thrust cut-off system is installed, and evaluates performance of a rocket motor according to a size of TCO ports. TCO system installed on motors was made to carry out firing tests, and the trend of thrust due to various sizes of TCO port was analyzed to find the existence of the port size for maximum reversal thrust. Conservation equations were used to design performance of motors and to analyze test results. This technique for performance design will be usefully applied to the design of similar TCO systems.

초 록

본 논문은 TCO(thrust cut-off) 시스템을 장착한 로켓 모터의 성능설계에 관한 연구로서, TCO 포트 크기에 따라 변화하는 로켓의 성능을 평가하였다. 시험용 로켓 모터를 제작하여 연소시험을 행하였고, TCO 포트 크기에 따른 추력변화의 경향을 분석하여 최대 역방향 추력점이 존재함을 밝혀내었으며 보존방정식을 이용하여 TCO 성능설계 및 시험분석을 행하였다. 이와 같은 성능설계 기법은 향후 유사한 TCO 시스템의 설계에 유용하게 적용될 수 있다.

Key Words: TCO(Thrust Cut-Off), Thrust Termination(연소중단), Thrust Reversal(역추력), TCO Port(TCO 포트), Performance Design(성능설계), Rocket Motor(로켓 모터)

1. 서 론

군사용 유도무기 및 위성 발사체의 부스터에 주로 응용되는 고체 로켓 모터는 액체 로켓 엔진이나 하이브리드 로켓과는 달리 일단 점화되어 연소가 시작된 후에는 연소를 제어하여 추력을 조절하는 것이 매우 어렵다. 따라서 고체 로켓 모터에서는 사거리 조절이나 비행중 더 이상 쓸모가 없어진 구성품을 떼어내는 것과 같은 단분리를 위하여 추력조절용 특수장치를 필요로 한다. 이와 같은 추력 크기 조절 장치를 통틀어 TCO (thrust cut-off) 시스템이라 칭한다. TCO는 일반적으로 로켓모터의 전방부에 구멍을 내어 이를 개방함으로써 주 추력의 반대방향으로 추력을 발생시켜 순추력이 음이 되도록 하는 역추력 (thrust reversal) 방식과 추진제의 연소를 중

* 국방과학연구소

단시킴으로서 추력을 중화(neutralizing)시키는 개념의 연소중단 (thrust termination) 방식이 있다.[1]

로켓 모터의 TCO 성능 예측 및 설계방법에 관하여 선진국에서는 이미 70년대부터 많은 연구가 진행되었다.[2-4] 이와 같이 TCO 시스템은 이미 선진국의 유도무기 체계에 널리 적용되고 있으나, 국내의 기술은 아직 초보적인 단계를 벗어나지 못하고 있는 실정이다.

본 논문에서는 TCO 방식 중 역추력 방식을 사용하였을 때, TCO 포트의 크기에 따라 변화되는 로켓의 성능을 설계하기 위하여 축소형 모터를 제작/시험하고 이를 분석함으로써 포트의 크기와 추력변화의 관계를 밝혀내었으며, 포트의 크기를 결정하는 기법 등을 연구하였다. 이와 같은 연구는 향후 유사한 TCO 시스템을 가진 로켓 모터의 개발에 유용하게 이용될 수 있다.

2. TCO 포트 크기 변화에 따른 역추력 경향 분석 및 성능 설계 기법

2.1 포트 크기에 따른 추력 경향 분석

유도무기에 적합한 추력중단 시스템을 설계하기 위해서는 포트의 면적을 결정하는 일이 선행되어야 한다. 고체 로켓의 성능 설계에서 포트 면적은 주 노즐의 목면적이 결정된 후에 정해지며, 포트의 개방시 로켓 모터의 에너지 총량이 변하지 않은 상태에서 에너지가 분출되는 면적이 변하게 되므로, 포트의 면적은 모터의 내부 압력과 추력에 모두 영향을 미치게 된다. 포트 면적과 압력 및 역추력의 관계는 다음과 같은 해석적 방법을 이용하여 구할 수 있다.

노즐의 추력은 식 (1)과 같이 간략화 되며, 추력계수 C_F는 식(2)와 같이 표현된다.[1]

$$F = C_F' P_1 A_t + p_3 A_2 \tag{1}$$

$$C_F' = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1}\left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/(k-1)}\left[1-\left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{(k-1)/k}\right]} + \frac{p_2}{p_1}\frac{A_2}{A_t} \tag{2}$$

여기서, 1은 연소실, t는 노즐목, 2는 노즐출구, 3은 외부공기의 상태를 각각 의미하며, k는 비열비, P는 압력, A는 면적을 의미한다.

주노즐의 경우, 대기압이 일정하다면 추력은 압력에 선형적 비례 관계를 가진다. 반면, TCO 포트 면적의 변화는 로켓 모터 내부의 압력 변화를 수반하기 때문에 포트에 의한 추력은 압력에 선형적으로 비례하는 함수로 생각할 수 없다. 고체 추진기관의 정상상태 연소를 가정한 분석방법을 사용하면, TCO 시스템을 장착한 모터의 역추력은 다음 식으로 표현된다.

$$F_{rev} = F_{tco} - F_{noz} = K_1 P_1^n - K_2 P_1 - K_3 P_1^{(n-1)} + p_3\{A_{t,noz} + A_{2,noz}\} \tag{3}$$

여기서, K_1, K_2, K_3는 각각, 주노즐 및 TCO 포트의 진공추력계수를 포함한 상수이다.

국방과학연구소에서 기 개발된 HTPB 계열 특정 추진제의 특성치와 일반적인 로켓 모터의 추력계수 등을 사용하면, 그림 1과 같은 형태의 압력과 역추력의 관계를 관찰할 수 있다.

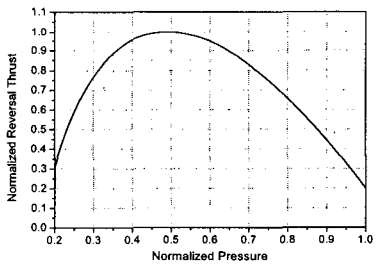


Fig. 1 Relation between pressure and thrust (n=0.53, C_F' = 1.8)

그림에서 보는 바와 같이 역추력이 최대가 되는 TCO 포트의 면적이 존재하는 것을 해석적 방법을 통해 확인할 수 있다.

2.2 TCO 성능 설계

2.1절에서 해석적 방법을 통해 역추력이 최대가 되는 TCO 포트의 면적이 존재함을 알 수 있었으나, 실제 포트의 크기를 정하기 위해서는 좀 더 정밀한 방법에 의한 성능 예측 및 분석이 필요하다. 이를 위해 일반적인 고체 로켓의 성능

예측에 사용되는 다음의 상미분 방정식 형태의 질량, 에너지 보존 방정식을 4차 Runge-Kutta 방법을 사용하여 수치적으로 해석하는 방법을 사용할 수 있다.

$$\frac{d\rho}{dt} = \left(\dot{m}_{burn} - \dot{m}_{noz} - \dot{m}_{tco} - \rho A_b r_b\right)/V \quad (4)$$

$$\frac{dp}{dt} = \left(\gamma R T_f \dot{m}_{burn} - \gamma RT\left(\dot{m}_{noz} + \dot{m}_{tco}\right) - A_b r_b p\right)/V \quad (5)$$

$$\frac{dV}{dt} = A_b r_b \quad (6)$$

$$A_{t.tco} = C_C A_{port} \quad (7)$$

여기서, A_b는 추진제 연소면적, r_b는 연소속도로서 $r_b = de/dt$로 표현되며(e는 추진제의 연소거리), V는 추진기관 내 동공의 부피, $\dot{m}_{burn}$은 발생하는 연소가스의 질량유량을 의미하고, 하첨자 noz는 주 노즐, tco는 TCO 포트를 의미한다.
위 식들을 사용하여 로켓 모터의 성능을 설계할 경우, 지상연소시험을 통해서는 추진기관의 압력 및 추력과 시간에 관한 결과만을 얻을 수 있기 때문에 포트 성능에 관련된 계수 중, 1개는 임의로 결정하여야 한다. 따라서 본 연구에서는 수축계수 C_C를 수치해석을 통해 찾아내어 사용하였다.

2.3 시험용 추진기관

2.1절과 2.2절에서 고찰한 최대 역추력 발생점과 성능계수들은 지상연소시험을 통하여 확인할 수 있다. 본 연구에서 사용한 검증용 로켓 모터는 그림 2에서 보는 바와 같다. 포트 크기에 따른 추력경향을 분석할 수 있도록 A,B,C,D(각각 38.8,46.0,53.3,60.6mm)의 4가지 서로 다른 크기의 포트를 설계하여 시험하였다.[10]

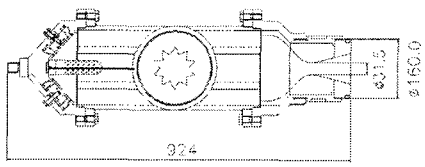


Fig. 2 Schematic of test motor

2.4 수치해석을 이용한 수축계수 도출

수축계수를 구하기 위하여 2.3절에서 정의된 시험용 모터의 형상을 이용하여, 2차원 축대칭 유동해석을 수행하였다. 해석은 Fluent v.5.3의 2차원 축대칭 2차 upwind solver를 사용하였으며, 표준 $k-\varepsilon$ 난류모델을 이용하였다. 계산의 초기조건 및 경계조건은 모터 설계 압력과 추진제 연소 특성값을 사용하였으며, 해석 결과는 다음과 같이 수축계수를 정의함으로써 표현할 수 있다.

$$C_C = \frac{A_{effective}}{A_{tco}} = \frac{\dot{m}_{CFD}}{\dot{m}_{ideal}} \quad (8)$$

계산된 결과는 표 1과 같이 나타난다.

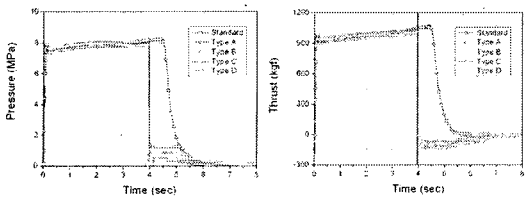
Table 1 Contraction coefficient by CFD

Type	C_C
A	0.852
B	0.854
C	0.850
D	0.857

이로부터 수축계수가 평균적으로 0.853 근처의 값임을 알 수 있으며 이는 참고문헌 [2]과 [3]의 결과(0.8~0.85)와 유사한 값을 보여주고 있다. 또한 포트 크기와 수축계수는 큰 상관관계가 없는 것으로 관찰되었다.

3. 지상 연소 시험을 통한 역추력 경향과 성능계수 도출

시험용 모터의 지상연소시험 결과 얻어진 압력 추력 선도는 각각 그림 3과 같으며, 비교를 위하여 모든 시험에서 4초에 TCO가 작동하도록 하였다. 지상연소시험은 각 타입별로 2회 실시하였으며, TCO port를 작동시키지 않은 표준형 모터 시험을 1회 실시하였다.



a) Pressure-time b) Thrust-time

Fig. 3 G/T results

그림에서 보는 바와 같이 TCO가 작동한 후, 연소실 압력은 급격히 떨어지며 역방향의 추력이 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 분석을 구해진 역추력을 각 타입별로 다시 산술 평균하여 대푯값을 정한 후 그려보면 아래 그림 4와 같다.

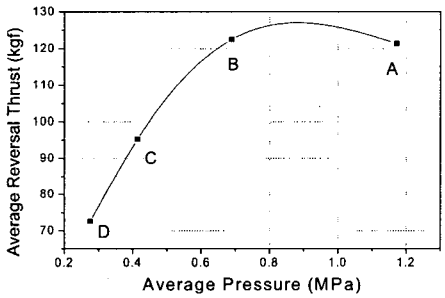


Fig.4 Relation between average thrust and pressure

이 그림에 의하면 2.1절에서 논하였던 바와 같이 연소실 압력 변화에 따라 역방향 추력의 최대점이 존재하는 것을 확인할 수 있으며, A와 B type 사이에 최대점이 존재한다는 것을 알 수 있다.

또한 연소시험 데이터를 2.2절에서 제시한 방법으로 분석하여 표2와 같은 보정계수를 얻을 수 있었다. 여기서 연소시험 결과를 분석할 때 수축계수는 2.4절의 해석결과를 이용하였다.

Table 2 Performance correction coefficients of test motors

type	η_{Ftco}	η_{Dtco}	η_{rbtco}	Cc
A	0.99	1.0	1.07	0.852
B	0.96	1.0	1.05	0.854
C	0.98	1.0	1.06	0.850
D	0.98	1.0	1.07	0.857

분석 결과에 의하면, TCO 포트의 추력보정계수는 0.96~0.99 사이의 값을 가지고 있는 것을 알 수 있으며, 질량유량 보정계수는 1.0의 값을 유지하고 있는 것을 관찰할 수 있다. 일반적으로 η_D의 경우, 1.0 이상의 값을 갖게 된다.[1] 그러나, TCO 포트의 경우, 팽창부가 없는 노즐에 해당하므로 1.0 이상의 값을 가질 가능성이 작다. 또한 추력의 손실도 팽창부에서 발생하는 노즐 충격파 등의 현상이 없으므로 가능한 큰 값을 가지게 될 것이다. 이와 같이 추진기관의 지상연소시험 결과가 물리적으로 타당한 값으로 나타났다는 것은 수치해석으로 예측된 포트의 수축계수가 적절하다는 사실의 반증이 될 수 있다. 이는 수축계수가 질량유량 및 추력 모두에 동일한 비율로 적용되기 때문이다.

참 고 문 헌

1. G.P.Sutton, *Rocket Propulsion Elements, 7th Edition*, Wiley-Interscience, 2004
2. D.L.Badal and B.N. Vincent, "Thrust Termination Analysis Utilizing Aluminized Solid Propellant Rocket Fuel," Journal of Spacecraft and Rockets, vol.7, no.9, 1970, pp.1125-1126.
3. T.C.Bruce and T.H.Rytting, "The Analysis of Thrust Reversal Performance," AIAA 83-1316, AIAA/SAE/ASME 19th Joint Propulsion Conference, Seattle, Washington, June 27-29, 1983
4. Huang-Wei and Chen Cuangnan, "A one-dimensional unsteady flow model in thrust termination," Journal of Solid Rocket Technology, vol.19, no.74, 1996, pp.12-16