

## 論文

## 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 시험 분석을 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), 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 단 분리를 위하여 추력조절용 특수장치를 필요로 한

다. 이와 같은 추력 크기 조절 장치를 통틀어 TCO(thrust cut-off) 시스템이라 칭한다. 이미 언급한 바와 같이 TCO의 목적은 첫째 유도무기의 사거리를 조절하기 위하여 최대 사거리 이전에 탄두 혹은 payload를 분리시킬 때, 둘째 다단 로켓에서 단 분리시 후방체와 전방체의 충돌을 방지하기 위하여, 셋째 비상안전조치로 비행을 중단해야 할 경우나 시험비행 중인 비행체가 비행시험장의 안전영역을 벗어났을 때 사용하고자 하는 것이 주목적이다. TCO는 일반적으로 로켓모터의 전방부에 구멍을 내어 이를 개방함으로써 주 추력의 반대방향으로 추력을 발생시켜 순추력이 음이 되도록 하는 역추력(thrust reversal) 방식과 추진제의 연소를 중단시킴으로서 추력을 중화(neutralizing)시키는 개념의 연소중단(thrust termination) 방식

† 2005년 11월 14일 접수 ~ 2006년 3월 20일 심사완료

\* 정회원, 국방과학연구소

연락처, E-mail : hpolaris@hanmail.net,

대전시 유성구 유성우체국 사서함 35-5

이 있다[1,2].

로켓 모터의 TCO 성능 예측 및 설계방법에 관하여 선진국에서는 이미 70년대부터 많은 연구가 진행되었으며[3-5], 공압시험 등을 이용한 좀더 정밀한 성능 예측 방법도 시도되었다[5-9]. 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.

## II. 본 론

### 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  $C_F$ 는 식(2)와 같이 표현된다[1].

$$F = C_F' P_1 A_t + p_3 A_2 \quad (1)$$

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

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

주노즐의 경우, 진공 추력계수  $C_F'$ 는 노즐 형상과 연소가스의 물성에 의해 결정되는 값으로 노즐의 형상이 일정하면, TCO 작동구간에서 가스물성치의 큰 변화가 없으므로 상수로 가정할 수 있다. 또한 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. TCO 포트는 노즐의 팽창부에 해당하는 부분이 존재하지 않으므로  $A_{2,tco} \sim A_{t,tco}$ 이며, 초킹되었을 때 출구압력도 목에서의 압력과 비슷한 값을 갖게 될 것이므로, 포트 면적 변화에 따른 로켓 모터의 압력 변화에 대해  $\frac{p_{2,tco}}{p_1}$  과

$\frac{A_{2,tco}}{A_{t,tco}}$ 는 일정한 값을 갖게 될 것이다. 따라서 포트의 진공 추력계수 또한 식(2)에 의해 일정한 값을 갖는다고 할 수 있다.

다음으로 정상상태의 연소를 가정하고 추진제 그레인의 연소면적과 추진제의 연소특성이 일정한 경우, 압력은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$P_1 = K (A_{t,noz} + A_{t,tco})^{-1/(1-n)} \quad (3)$$

여기서, K는 추진기관이 가지는 고유의 상수이다. 따라서 TCO 포트에 의해 발생하는 추력은 다음과 같은 관계식으로 간략하게 표현된다.

$$F_{tco} = K_1 P_1^n - C_{F,tco}' A_{t,noz} P_1 - p_3 P_1^{(n-1)} K^{(1-n)} + p_3 A_{t,noz} \quad (4)$$

여기서,  $K_1$ 은 다음과 같다.

$$K_1 = C_{F,tco} K^{1-n} \quad (5)$$

따라서 TCO 시스템을 장착한 모터의 역추력은 다음 식으로 표현된다.

$$F_{rev} = F_{tco} - F_{noz} = K_1 P_1^n - K_2 P_1 - K_3 P_1^{(n-1)} + p_3 \{A_{t,noz} + A_{2,noz}\} \quad (6)$$

여기서,  $K_2$ 와  $K_3$ 는 각각 다음과 같다.

$$K_2 = (C_{F,tco}' + C_{F,noz}') A_{t,noz} \quad (7)$$

$$K_3 = p_3 K^{(1-n)} \quad (8)$$

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

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

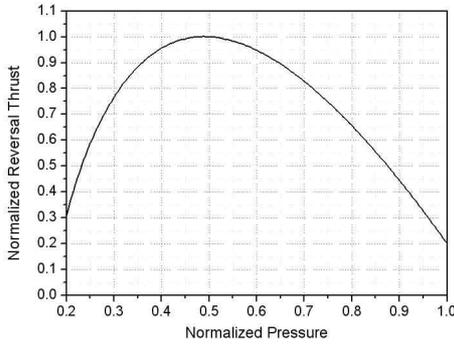


그림 1. 임의 추진기관의 압력과 역추력 관계 (n=0.53, C<sub>F</sub>'= 1.8)

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 좀더 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.

$$\frac{d\rho}{dt} = (\dot{m}_{burn} - \dot{m}_{noz} - \dot{m}_{tco} - \rho A_b r_b) / V \tag{9}$$

$$\frac{dp}{dt} = (\gamma RT_f \dot{m}_{burn} - \gamma RT(m_{noz} + \dot{m}_{tco}) - A_b r_b p) / V \tag{10}$$

$$\frac{dV}{dt} = A_b r_b \tag{11}$$

$$\dot{m}_{noz} = \eta_{D,noz} C_{D,noz} p_1 A_{t,noz} \tag{12}$$

$$\dot{m}_{tco} = \eta_{D,tco} C_{D,tco} p_1 A_{t,tco} \tag{13}$$

$$\dot{m}_{burn} = \rho_p A_b \eta_{rb} r_b \tag{14}$$

$$A_{t,tco} = C_C A_{port} \tag{15}$$

$$F_{noz} = \eta_{F,noz} C_{F,noz} p_1 A_{t,noz} \tag{16}$$

$$F_{tco} = \eta_{F,tco} C_{F,tco} p_1 A_{t,tco} \cos\beta \tag{17}$$

$$F_{rev} = F_{noz} - F_{tco} \tag{18}$$

여기서, A<sub>b</sub>는 추진제 연소면적, r<sub>b</sub>는 연소속도로서 r<sub>b</sub>=de/dt로 표현되며(e는 추진제의 연소거리), V는 추진기관 내 동공의 부피, m<sub>burn</sub>은 발생하는 연소가스의 질량유량을 의미하고, 하첨자

noz는 주 노즐의 상태, tco는 TCO 포트의 상태를 의미한다.

위 식들을 사용하여 로켓 모터의 성능을 설계할 경우, 일반적으로 3개의 보정계수(질량유량 보정계수 η<sub>D</sub>, 추력 보정 계수 η<sub>F</sub>, 연소속도 보정 계수 η<sub>rb</sub>)를 사용하게 되는데, 이들 계수들은 지상연소시험의 분석을 통해 획득하게 된다. 보정 계수들은 주로 노즐의 형상, 연소 압력 등에 의존하기 때문에 TCO 시스템을 장착한 추진기관의 경우, 노즐에 대한 보정계수 외에 포트에 의한 보정계수가 추가로 필요하게 된다. 따라서 실험적으로 결정되어야 하는 계수는 7개(η<sub>D,noz</sub>, η<sub>D,tco</sub>, η<sub>F,noz</sub>, η<sub>F,tco</sub>, C<sub>C</sub>, η<sub>rb,high</sub>, η<sub>rb,low</sub>-여기서 low, high는 각각 저압과 고압상태를 의미함)이며, 이들 중 주 노즐에 해당하는 값은 모터 단독 시험으로 알아낼 수 있으므로 포트에 해당하는 값을 알아내야 한다. 그러나 지상연소시험을 통해서 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<sub>C</sub>를 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 같이 중성 추력(neutral thrust) 성능을 갖도록 별(star) 형상의 한쪽 면을

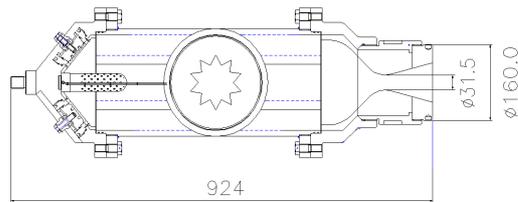


그림 2. 시험용 추진기관 단면도

표 1. 시험용 모터의 TCO 포트 (주 노즐 직경 : 31.5mm)

구분	TCO 포트직경
A	38.8 mm
B	46.0 mm
C	53.3 mm
D	60.6 mm

inhibiting한 추진제 그레이를 갖고 노즐 중심축에 대해 40° 경사진 TCO 포트를 2개 장착하고 있다. 포트 크기에 따른 추력경향을 분석할 수 있도록 4가지 서로 다른 크기의 포트를 설계하여 시험하였으며 포트의 치수가 표 1에 요약되어 있다[10].

**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  $k-\epsilon$  난류모델을 이용하였다[11]. 계산의 초기조건 및 경계조건은 모터 설계 압력과 추진제 연소 특성값을 사용하였으며, 그림 3은 각 포트 크기별 계산 결과에 대한 마하수 분포를 보여주고 있다.

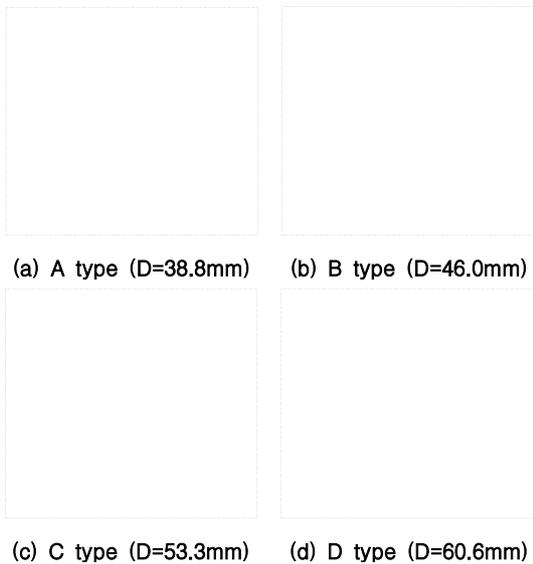


그림 3. 시험모터 포트에서의 마하수 분포 ( $P_1 = 1500 \text{ psia}$ ,  $T_1 = 2880 \text{ K}$ ,  $k = 1.11$ )

유동은 노즐에서 쇼킹되지만 날카로운 모서리를 지닌 노즐이기 때문에 유입부에서 유동박리가 일어나는 것을 관찰할 수 있고, 이로 인해 유동의 박리가 발생하여 유효 목면적은 감소하게 된다. 이는 다음과 같이 수축계수를 정의함으로써 표현할 수 있다.

$$C_C = \frac{A_{effective}}{A_{tco}} = \frac{\dot{m}_{CFD}}{\dot{m}_{ideal}} \quad (19)$$

계산된 결과는 표 2와 같이 나타난다.

**표 2. 포트 종류에 따라 계산된 수축계수**

Type	$C_C$
A	0.852
B	0.854
C	0.850
D	0.857

이로부터 수축계수가 평균적으로 0.853 근처의 값을 알 수 있으며 이는 참고문헌[3]과 [5]의 결과(0.8~0.85)와 유사한 값을 보여주고 있다. 또한 포트 크기와 수축계수는 큰 상관관계가 없는 것으로 관찰되었다.

**2.5 연소시험을 통한 TCO 성능분석**

그림 4는 연소시험을 위해 시험대에 장착된 시험용 로켓 모터를 보여주며 그림 5-6은 TCO 작동 전후 모터의 화염형상을 보여주고 있다.

시험용 모터의 지상연소시험 결과 얻어진 압력 추력 선도는 각각 그림 7-8과 같으며, 비교를 위하여 모든 시험에서 4초에 TCO가 작동하도록 하였다. 지상연소시험은 각 타입별로 2회 실시하였으며, TCO port를 작동시키지 않은 표준형 모터 시험을 1회 실시하였다.

그림에서 보는 바와 같이 TCO가 작동한 후, 연소실 압력은 급격히 떨어지며 역방향의 추력이



그림 4. 시험모터의 형상



그림 5. TCO 포트 개방전 주노즐의 화염형상



그림 6. TCO 포트 개방후 TCO 포트와 주노즐의 화염형상

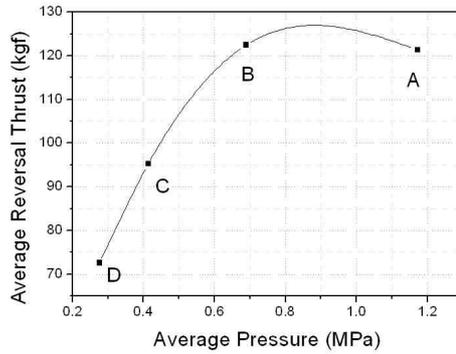


그림 9. 포트별 평균 압력-추력 선도

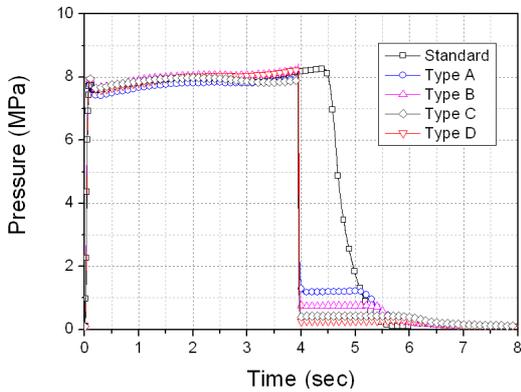


그림 7. 시험모터의 압력-시간 선도

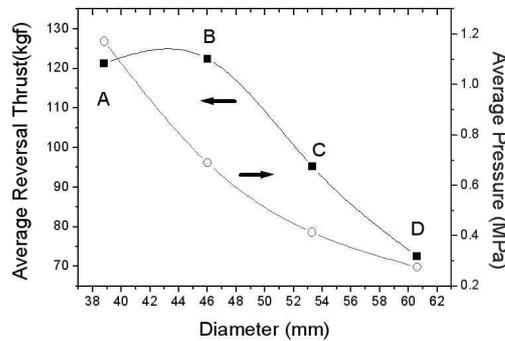


그림 10. 포트 크기에 따른 압력과 역추력 관계

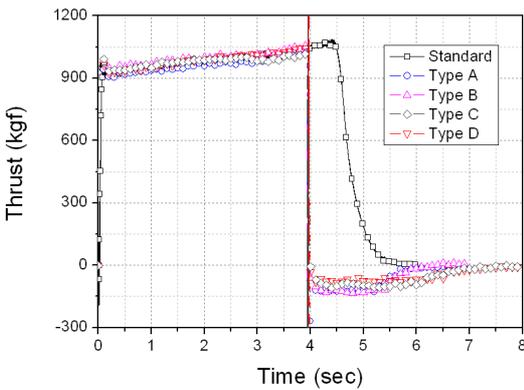


그림 8. 시험모터의 추력-시간 선도

발생하는 것을 관찰할 수 있다. 모든 시험 모터에 대해 지속적인 역추력이 발생하는 4.2초에서 4.6초 구간의 추력을 적분하여 평균 역추력을 정의하였고 이에 따라 구해진 역추력을 각 타입별로 다시 산술 평균하여 대푯값을 정한 후 그려보면 아래 그림 9와 같다.

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. 아래 그림 10에서는 포트크기와 압력, 추력의 관계를 관찰할 수 있다. 포트 크기가 커지면 압력이 감소되며 역방향 추력을 증가시키지만, 일정 크기 이상이 되면 오히려 역방향 추력을 감소시키는 효과를 나타낸다.

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

표 3. 시험 모터의 성능보정계수

포트 type	$\eta_{Ftco}$	$\eta_{Dtco}$	$\eta_{rbtco}$	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. 이는 포트의 노즐 특성에 기인한 것으로 판단된다. 일반적으로 질량유량 보정계수의 경우, 1.0 이상의 값을 갖게 되는데 이는 주로 노즐 팽창부에서 일어나는 가스의 비열비, 분자량과 같은 상태 변화나 노즐로의 열전달에 기인한다[1]. TCO 포트의 경우, 팽창부가 없는 노즐에 해당하므로 이러한 현상의 영향이 적다고 볼 수 있다. 또한 추력의 손실도 팽창부에서 발생하는 노즐 충격파와 같은 현상에 기인하는 바가 크다. 따라서 비교적 추력 보정계수의 값이 크게 나타나는 것도 물리적으로 타당하다고 할 수 있다. 이와 같이 추진기관의 지상연소시험 결과가 물리적으로 타당한 값으로 나타났다는 것은 수치해석으로 예측된 포트의 수축계수가 적절하다는 사실의 반증이 될 수 있다. 이는 식(13)과 식(17)에서 볼 수 있듯이 수축계수가 질량유량 및 추력 모두에 동일한 비율로 적용되기 때문이다.

### III. 결 론

TCO 시스템을 장착한 로켓 모터의 추력 특성 및 설계에 필요한 보정계수들을 해석적, 수치적, 실험적 방법을 통하여 고찰하였으며, 그 결과 다음 결론을 얻을 수 있었다.

- 1) 포트의 크기는 TCO 작동 후 추진기관 연소실 압력과 관련이 있고, 최대의 역방향 추력을 나타내는 포트 크기가 존재하며, 이를 시험용 모터의 연소시험을 통하여 확인하였다.
- 2) 로켓 모터의 성능 및 포트의 설계를 위해 보존 방정식을 이용한 방법을 제시하였으며, 수축계수의 경우, 수치적 해석을 사용하여 0.85 근처의 값을 얻을 있었다.
- 3) 연소시험 결과, 추력보정계수 및 질량 유량 보정계수의 경우, 각각 0.97, 1.0의 값을 얻을 수 있었으며, 이 값은 물리적으로 타당하므로 수축계수 또한 적절한 값이라는 것을 알 수 있었다.

### 참고문헌

- 1) G.P.Sutton, *Rocket Propulsion Elements, 7th Edition*, Wiley-Interscience, 2004.
- 2) Y.M.Timnat, *Advanced Chemical Rocket Propulsion*, Academic Press, 1987.
- 3) 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.
- 4) J.J.Buchman and A.S.Sternfeld, "Analysis of problems related to thrust reversal in solid propellant motors", *AIAA 72-1110, AIAA/SAE 8th Joint Propulsion Specialist Conference*, New Orleans, Louisiana, Nov. 29-Dec. 1, 1972.
- 5) 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.
- 6) Sharad Naik and Charlie Chiarelli, "2-D Nozzle Thrust Reverser Tests", *AIAA 88-3028, AIAA/ASME/SAE/ASEE 24th Joint Propulsion conference*, Boston, Massachusetts, July 11-13, 1980.
- 7) R.J.Re and M.L.Mason, "Port Geometry Effects on Thrust Reverser Static Performance", *AIAA 85-1345, AIAA/SAE/ASME/ASEE 21st Joint Propulsion Conference*, Monterey California, July 8-10, 1985.
- 8) Huang-Jianding, "Technique of thrust termination with reversal nozzle for solid rocket motors", *Journal of Aerospace Power*, vol.2, April, 1987, pp.141-146
- 9) 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.
- 10) 황용석, 윤명원, "S-모터를 이용한 대잠 추진기관의 TCO 설계", *TEDC-521-010902, 국방과학연구소 기술보고서*, 2001.
- 11) Fluent Inc., *Fluent v.5.3 User's Guide*, 2001.