

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2020.24.4.001>

## 단일연소관 이중추력 로켓모터의 내탄도성능 분석법 연구

권혁민<sup>a,\*</sup>

# Study on Internal Ballistic Performance Analysis for Single-chamber Dual-thrust Rocket Motors

Hyeokmin Kwon<sup>a,\*</sup>

<sup>a</sup>The 4<sup>th</sup> R&D Institute - 1<sup>st</sup> Directorate, Agency for Defense Development, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [kwonhyeokmin@add.re.kr](mailto:kwonhyeokmin@add.re.kr)

### ABSTRACT

In this study, study on the internal ballistic analysis method for single-chamber dual-thrust rocket motors meeting a dual-thrust profile requirement by tailoring the grain burning area is presented. The analysis method, which can acquire variables required for the performance prediction, considering gradual change of burning rate correction factor and specific impulse in the transition phase, is proposed. Improvements compared to the analysis method in the previous study, which do not consider change in the transition phase, are verified through comparison between the newly proposed method and the method in the previous study. Internal ballistic variables are obtained for four different ground firing test conditions using the proposed method, and the performance prediction for each condition is conducted using these variables. These prediction results and the ground test data are in good agreement, so it is confirmed that the performance prediction of dual-thrust motors with same design geometries based on the proposed analysis method is available.

### 초 록

본 연구에서는 추진제 연소면적을 조절하여 이중추력 프로파일을 구현하는 단일연소관 이중추력 로켓모터의 내탄도성능 분석 방법을 제시한다. 천이 구간에서의 연소속도 보정계수 및 비추력의 점진적 변화를 고려하며 성능 예측에 필요한 변수를 획득할 수 있는 분석법을 제시하고, 해당 분석법을 적용한 결과와 천이 구간 내 변화를 고려하지 않는, 기존 연구의 분석법을 적용한 결과를 비교함으로써 새로 제시하는 분석법에서 개선된 부분을 확인한다. 추진제 초기 온도 또는 배치 조건이 다른 네 가지의 시험 조건에 대하여 제시하는 분석법을 이용해 내탄도 변수를 획득하고, 이를 이용하여 각 시험 조건 별로 성능 예측을 수행한다. 해당 예측 결과는 실제 연소시험 결과와 잘 일치하며, 따라서 본 연구의 분석법을 기반으로 설계 형상이 동일한 이중추력 모터의 성능 예측이 가능함을 확인할 수 있다.

Key Words: Dual-thrust Rocket Motor(이중추력 로켓모터), Internal Ballistic Performance(내탄도성능), Transition Phase(천이 구간), Burning Rate(연소속도), Specific Impulse(비추력)

Received 2 May 2020 / Revised 25 June 2020 / Accepted 28 June 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

## Nomenclature

$A_b$	: Burning area	$T_s$	: Strand burner temperature
$A_e$	: Nozzle exit area	$t$	: Time
$A_t$	: Nozzle throat area	$t_b$	: Burning end time
$a$	: Burning rate constant	$t_{bw}$	: Boost web time
$a_s$	: Strand burning rate constant	$t_H$	: Time at $P_{c,H}$ after boost web
$a_{th}$	: Theoretical burning rate constant	$t_i$	: Burning start time
$C_D$	: Discharge coefficient	$t_L$	: Time at $P_{c,L}$ after boost web
$C_{D,th}$	: Theoretical discharge coefficient	$t_{sw}$	: Sustain web time
$C_F$	: Thrust coefficient	$t^+$	: Reference time regarding $I_{sp}^+$
$C_{F,v}$	: Vacuum thrust coefficient	$W_p$	: Loaded propellant weight
$C_{F,v,th}^*$	: Theoretical vacuum thrust coefficient	$W_{p,t}$	: Propellant weight in transition phase
$c_z$	: Nozzle throat erosion coefficient	$web$	: Web distance
$c_{th}^*$	: Theoretical characteristic velocity	$web_{bw}$	: Boost web distance
$D_t$	: Nozzle throat diameter	$web_{sw}$	: Sustain web distance
$D_{t,f}$	: Nozzle throat diameter after burning	$\eta_D$	: Discharge correction factor
$D_{t,i}$	: Nozzle throat diameter before burning	$\eta_F$	: Thrust correction factor
$F$	: Thrust	$\eta_{rb}$	: Burning rate correction factor
$g$	: Gravitational acceleration	$\eta_{rb,b}$	: Boost burning rate correction factor
$I_{sp}$	: Specific impulse	$\eta_{rb,s}$	: Sustain burning rate correction factor
$I_{sp,b}$	: Boost specific impulse	$\lambda$	: Divergence correction factor
$I_{sp,s}$	: Sustain specific impulse	$\rho_p$	: Propellant density
$I_{sp}^+$	: Reference specific impulse	$\sigma_p$	: Temperature sensitivity of burning rate
$\dot{m}$	: Mass flow rate		
$\dot{m}_D$	: Discharged mass flow rate		
$\dot{m}_g$	: Generated mass flow rate		
$n$	: Burning rate exponent		
$P_a$	: Ambient pressure		
$P_c$	: Chamber pressure		
$P_{c,bw}$	: Boost web pressure		
$P_{c,H}$	: 0.9 times boost web pressure		
$P_{c,L}$	: 1.1 times sustain web pressure		
$P_{c,sw}$	: Sustain web pressure		
$P_c^+$	: Reference pressure regarding $I_{sp}^+$		
$P_c^*$	: Pressure where $a$ & $n$ change		
$r_b$	: Burning rate		
$T_{g,i}$	: Propellant grain initial temperature		

## 1. 서 론

고체 로켓모터는 발사 전 대기 시간이 없고 단시간 내에 큰 추력을 제공할 수 있다는 장점이 있으나 추력 크기 조절 측면에서는 많은 제약이 있다. 그러나 고체 로켓모터에도 임무 형태에 따라 임무 중 일정 수준 이상의 추력 크기 조절이 요구되고, 이러한 추력 프로파일 요구조건 중의 한 예로 Fig. 1과 같은 이중추력 프로파일(Dual-thrust Profile)이 있다[1]. Fig. 1의 이중추력 프로파일을 보면 전체 연소 구간은 단시간 내 큰 추력을 제공하는 부스트 구간(Boost Phase), 비교적 오랜 시간 동안 작은 추력을 제공하는 서스테인 구간(Sustain Phase), 그리고 부스트 구간에서 서스테인 구간으로 변경되는 천이 구간(Transition Phase)으로 나뉜다.

Fig. 1과 같은 추력 프로파일을 갖는 로켓모터를 이중추력 로켓모터(Dual-thrust Rocket Motor)라 한다. 이중추력 로켓모터는 분리형과 비분리형으로 구분되며, 비분리형은 다시 단일연소관형과 이중노즐형으로 구분된다[2-3].

단일연소관 이중추력 로켓모터는 하나의 연소관과 하나의 노즐로 구성되며, 이중추력 프로파일을 구현하기 위해 연소속도가 다른 두 가지 추진제를 적용할 수도 있고, 추진제그레인의 연소면적을 조절할 수도 있다.

단일연소관 이중추력 모터는 분리형 이중추력 모터와 비교할 때 분리를 위한 부수장치가 필요하지 않아 구조가 간단하고 신뢰도가 높다는 장점이 있으나, 부스트 구간 이후에도 부수적인 무게를 계속 운반해야 하는 단점이 있어 중소형의 로켓모터에 주로 적용된다.

단일연소관 이중추력 모터에 대한 연구는 이중추진제를 적용한 모터에 대한 연구[2,4,5]와 연소면적을 조절한 모터에 대한 연구[5-10]가 함께 이루어져 왔으며, 국내에서 연소면적을 조절한 방식의 이중추력 로켓모터가 개발된 바 있다[11].

고체 로켓모터의 내탄도성능 예측기법은 지배방정식을 수치적으로 풀면서 접근하는 수치해석적 접근 방법과 이론 및 실험 결과에 근거하여 접근하는 반실험적 접근 방법(Semi-empirical Approach)으로 나눌 수 있다[12]. 후자의 방법에서는 이론 모델링과 실제 현상의 차이를 보정해주는 내탄도성능 보정계수가 필요하며, 이러한 보정계수는 일반적으로 로켓모터의 지상연소시험(Ground Firing Test, GT) 결과로부터 얻는다.

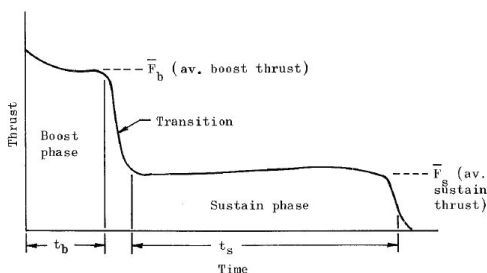


Fig. 1 Dual-thrust profile[1].

반실험적 접근법을 통한 이중추력 모터의 내탄도성능 예측에 대한 기존 연구[6]에서는 부스트 구간과 서스테인 구간에 연소속도에 대한 보정계수를 다르게 적용해야 할 필요가 있다고 보고, 전체 연소 구간을 천이 구간 내 임의의 시점을 기준으로 부스트, 서스테인 두 구간으로 나누고, 각 구간별로 분석하여 구한 연소속도 보정계수를 적용해 내탄도성능 예측을 수행하였다. 예측 시에는 천이 구간에서 연소속도 보정계수가 선형적으로 변한다고 가정하였다.

본 연구에서는 한 가지 추진제로 연소면적의 조절을 통해 이중추력을 구현한 모터를 다루며, 반실험적 접근 방법을 통한 이중추력 모터의 내탄도성능 예측에 필요한 변수들을 지상연소시험 결과로부터 획득하는 방법을 제시하였다. 천이 구간 내 연소속도 보정계수 및 비추력의 점진적 변화를 고려하는 등 이중추력 모터의 지상연소시험 분석 방법을 상술한 기존 연구[6]에 언급된 수준보다 개선하였으며, 제시한 분석 방법을 바탕으로 여러 시험 조건에 대하여 예측한 결과가 실제 연소시험 결과와 잘 일치함을 확인하였다. 본 논문에서는 현재 개발 중인 로켓모터 제원에 대한 보안 유지를 위해 물리량을 모두 정규화(무차원화)한 값으로 나타내었으며, 각 물리량별로 임의의 기준값으로 나눠 정규화하였다.

## 2. 내탄도성능 분석법 개발

### 2.1 내탄도성능 계산 이론

본 연구에서는 기본적으로 이상 로켓 가정(Ideal Rocket Assumption)[13]을 바탕으로 내탄도성능을 계산하며, 연소 중 추진제 연소로 발생하는 연소가스 유량과 노즐을 통해 배출되는 연소가스 유량이 평형을 이룬다고 가정한다.

$$\dot{m} = \dot{m}_g = \dot{m}_D \quad (1)$$

$$\dot{m}_g = \rho_p A_b r_b \quad (2)$$

$$\dot{m}_D = C_D P_c A_t / g \quad (3)$$

로켓모터의 추력은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$F = C_F P_c A_t = C_{F,v} P_c A_t - P_a A_e \quad (4)$$

Eq. 3, 4에 나타낸 연소가스 유량과 모터 추력은 이상 로켓 가정을 바탕으로 이론적으로 계산할 수 있으나 이는 마찰, 열전달, 고상/액상 입자에 의한 손실 등 실제 연소 중 발생하는 다양한 물리현상을 고려하지 못하므로[13], 실제 값과 차이가 나게 된다. 이러한 차이를 보정하기 위해 유출 및 추력 보정계수를 적용하며, 연소가스 유량 및 모터 추력을 아래와 같이 다시 나타낼 수 있다[6].

$$\dot{m}_D = \eta_D C_{D,th} P_c A_t / g \quad (5)$$

$$F = \eta_F C_{F,v,th} P_c A_t - P_a A_e \quad (6)$$

고체 추진제의 연소속도는 스트랜드 버너(Strand Burner)에서 측정할 수 있지만, 스트랜드 버너와 실기형 모터 간 추진제 주위 유동, 추진제에 대한 기계적 하중, 추진제 내 입자 분포, 측방향 열손실 등의 차이로 인해 스트랜드 연소속도는 일반적으로 실기형 모터에서의 연소속도와 다르게 측정된다[14]. 스트랜드 버너와 실기형 모터 사이의 연소속도 차이를 보정하기 위해 연소속도 보정계수를 사용하며, 이를 바탕으로 추진제 연소속도를 아래와 같이 나타낼 수 있다[6].

$$r_b = a P_c^n = \eta_{rb} a_{th} P_c^n \quad (7)$$

$$a_{th} = a_s e^{\sigma_p(T_{si} - T_s)} \quad (8)$$

Eq. 1, 2, 5, 7을 정리하여 고체 로켓모터의 연소관 압력을 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$P_c = \left( \frac{\eta_{rb} a_{th} \rho_p A_b}{\eta_D C_{D,th} A_t / g} \right)^{\frac{1}{1-n}} \quad (9)$$

고체 로켓모터의 노즐목은 연소 중 삭마되어 연소 후 직경이 연소 전에 비해 넓어진다. 일반

적으로 노즐목 삭마율은 연소관 압력의 0.8승에 비례한다고 알려져 있으며[15], 이에 대한 비례상수로서 노즐목 삭마계수를 이용해 연소 중 노즐목 직경을 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$D_t = D_{t,i} + \int_{t_i}^t 2c_z P_c^{0.8} dt \quad (10)$$

Eq. 1~10을 이용하여 지상연소시험 결과로부터 연소속도 보정계수, 유출 보정계수, 추력 보정계수, 노즐목 삭마계수, 그리고 추진제 연소면적을 획득할 수 있으며, 이러한 변수들의 값을 알면 역으로 연소시험 결과 예측이 가능하다.

## 2.2 이중추력 로켓모터 내탄도성능 분석 방법론

본 절에서는 이중추력 로켓모터의 지상연소시험 결과(압력 및 추력 데이터)로부터 2.1절에서 설명한 내탄도성능 예측에 필요한 변수를 획득하는 방법을 제시한다. 본 분석법에서는 Fig. 2와 같이 부스트 웹(Boost Web) 및 서스테인 웹(Sustain Web)을 정의하며, 부스트 웹 이후 부스트 웹 압력의 0.9배( $P_{c,H}$ )에 도달하는 시점으로부터 서스테인 웹 압력의 1.1배( $P_{c,L}$ )에 도달하는 시점까지의 구간을 천이 구간으로 정의한다.

천이 구간에서는 연소관 압력이 크게 변하므로, 이에 따른 연소속도 상수 및 지수, 연소속도 보정계수의 변화와 함께 연소가스의 물성 변화 및 연소관 압력과 대기압 비의 변화에 따른 비추력 변화를 고려해야 한다.

Fig. 3은 이중추력 로켓모터의 추진제에 대하여 스트랜드 버너에서 측정된 연소속도를 나타낸 것이며, 모터 운용 압력 범위 내에서 특정 압력( $P_c^*$ )을 기준으로 연소속도 상수 및 지수가 변경되는 것을 확인할 수 있다.

실기형 모터의 연소속도는 스트랜드 연소속도와 다르며, 압력 변화가 크지 않은, 엄밀히 말하면 압력 변화가 평균값의  $\pm 15\%$  이내인, 부스트 및 서스테인 구간에서는 아래 식을 이용하여 평균 연소속도 및 연소속도 상수를 구할 수 있다[14]. 연소속도 보정계수는 Eq. 7을 통해 구한다.

$$\bar{r}_{b1-2} = \frac{[web]_1^2}{t_2 - t_1} \quad (11)$$

$$a = \bar{P}_c^n / \bar{r}_b \quad (12)$$

하지만 Eq. 11에서 서스테인 평균 연소속도를 구하기 위해 필요한 서스테인 구간의 웹 전진 거리는 분석 전 알 수 없기 때문에, 서스테인 연소속도 보정계수는 후술할 방법을 통해 천이 구간의 연소속도 보정계수와 함께 구해야 한다.

천이 구간에서는 압력 변화가 크고 연소속도 지수가 변하므로 Eq. 11, 12와 같이 평균 연소속도를 이용해 연소속도 상수 및 보정계수를 구하는 것은 부적절하며, 따라서 천이 구간 내 연소속도 보정계수의 변화를 고려해야 한다.

본 분석법에서는 천이 구간에서 연소속도 보정계수가 아래와 같이 압력에 대해 선형적으로 변화한다고 가정한다.

$$\eta_{rb} = \begin{cases} \frac{\eta_{rb,b} - \eta_{rb,s}}{P_{c,H} - P_{c,L}}(P_c - P_{c,L}) + \eta_{rb,s}, & t_H \leq t \leq t_L \\ \eta_{rb,s}, & \text{else} \end{cases} \quad (13)$$

Eq. 13에서 서스테인 연소속도 보정계수가 결정되면 천이 구간의 연소속도 보정계수 또한 결정되며, 서스테인 연소속도 보정계수는 아래 Eq. 14에 Eq. 13을 대입하면 구할 수 있다.

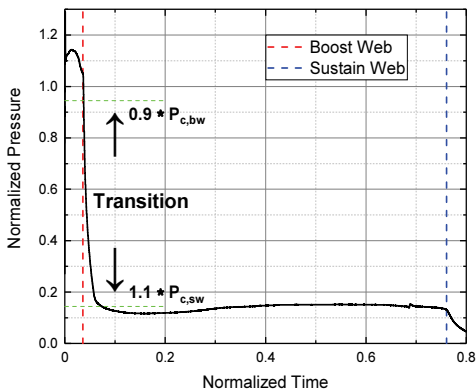


Fig. 2 Web and phase definition in the analysis of dual-thrust rocket motors.

$$web_{sw} - web_{bw} \quad (14)$$

$$= \eta_{rb,b} \int_{t_{bw}}^{t_{H}} a_{th} P_c^n dt + \eta_{rb,s} \int_{t_L}^{t_{sw}} a_{th} P_c^n dt + \int_{t_H}^{t_L} \eta_{rb} a_{th} P_c^n dt$$

앞서 언급한 바와 같이 이중추력 로켓모터의 비추력은 연소 중 변하며, 따라서 구간별 비추력을 구분해야 한다. 비추력 계산을 위해 구간별 추진제의 양을 계산해야 하며, 이는 Eq. 5를 이용하여 아래와 같이 구할 수 있다.

$$W_{p,1-2} = W_p \cdot \frac{\int_1^2 P_c A_t / c_{th}^* dt}{\int_{t_i}^{t_b} P_c A_t / c_{th}^* dt} \quad (15)$$

Eq. 15는 연소 중 유출 보정계수의 변화가 무시 가능하다고 가정하여 도출한 식이며, 여기서 이론 특성속도(Characteristic Velocity)는 NASA CEA 코드[16,17]를 이용하여 부스트 조건과 서스테인 조건 사이의 값을 구할 수 있다. 노즐목 직경은 Eq. 10을 이용해 구할 수 있으며 여기서 노즐목 삭마계수는 시험 전후 측정된 노즐목 직경을 이용하여 아래와 같이 구할 수 있다.

$$c_z = \frac{D_{t,f} - D_{t,i}}{2 \int_{t_i}^{t_b} P_c^{0.8} dt} \quad (16)$$

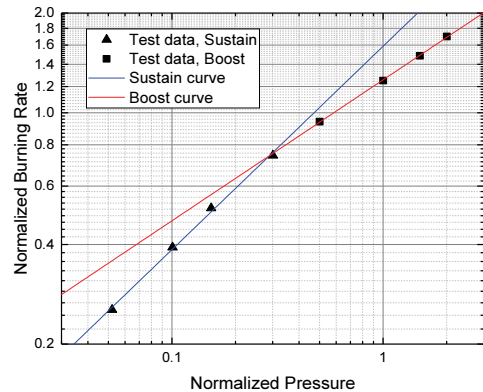


Fig. 3 Strand burner test data.

압력 변화가 크지 않은 부스트 구간과 서스테인 구간에서는 구간 내 비추력 변화를 무시하고, 아래와 같이 구간별 추진제 양과 역적을 이용해 해당 구간의 비추력을 구한다.

$$I_{sp,1-2} = \frac{\int_1^2 F dt}{W_{p,1-2}} \quad (17)$$

천이 구간에서는 연소관 압력 변화가 크므로 이에 따른 비추력 변화를 고려해야 한다. Eq. 5, 6을 통해 알 수 있듯이 이중추력 모터의 비추력은 천이 구간에서 연소가스 물성 변화 외에 연소관 압력과 대기압의 비에 의해 변하며 그 관계는 선형에 가까울 것으로 볼 수 있다.

상술한 내용을 바탕으로 본 분석법에서는 천이 구간 내 압력과 비추력의 관계를 압력의 역수에 대한 구간 선형 프로파일(Piece-wise Linear Profile)로 가정한다.  $P_{c,H}$ 와  $P_{c,L}$ 의 조화평균( $P_c^+$ )을 기준으로 천이 구간을 두 구간으로 나누며, 해당 기준 압력에서의 비추력( $I_{sp}^+$ )을 구하면 구간 선형 프로파일을 결정할 수 있다.

$$I_{sp} = \begin{cases} \frac{I_{sp,b} - I_{sp}^+}{P_{c,H}^{-1} - P_c^{+^{-1}}} \left( \frac{1}{P_c} - \frac{1}{P_c^+} \right) + I_{sp}^+, & t_H \leq t \leq t^+ \\ \frac{I_{sp,s} - I_{sp}^+}{P_{c,L}^{-1} - P_c^{+^{-1}}} \left( \frac{1}{P_c} - \frac{1}{P_c^+} \right) + I_{sp}^+, & t^+ \leq t \leq t_L \end{cases} \quad (18)$$

Eq. 15를 통해 천이 구간에서의 추진제 양을 구하고, 아래 Eq. 19에 Eq. 18을 대입하면 천이 구간에서의 추진제 양을 만족시킬 수 있는  $I_{sp}^+$ 를 구할 수 있다. 이 때  $I_{sp}^+$ 에 대한 방정식은 비선형 대수방정식이며, Newton-Raphson법을 이용하여 수치적으로 해를 구할 수 있다.

$$W_{p,t} = \int_{t_H}^{t_L} \frac{F}{I_{sp}} dt \quad (19)$$

추력 계수 및 유출 계수는 Eq. 20, 21과 같이 구할 수 있으며, 추력 및 유출 보정계수는 Eq.

5, 6을 이용하여 구한다. Eq. 6을 이용해 추력 보정계수를 구하는 데 필요한 이론 진공추력계수(Vacuum Thrust Coefficient) 또한 NASA CEA 코드[16,17]를 이용해 구할 수 있다.

$$C_F = \frac{F}{P_c A_t} \quad (20)$$

$$C_D = C_F / I_{sp} \quad (21)$$

추진제 연소면적은 Eq. 22를 이용하여 구한다.

$$A_b = \frac{\dot{m}}{r_b \rho_p} \quad (22)$$

상술한 분석 방법을 이용해 지상연소시험의 압력, 추력 데이터로부터 추력 보정계수, 유출 보정계수, 연소속도 보정계수, 노즐목 삭마계수, 연소면적을 획득할 수 있으며, 이를 이용하여 설계 형상이 동일한 모터의 다른 연소시험 결과를 예측할 수 있다.

연소시험 분석 결과를 이용한 내탄도성능 예측 시, 설계 형상이 동일하더라도 로켓모터마다 제작상의 공차가 존재하므로 추진제 연소속도, 추진제 밀도, 추진제 충전량, 노즐목 직경 등의 차이를 반영해야 한다. 특히 추진제 연소속도와 밀도는 혼합(Mixing) 공정을 수행하는 배치(Batch)에 따라 차이가 있다[18].

따라서 예측하고자 하는 시험 조건에 맞게 스트랜드 연소속도 상수 및 지수, 추진제 밀도, 추진제 충전량, 노즐목 직경, 추진제 초기 온도를 적용한다. 추력, 유출, 연소속도 보정계수 및 노즐목 삭마계수, 연소면적은 기존 시험에서 획득한 값을 바탕으로 대푯값(평균값 등)을 선정하여 적용하며 특히 연소면적은 선정한 값을 예측하려는 시험의 추진제 충전량에 맞게 보정하여 적용한다.

### 3. 지상연소시험 결과 분석 및 예측

#### 3.1 지상연소시험 조건 및 결과

동일한 설계도면 기준으로 제작된 4기의 이중

추력 로켓모터에 대하여 지상연소시험을 수행하였다. 해당 이중추력 로켓모터는 연소 중 연소면적의 변화를 구현하기 위하여 Fig. 4[19]와 같이 부스트 구간에 스타(Star) 그레인을 적용하고, 서스테인 구간에 끝단연소(End-burning) 그레인을 적용하였다.

시험별로 추진제 초기 온도를 달리하였으며 상온 조건의 시험 2회(Case A, B), 저온 조건 시험 1회(Case C), 고온 조건 시험 1회(Case D)를 수행하였다. Case A를 제외하고 Case B, C, D는 동일 배치이며 Case A~D 사이 추진제 밀도, 추진제 충전량, 노즐목 면적의 차이는 0.5% 이내이다.

배치별 스트랜드 연소속도 측정 결과는 Fig. 5와 같으며, 동일 압력 기준 부스트 조건에서 1% 수준의 차이, 서스테인 조건에서 2~3% 수준의

차이를 보임을 확인할 수 있다.

Fig. 6은 지상연소시험에서의 압력, 추력 측정 결과를 나타낸 것이다. 추진제 초기 온도에 따라, 또는 같은 온도 조건이어도 배치에 따라 평균 압력, 추력 및 연소시간에 차이가 있음을 확인할 수 있다.

3.2 내탄도성능 분석 방법에 따른 계산 결과 비교  
본 절에서는 하나의 시험 조건(Case A)에 대하여 기존 연구[6]에서의 분석 방법을 이용한 계산 결과와 본 연구에서 제시하는 분석 방법을 이용한 계산 결과를 비교한다. 편의상 부스트 구간과 서스테인 구간 사이 천이 구간 고려 여부에 따라 기존 연구[6]의 방법을 분리 분석(Separated Analysis, SA) 방법, 본 연구에서 제시하는 방법을 통합 분석(Integrated Analysis,

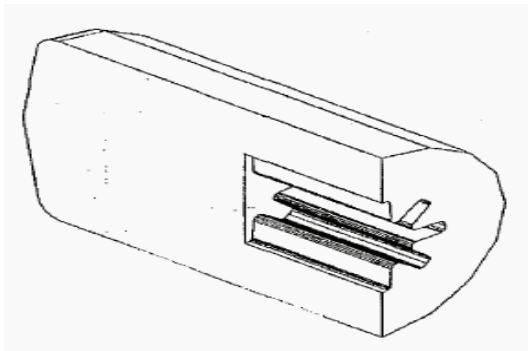


Fig. 4 Configuration of the dual-thrust grain with the star and end-burning grain[19].

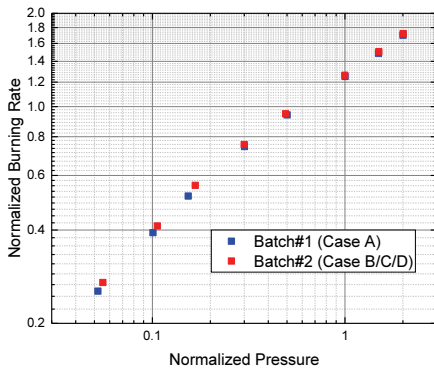


Fig. 5 Comparison of strand burning rate.

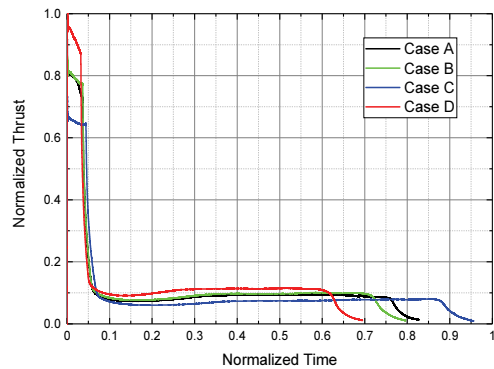
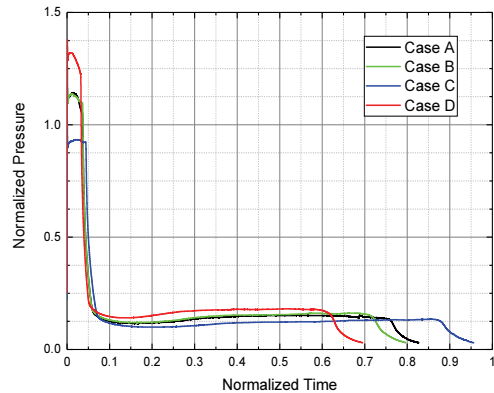


Fig. 6 Pressure and thrust data from GT.

IA) 방법으로 명명한다. 분리 분석법을 통한 계산 시 부스트 구간과 서스테인 구간은 부스트 웹 이후  $P_c^*$ 에 도달하는 시점, 즉 연소속도 상수 및 지수가 변하는 시점을 기준으로 구분한다.

Fig. 7~10은 연소속도, 연소면적, 비추력, 유출 보정계수 계산 결과를 나타낸 것이다. 통합 분석법에서는 상술하였듯이 천이 구간 내 연소속도 보정계수 및 비추력 변화를 고려함으로써 천이 구간 내에서 계산 결과의 불연속적인 변화가 나타나지 않는 반면, 분리 분석법에서는 이를 고려하지 않아  $P_c^*$  도달 시점에서 계산 결과가 불연속적으로 변함을 확인할 수 있다.

이러한 불연속적 변화는 물리적으로 실제하지 않는 현상으로, 분리 분석법에서 천이 구간에서의 점진적 변화를 고려하지 않았기에 발생한 오류로 보이며, 통합 분석법을 적용함으로써 이러

한 오류 없이 계산이 가능함을 알 수 있다.

Eq. 15를 이용한 구간별 추진제 양 계산은 연소 중 유출 보정계수의 변화를 무시하여 수행하는 것이다. 따라서 유출 보정계수의 변화가 작을수록, 계산된 구간별 추진제 양의 오차가 작을 것으로 판단할 수 있다. Fig. 10의 유출 보정계수 계산 결과를 보면, 통합 분석법 적용 시 유출 보정계수가 평균값의  $\pm 3\%$  이내를 벗어나지 않으나 분리 분석법 적용 시에는 이보다 변화폭이 더 큰 것을 확인할 수 있으며, 따라서 통합 분석법을 적용할 때 구간별 추진제 양 계산 결과의 오차를 더 줄일 수 있을 것으로 판단할 수 있다.

분석 방법에 따른 구간별 추진제 양 계산 결과의 차이로 비추력 및 연소면적 계산 결과 또한 차이가 발생하며, 이 또한 통합 분석법 적용 결과가 더 정확할 것으로 판단할 수 있다.

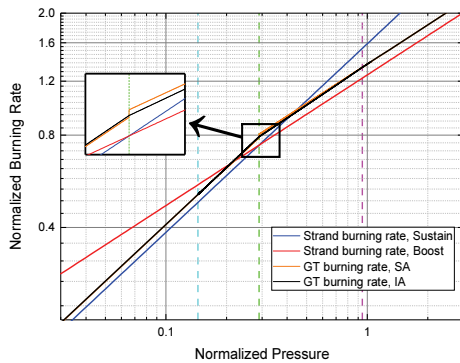


Fig. 7 Comparison of GT burning rate.

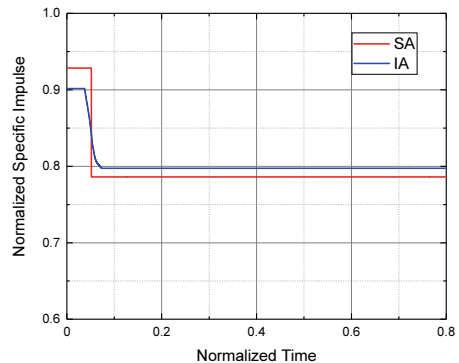


Fig. 9 Comparison of specific impulse.

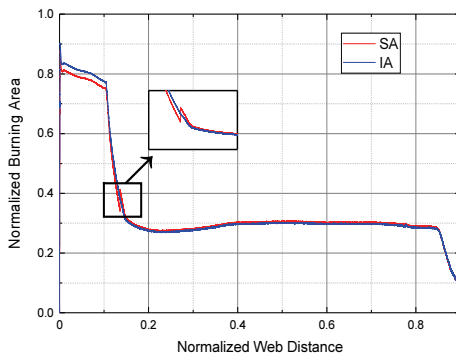


Fig. 8 Comparison of burning area.

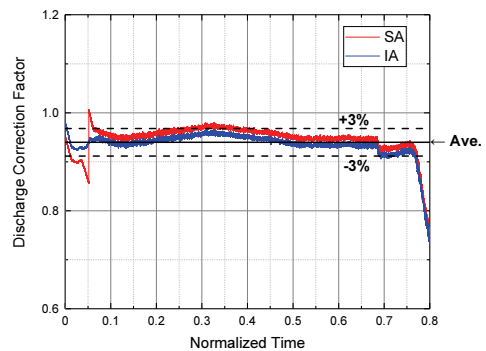


Fig. 10 Comparison of discharge correction factor.



3.3 통합 분석법 기반의 내탄도성능 예측 결과

본 절에서는 3.1절에서 서술한 4회의 연소시험에 대하여 통합 분석법을 통해 획득한 내탄도 변수의 평균값을 이용하여 각 시험 조건별로 성능을 예측하고, 이를 시험 결과와 비교한다.

Fig. 11~13은 총 역적, 연소시간, 구간별 평균

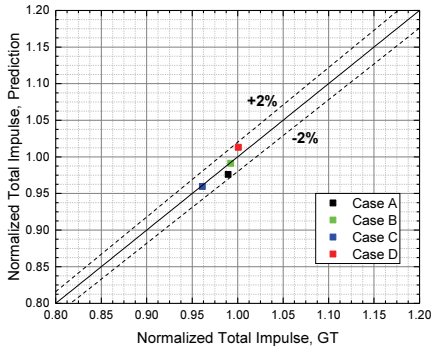


Fig. 11 Comparison of total impulse.

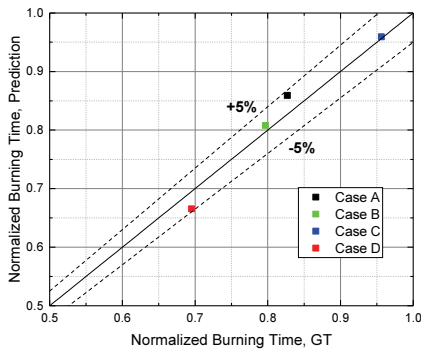


Fig. 12 Comparison of burning time.

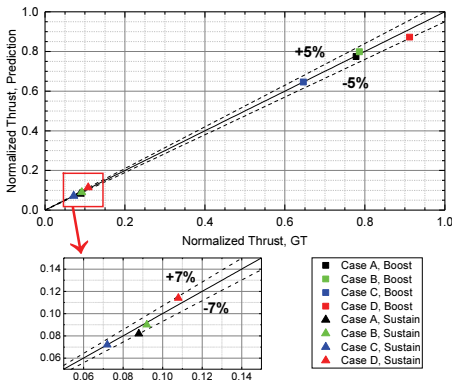


Fig. 13 Comparison of average thrust.

추력에 대하여 예측 결과와 시험 결과를 비교한 것이다. 총 역적은  $\pm 2\%$ , 연소시간은  $\pm 5\%$ , 부스트 추력  $\pm 5\%$ , 서스테인 추력  $\pm 7\%$  이내에서 시험 결과와 예측 결과가 일치함을 확인할 수 있다.

따라서 본 연구에서 제시하는 통합 분석법을 통해 획득한 내탄도 변수를 이용하여 설계 형상이 동일한 모터에 대해 일정 수준 이상의 정확도를 갖는 성능 예측 결과를 산출할 수 있음을 확인하였다.

따라서 Case A~D뿐만 아니라 설계 형상이 동일한 모터의 다른 연소시험에 대해서도 본 절에서 통합 분석법으로 획득한 내탄도 변수를 이용하여 성능 예측이 가능하며, 상술한 수준의 예측 정확도를 보일 것으로 기대할 수 있다. 또한, 분석한 연소시험 횟수가 많아져 해당 설계 형상의 모터에 대한 내탄도 변수가 축적될수록 성능 예측의 정확도가 향상될 수 있을 것이다.

4. 결 론

추진제 연소면적을 조절함으로써 이중추력 프로파일을 구현하는 단일연소관 이중추력 로켓모터의 내탄도성능 분석법을 제시하였다. 이중추력 로켓모터에 대한 기존 연구의 분석법과 달리 천이 구간에서의 연소속도 보정계수 및 비추력 변화를 고려하며 반실험적 내탄도성능 예측에 필요한 변수를 획득할 수 있는 연소시험 결과 분석 방법을 제시하였다.

기존 연구에서의 분석법과 새로 제시한 분석법을 이용한 계산 결과를 비교하여 기존 분석법 대비 개선된 부분을 확인하였으며, 여러 시험 조건에 대해 새로 제시한 분석법으로 획득한 내탄도 변수를 이용하여 연소시험 결과를 예측하고 이를 실제 연소시험 결과와 비교하였다. 비교 결과 본 연구에서 제시한 분석법에 기반하여 설계 형상이 동일한 모터의 지상연소시험 결과 예측 시, 일정 수준 이상의 정확도를 보일 수 있음을 확인하였다.

단일연소관 이중추력 로켓모터에 대하여 본

연구에서 정리한, 지상연소시험 결과 분석을 통한 내탄도 변수 획득 및 대푯값 선정, 그리고 동일한 설계 형상의 로켓모터 성능 예측으로 이어지는 일련의 절차는 향후 국내 이중추력 로켓모터 개발 과정에서 유용하게 사용될 수 있을 것으로 판단한다.

본 연구에서 제시한 분석법은 이중추력 모터의 전 연소 구간에 걸쳐 연소 유량과 유출 유량의 평형을 가정하였음에도, 이를 기반으로 일정 수준 이상의 정확도로 내탄도성능을 예측할 수 있음을 확인하였다. 그러나 추후 비정상 상태를 고려할 수 있는 분석법을 개발하여 이러한 가정이 야기하는 오차 수준을 확인할 필요가 있으며, 이를 통해 이중추력 모터에 대해 더욱 적절한 분석 방법을 찾을 수 있을 것이다.

#### References

1. NASA, "Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistics," NASA SP 8076, 1972.
2. Sung, H.G., Kim, J.R., Choi, Y.G. and Hwang, K., "A Study on Single Chamber Dual Thrust Solid Rocket Motor," *KSAS 1989 Spring Conference*, Korea, pp. 163-166, April 1989.
3. El-Nady, A.M., Ahmed, M.Y.M., El-Senbawy, M.A. and Sarhan, A.M., "Experimental and Theoretical Study on a Dual-thrust Rocket Motor with Subsonic Intermediate Nozzle," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 232, No. 10, pp. 1844- 1852, 2018.
4. Kim, H. and Moon, K., "Internal Ballistic Analysis using Two Kinds of Propellant for Design of Dual-thrust Solid Rocket Motor," *2017 KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 1176-1179, May 2017.
5. Gawad, A.R.A., Ahmed, M.Y.M., Abdalla, H.M. and El-Senbawy, M.A., "Pressure Profile Prediction of Dual-thrust Rocket Motors under Uncertainties," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 41, pp. 965-971, 2016.
6. Lee, D.H., "A Study on the Performance Prediction Technique of the Dual-thrust Rocket Motor," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 5, No. 2, pp. 38-43, 2001.
7. Raza, M.A. and Liang, W., "Design and Optimization of 3D Wagon Wheel Grain for Dual Thrust Solid Rocket Motors," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 38, pp. 67-74, 2013.
8. Raza, M.A. and Liang, W., "Robust Design Optimization of Dual Thrust Solid Propellant Motors due to Burning Rate Uncertainties," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 37, pp. 476-488, 2012.
9. Kurva, R., Ukey, S., Modgi, M. and Mehilal, "Experimental Approaches to Develop a High Thrust Ratio in a Single Chamber Dual Thrust Motor Using a Composite Propellant Formulation based on HTPB/AP/Al," *Central European Journal of Energetic Materials*, Vol. 14, No. 4, pp. 917-932, 2017.
10. Kumar, V.R.S., Raghunandan, B.N., Kawakami, T., Kim, H.D., Setoguchi, T. and Raghunathan, S., "Boundary-layer Effects on Internal Flow Choking in Dual-thrust Solid Rocket Motors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 24, No. 2, pp. 224-235, 2008.
11. Lee, D.H., Yoon, M.W. and Hwang, K., "Development of the Dual-thrust Rocket Motor," *Journal of the Korean Society of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 32, No. 9, pp. 130-135, 2004.
12. Sung, H.G., Byun, J.R. and Kim, Y.G., "A Study on the Determination of the Performance Correction Factors of Solid Rocket Motors," *Journal of the Korean*

- Society of Propulsion Engineers*, Vol. 5, No. 4, pp. 57-66, 2001.
13. Sutton, G.P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 9<sup>th</sup> ed., John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, N.J., U.S.A., Ch. 3, 2017.
  14. Fry, R.S., "Solid Propellant Test Motor Scaling," CPTR 73, 2001.
  15. NASA, "Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction," NASA SP 8039, 1971.
  16. Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications: I. Analysis," NASA RP 1311, 1994.
  17. Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications: II. User Manual and Program Description," NASA RP 1311, 1996.
  18. Jung, S., Won, J., Choi, Y., Hwang, H. and Yoo, K., "Review of Solid Propellant Continuous Mix Process," 2007 KSPE Spring Conference, Seoul, Korea, pp. 197-200, April 2007.
  19. Fang, S., Hu, K., Zhang, P. and Ma, Z., "A New Simulation Method for 3-D Propellant Grain Burn Analysis of Solid Rocket Motor," 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Indianapolis, I.N., AIAA 94-3331, June 1994.