

Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2021.25.1.077>

이중 추진제가 적용된 고체 추진기관의 추력성능예측에 대한 연구

김한준^{a,*} · 문경제^a · 조평기^a

Study on Predicting the Thrust Performance of Solid Rocket Motor with Two Kinds of Propellants

Hanjun Kim^{a,*} · Kyungje Moon^a · Pyungki Cho^a

^aPropulsion Technology Planning Team 1, Daejeon Plant, Hanwha Corporation, Korea

*Corresponding author. E-mail: hanjunai@hanwha.com

ABSTRACT

In the current study, the numerical method was established to predict the performance of a solid rocket motor with two kinds of propellants. On the basis of a numerical study, an internal ballistics analysis code was developed. To verify the internal ballistics analysis code two solid rocket motors were manufactured and tested. The accuracy and applicability of the internal ballistics code for dual-propellant solid rocket motor were verified by comparing the experimental results with the numerical calculation.

초 록

본 연구에서는 이중추진제가 적용된 고체추진기관의 추력성능을 예측하기 위한 수치적인 방법을 정립하고 이를 바탕으로 내탄도 해석 프로그램을 개발하였다. 이를 검증하기 위해 이중추진제가 적용된 시험용 고체추진기관을 제작하여 연소시험을 수행하였다. 고체추진기관의 시험결과와 해석결과를 비교하여 개발된 내탄도 해석 프로그램의 정확성 및 적용가능성을 확인하였다.

Key Words: Internal Ballistics Analysis(내탄도 해석), Solid Rocket Motor(고체로켓모터), Dual-thrust Solid Rocket Motor(이중 추력형 고체로켓모터)

Nomenclature

Mw : Molecular weight

C_p : Specific heat at constant pressure

m : Mass

P : Pressure

V : Volume

R : Gas constant

A : Area

T : Temperature

ρ : Density

γ : Specific heat ratio

Received 16 September 2020 / Revised 8 December 2020 / Accepted 12 December 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

유도미사일들은 다양한 임무수행을 목적으로 필요에 따라 여러 형태로 개발되고 있으며 주어진 목적을 달성하기 위하여 추진기관에도 여러 가지 많은 요구조건이 부여된다. 일반적으로 고체 추진기관은 보통 단일추력으로 운용되나 최근 다양한 체계운용방식으로 인하여 다양한 성능조건을 만족해야한다. 추진기관의 추력 성능양상에 따라 단일 추력형과 다중 추력형으로 나눌 수 있다. 단일 추력형은 초기에 많은 추력을 내어 비행 초기속도가 큰 반면 종말속도가 급격히 감소하는 특징을 가지고 있다. 다중 추력형은 발사 초기에 높은 추력이 필요하고 그 후 지속적이며 상대적으로 낮은 추력을 요하는 무기체계에 최근 많이 적용되고 있으며 상대적으로 단일 추력형보다 비행능력이 우수하다고 평가되고 있다.

다중 추력형은 크게 분리형과 비분리형으로 나눌 수 있다. 비분리형은 하나의 추진기관으로 두 단계의 추력을 동시에 실현하는 방식으로 1단, 2단을 따로 제작할 필요가 없고 분리를 위한 부수적인 장치가 필요 없으므로 일반적으로 분리형보다 길이가 짧아지고 구조적으로 간단하여 경량화가 가능하고 경제적이다. 또한, 단 분리시 발생하는 무게중심과 공력중심의 이동이 심하지 않고 부수적인 분리장치가 필요없어 추진기관의 신뢰도가 높다는 장점을 가지고 있다. 반면, 부스팅 단계 후에도 부수적인 무게를 계속 운반해야 하는 단점이 있다.

이러한 특징을 가지고 있는 비분리형 이중 추력형 추진기관을 제작하는 방법에는 크게 연소면적의 변화를 통해 이중추력을 만드는 방식과 연소속도가 서로 다른 두 가지 추진제를 이용하여 이중추력을 만드는 방식으로 나눌 수 있다. 일반적으로 추진제의 연소면적을 조절하여 이중추력을 구현하는 경우 부스터 구간과 서스테이너 구간의 큰 면적차이로 인하여 추진기관의 추진제 그레이인의 형상이 복잡해질 수 있고 경우에 따라서 큰 추력차이를 갖는 이중추력의 성능의 경우에는 설계가 불가능할 수 있다. 이에 반해

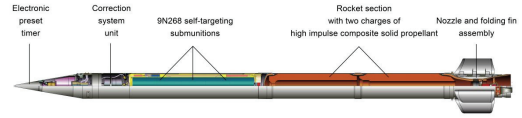


Fig. 1 Smerch launch rocket system.

이중추진제를 이용하여 이중추력을 구현하는 것은 추진제의 성능 및 특성을 조절하여 비교적 설계를 단순화하거나 추진기관의 성능을 향상시킬 수 있다. 그러나 이중추진제가 적용된 추진기관의 제작 시 추진제의 충전 및 경화를 2회 수행하여야하며 공정설계 또한 까다로워질 수 있다. 이는 설계와 제작 등을 고려하여 요구조건에 맞는 추진기관의 설계 시 결정되어야 할 것이다. 국방과학연구소에서는 여러 고체 추진기관 개발 중 단일 추진제로 이중 추력형 고체 추진기관을 제작하여 연소시험을 수행하기도 하였다[1].

이중추진제를 이용한 이중 추력형 고체 추진기관을 적용한 해외 사례로는 Fig. 1의 러시아 스메르치(Smerch) 다련장 로켓 및 미국 공대공 유도미사일인 스페로우(Sparrow)가 있다.

이중추진제를 적용한 내탄도 해석에 대한 정보가 부족하여 연구를 진행하였으며 설계에 사용할 수 있는 해석코드 개발을 목적으로 하였다. 본 논문에서는 이중추진제가 적용된 고체 추진기관의 내탄도 해석 이론을 정립하였다. 또한, 정립된 이론을 바탕으로 내탄도 해석 코드를 개발하고 특성이 다른 두 가지 추진제를 추진기관 연소시험과 해석결과의 비교분석을 통하여 해석코드의 적용 가능성을 확인하였다.

2. 이중 추진제적용 내탄도 해석 이론

2.1 연소가스 등가 특성 산출

고체추진기관의 내탄도 해석을 수행하기 위해서는 추진제의 연소에 의해 발생하는 연소가스의 특성치가 필요하며 이는 화학평형계산에 의해 산출될 수 있다. 이중 추진제의 연소에 의한 연소가스의 특성치를 산출하기 위하여 각 추진제에 대한 연소가스 특성치를 산출하고 내탄도

해석이 진행되는 시간단계별 각 추진제의 질량 비율에 따른 연소가스의 등가 특성을 산출하였다. 우선 각 추진제의 연소가스는 발생 즉시 균일하게 혼합된다고 가정하였으며 혼합가스의 분자량(Mw_{mix})과 정압비열(Cp_{mix})을 계산하였다. 이를 기반으로 이상기체로 가정하여 각 생성되는 연소가스의 질량비율에 따른 혼합가스의 상태량을 산출하고 내탄도 해석에 적용하였다. 추진제의 연소가스는 고온의 점성이 매우 적은 기체로 일반적으로 이상기체로 해석을 수행해도 충분한 정확도를 가지고 있으며 일반적으로 고체 추진기관의 성능계산 시 이상기체로 가정하여 계산을 수행하고 있다[2].

Eq. 1은 혼합가스의 분자량을 나타내며 Eq. 2는 혼합가스의 정압비열을 나타낸다.

$$Mw_{mix} = \frac{Mw_1 \cdot \dot{m}_1 + Mw_2 \cdot \dot{m}_2}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2} \quad (1)$$

$$Cp_{mix} = \frac{Cp_1 \cdot \dot{m}_1 + Cp_2 \cdot \dot{m}_2}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2} \quad (2)$$

여기서 \dot{m} 은 추진제 연소에 의한 연소가스의 단위시간 당 발생량으로 Eq. 3과 같이 계산된다. 아래첨자 1, 2는 임의의 추진제 종류를 나타낸다.

$$\dot{m} = \rho_p r A_b \quad (3)$$

ρ_p 는 추진제 밀도, r 는 연소속도, A_b 는 추진제의 연소면적이다.

위에서 산출된 혼합가스의 분자량 및 정압비열로 연소실내 혼합가스 온도(T_{mix})를 Eq. 4와 같이 에너지평형에 의하여 온도로 산출하였으며 혼합가스의 기체상수는 (R_{mix})는 Eq. 5, 비열비(γ_{mix})는 Eq. 6과 같이 산출하였다. 여기서 R_u 는 보편기체상수(universal gas constant)로 $8.31432 \text{ J/mol} \cdot \text{k}$ 의 값을 갖는다.

$$T_{mix} = \frac{Cp_1 \cdot \dot{m}_1 \cdot T_1 + Cp_2 \cdot \dot{m}_2 \cdot T_2}{Cp_{mix} (\dot{m}_1 + \dot{m}_2)} \quad (4)$$

$$R_{mix} = \frac{R_u}{Mw_{mix}} \quad (5)$$

$$\gamma_{mix} = \frac{Cp_{mix}}{Cv_{mix}} = \frac{1}{1 - \frac{R_{mix}}{Cp_{mix}}} \quad (6)$$

2.2 내탄도 해석

고체추진기관의 내탄도 해석을 위한 지배방정식의 유도는 아래 Eq. 7의 이상기체상태 방정식을 이용하였다.

$$PV_c = mR_{mix} T_{mix} \quad (7)$$

여기서 P 는 추진기관 연소실압력, V_c 는 연소실의 최초 내부 공동 부피(free volume), m 은 연소실 내의 연소가스 질량을 나타낸다.

지배방정식의 유도를 위해 Eq. 7을 시간에 대하여 미분하고 식의 간략화를 위하여 계산에 미미한 영향을 주는 추진제의 연소에 의한 부피증가율을 무시하고 정리하면 아래 Eq. 8과 같다.

$$P = \frac{\dot{m} R_{mix} T_{mix}}{V_c} \quad (8)$$

연소실 내의 연소가스 질량변화율(\dot{m})은 각 추진제의 연소량과 노즐에 의한 배출량으로 나타내면 Eq. 9와 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{P} = \frac{(\rho_{p1} r_1 A_{b1} + \rho_{p2} r_2 A_{b2} - \frac{PA_t}{C_{mix}^*}) R_{mix} T_{mix}}{V_c} \quad (9)$$

여기서 A_t 는 노즐목의 단면적을 나타내며 C_{mix}^* 는 혼합가스의 특성속도로 위에서 산출된 혼합가스의 상태량을 사용하여 아래 Eq. 10을 이용하여 계산하였다.

$$C_{mix}^* = \frac{\sqrt{\gamma_{mix} R_{mix} T_{mix}}}{\gamma_{mix} \sqrt{\left[\frac{2}{\gamma_{mix} + 1} \right]^{\frac{\gamma_{mix} + 1}{\gamma_{mix} - 1}}}} \quad (10)$$

위의 Eq. 9를 이용하여 압력, 프리볼륨 등 초기값을 입력하고 4차 Runge-Kutta 방법으로 Eq. 9의 미분방정식을 계산하여 각 시간단계별 압력을 산출하였다.

각 시간대별 압력이 산출되면 이를 이용하여 추력을 아래의 Eq. 11을 이용하여 계산하였다. 여기서 F 는 추력, P_e 는 노즐 출구압력, P_a 는 대기압력, A_e 는 노즐의 출구면적을 나타낸다[2].

$$F = PA_i \sqrt{\frac{2\gamma_{mix}^2}{\gamma_{mix}^2 - 1} \left(\frac{2}{\gamma_{mix} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{mix} + 1}{\gamma_{mix} - 1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P} \right)^{\frac{\gamma_{mix} - 1}{\gamma_{mix}}} \right]} + (P_e - P_a)A_e \quad (11)$$

본 논문에서 고려한 내탄도 해석 이론의 경우 각 시간단계를 정상상태를 가정하여 계산을 진행한다. 그러나 고체 추진기관의 연소초기의 거동은 내부 유동이 잘 발달되지 않은 비정상상태가 되어 상기의 이론으로는 이를 예측할 수가 없으나, 연소초기 급격한 압력상승 구간을 제외하고는 정상상태에 부합하여 특이한 경우를 제외하고는 내탄도 해석으로 전체 성능을 예측하기에 문제가 없을 것으로 판단된다.

3. 내탄도 해석 및 연소시험 분석

3.1 내탄도 해석 코드 개발

이중추진제를 적용한 이중 추력형 고체 추진기관에 대한 내탄도 해석을 수행하기 위하여 위에서 정의한 바와 같은 이론을 적용하여 Matlab 프로그램을 이용하여 Fig. 2와 같이 내탄도 해석 코드를 생성하였다. 이중추진제가 적용된 내탄도 해석을 위한 입력변수는 Table 1에 정리를 하였다. 여기서 각 추진제의 특성치는 Table 2와 같이 입력하였고 추진제 그레이의 형상은 추진제 연소방향의 두께에 따른 연소면적을 행렬형태로 각각 입력하였다.

설계특성 중 초기압력 및 초기볼륨은 계산의 초기 값으로 사용되나 연소초기의 경우 경험적으로 조정하여 사용할 필요가 있다. 위에서 설명한 바와 같이 본 논문의 내탄도 해석으로는 점

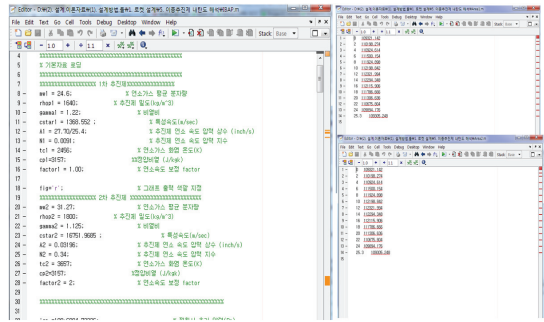


Fig. 2 Internal ballistics analysis code.

Table 1. Input parameters for the internal ballistics analysis.

Categories		Unit	Note
Properties of propellant	Burning rate coefficient	(psia, inch/s)	Strand burner
	Burning rate exponent	(psia, inch/s)	
	Burning rate correction factor	-	From an experiment of motor
	Propellant density	kg/m ³	Measurement
	Gas temperature	K	From CEA
Specific heat at constant pressure	J/kg · K		
Design factors	Nozzle throat Dia.	mm	From nozzle shape
	Nozzle exit Dia.	mm	
	Thrust efficiency	%	Empirical factor
	Initial pressure	psia	Empirical factor
Initial free volume	m ³	From grain shape	

Table 2. Properties of propellants.

Categories	Unit	Booster propellant	Sustainer propellant
Burning rate coefficient	(psia, inch/s)	0.02562	0.03196
Burning rate exponent	(psia, inch/s)	0.4625	0.35
Propellant density	kg/m ³	1,718	1,800
Specific heat ratio	-	1.1475	1.1250
Gas temperature	K	3,118	3,657
Specific heat at constant pressure	J/kg · K	2,328	2,393

화기 작동 후 연소실 내에 연소가스가 생성되어 어느 정도 압력이 상승하는 구간의 연소초기 거동을 모사할 수가 없다. 특히나 추진제의 발생량 대비 아주 큰 공동부피를 갖는 경우는 전반적인 성능예측에 영향을 줄 수가 있다. 이러한 경우는 다중펄스류 추진기관의 2단 추진제 연소에 의한 내탄도 해석을 수행하는 경우가 될 수 있다. 이러한 경우에는 초기 공동부피를 실제형상보다는 더 작은 값으로 입력하여 해석을 하는 것이 전체적인 성능예측에 더 부합한다. 내탄도 해석결과를 확인 후 초기 압력상승이 현실과 많이 다르다면 초기 공동부피의 값을 실제보다 더 작은 값으로 입력하면 더 좋은 결과를 얻을 수 있다.

초기압력의 경우는 약 100 psia의 수준으로 입력을 하면 일반적으로 문제가 없으며 점화기의 설계 시 점화제 약량설정도 거의 이 수준으로 결정된다. 위에서 언급된 초기값은 압력상승 초기의 거동에만 많은 영향을 준다. 압력상승 시간은 추진기관의 작동시간에 비하여 매우 적어 초기값이 고체추진기관의 전반적인 성능예측에 큰 영향을 주지 않는다.

3.2 검증용 모타 설계 및 제작

위에서 개발된 내탄도 해석 프로그램을 검증

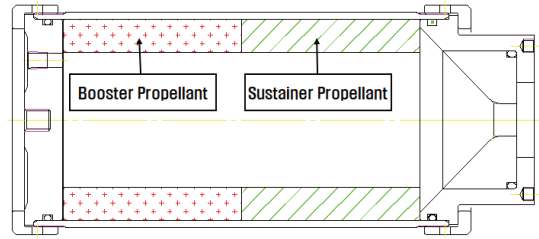


Fig. 3 Concept of The Verification Motor.

하기 위하여 모타를 설계하고 연소시험을 수행하였다. 이 모타는 간단한 형상으로 이론에 잘 부합하고, 각 추진제의 연소속도의 차이가 크며, 두 추진제의 연소패턴이 독립적으로 일어나도록 설계하였다. 이렇게 설계한 모타는 Fig. 3과 같다. 이 형상은 직경이 6인치인 연소관에 중립형 형상을 갖는 실린더형의 추진제 그레인을 갖고 있으며 두 추진제 사이에 라이너를 위치시켜 접촉하였다. 부스터 연소종료 후 노출되는 연소관 내면의 유동속도를 낮추기 위하여 부스터 추진제를 전방에 배치하였다. 이는 연소가스에서 연소관으로 전달되는 열량을 감소시켜 열적인 안전성을 향상시킨다. 노즐목 내열재는 비교적 저렴하고 소재수급이 용이한 그래파이트(graphite)를 사용하였으며 삭마에 의한 노즐목 면적을 최대한 유지하고자 노즐목 최소직경 부분을 길게 설계하였다. 모타의 전방마개와 노즐은 체결링을 이용하여 조립하였으며 전방마개에 압력측정용 배관 연결구를 설치하였다.

연소관에 부스터 추진제의 무게를 측정하며 1차 충전하고 경화 후에 라이너를 표면에 도포하고 서스테이너 추진제를 2차로 충전하여 제작하였다.

3.3 지상연소시험 및 내탄도 해석 비교

Fig. 4와 같이 내탄도 해석 프로그램을 검증하기 위한 모타 2기를 제작하여 지상연소시험을 수행하고 이 결과를 내탄도 해석과 비교하였다. 지상연소시험 시 전방마개의 구멍을 통하여 압력을 측정하였으며 전방마개 중앙에 로드셀을 설치하여 추력을 측정하였다. 여기서 사용된 압력센서는 DYNISCO사의 G831-101-3M 모델을,

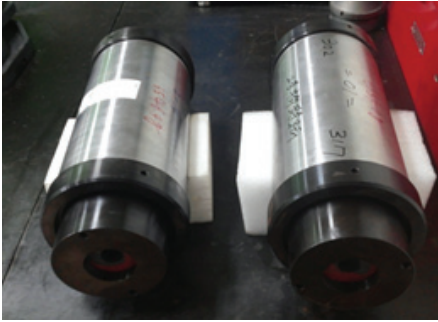


Fig. 4 The verification motors.

Table 3. Input conditions for internal ballistics analysis.

Categories	Unit	Value
Nozzle throat Dia.	mm	24.95
Nozzle exit Dia.	mm	24.95
Initial free volume	mm ³	1,416,803
Initial pressure	psia	100

로드셀은 Vishay BLH사의 C3P2 모델을 사용하였다. 추진기관 점화를 위하여 B/KNO₃ 20 g의 시험용 싹지형태의 점화기를 사용하였다.

내탄도 해석을 위하여 Table 2의 추진제 특성과 Table 3의 설계값 및 초기값을 입력하였다. 일반적으로 시험 후 노즐유출, 연소속도, 성능의 보정계수를 조정하여 내탄도 해석을 수행한다. 각 보정계수는 추진기관의 시험을 통하여 획득할 수 있으며 데이터를 축적하게 되면 내탄도 해석의 정확도를 향상시킬 수 있다.

Fig. 5는 내탄도 해석결과와 지상연소시험의 압력결과 비교를, Fig. 6는 추력결과 비교를 나타낸 것이다. 시험 후 연소속도 보정상수를 적용하여 해석을 수행하였다. 연소속도 보정상수는 스트랜드 버너의 연소속도 측정값과 추진기관 내에서의 연소속도의 차이를 나타내며 추진제의 종류 및 연소속도에 따라 달라질 수 있다. 일반적으로 연소속도 보정상수는 1 이상을 나타내며 연소속도가 낮을수록 보정상수가 증가하는 경향을 나타낸다. 이는 연소속도 측정시의 질소가스 환경과 추진기관 내의 고온연소가스 환경에 의한 열전달 차이로 판단되며 축소형 추진기관의

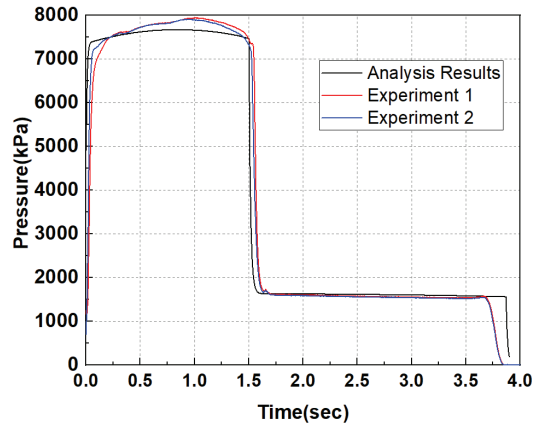


Fig. 5 Pressure Results of Internal Ballistics Analysis and Tests.

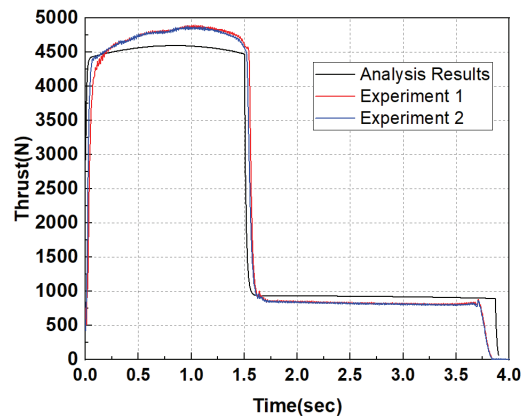


Fig. 6 Thrust Results of Internal Ballistics Analysis and Tests.

시험을 통해서도 획득할 수 있다. 부스터 추진제의 경우 연소속도 보정계수는 1.06을 적용하였으며 서스테이너의 추진제 연소속도 보정계수는 1.18을 적용하였다.

압력과 추력의 결과를 보면 부스터 구간에서 압력 및 추력값이 해석결과보다 시험값이 다소 높게 나타나고 서스테이너 구간에서는 역전되어 해석결과에서의 값이 다소 높게 나타났다. 이는 추력효율 보정상수가 압력구간에 따라 다르게 적용되어야 하는 것을 보여준다.

내탄도 해석과 시험 결과를 비교한 결과를 아래의 Table 4에 정리하였다. 총역적 및 부스터 종료시간은 1% 이내의 오차를 가지며 서스테이

Table 4. Comparison of tests and analysis.

Categories	Exp. 1	Exp. 2	Analysis
Total impulse (N-sec)	9,082	9,091	9,055
Burn time of boosting(sec)	1.50	1.49	1.49
Total burn time (sec)	3.73	3.72	3.83

너 구간의 연소시간 차이가 다소 발생하여 약 3% 정도의 연소시간에 대한 차이가 나타났다.

시험과 해석을 비교하여 분석을 해본 결과 정확한 해석을 위하여 연소속도 보정상수에 대한 데이터 축적이 필요하지만 본 논문에 제시된 이론을 바탕으로 이종추진제의 연소에 대한 내탄도 해석을 수행하는데 있어서 무리가 없을 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 논문에서는 이종추진제를 적용한 고체 추진기관에 대한 내탄도 해석 이론을 정립하였다.

또한, 정립한 이론을 바탕으로 내탄도 해석 코드를 개발하고 임의의 두 가지 추진제를 적용한 검증용 모타의 내탄도 해석과 연소시험을 수행하였다. 해석과 연소시험을 비교한 결과 총역적 및 부스터 구간의 연소시간에서 1% 이내의 오차를 나타냈으며 연소시간의 경우 약 3% 정도의 차이를 나타냈다. 약간의 오차를 동반하기는 하였으나 본 논문에서 제시된 방법으로 이종추진제의 연소에 대한 내탄도 해석을 수행하는데 유용하게 사용될 수 있음을 확인하였다.

References

1. 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.
2. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., 1992.