

명중률 향상을 위한 이중추력형 비행모터 개발에 대한 연구

김한준^a · 김은미^b · 김남식^c · 이원복^a · 양영준^{b,*}

A Study on Development of the Dual-thrust Flight Motor for Enhancing the Hit Probability

Hanjun Kim^a · Eunmi Kim^b · Namsik Kim^c · Wonbok Lee^a · Youngjun Yang^{b,*}

^aR&D Team, Daejeon Plant, Hanwha Corporation, Korea

^bR&D Team, Yeosu Plant, Hanwha Corporation, Korea

^cTactical Missile Systems Team, Defense R&D Center, Hanwha Corporation, Korea

*Corresponding author. E-mail: yj900@hanwha.com

ABSTRACT

This paper describes the development of the dual-thrust flight motor for enhancing the hit probability of unguided rockets. We designed dual-thrust flight motor by shape modification of the double base propellant with high burning rate, and confirmed the dual-thrust performance by static firing tests. The test results showed the thrust ratio of about 1:7.6 between sustaining phase and boosting phase, and had a quite normal dual-thrust characteristics. And the results showed that there was not the fire extinction phenomenon of propellant due to the pressure drop.

초 록

본 논문은 무유도 로켓탄의 명중률을 향상시키기 위해 개발한 이중추력형 비행모터에 관하여 기술하였다. 고연소속도 특성을 지닌 더블베이스 추진제의 형상 조절을 통해 이중추력형 비행모터를 설계하였으며, 실제 지상연소시험을 통해 이중추력 성능을 확인하였다. 연소시험 결과 서스테이닝 단계와 부스팅 단계의 추력비는 약 1:7.6으로 정상적인 이중추력 특성을 보였으며, 압력강하에 의한 추진제 소화 현상은 나타나지 않았다.

Key Words: Dual Thrust(이중추력), Double Base Propellant(더블베이스 추진제), Boosting Phase(부스팅 단계), Sustaining Phase(서스테이닝 단계)

Received 11 December 2013 / Revised 2 July 2014 / Accepted 10 July 2014
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2013년도 추계학술대회(2013. 12. 4-5, 경주 현대호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

F_d : drag force on the rocket

ρ : air density

C_d : drag coefficient of the rocket
 S : frontal area of the rocket
 v : velocity of the rocket
 F : thrust
 \dot{m}_e : mass flow rate at the nozzle exit
 u_e : exhaust velocity at the nozzle exit
 P_e : exhaust pressure at the nozzle exit
 P_a : atmospheric pressure
 A_e : cross-sectional area at the nozzle exit
 g_c : standard acceleration of gravity at sea level

1. 서 론

유도 및 무유도 미사일용 추진기관으로 널리 사용되고 있는 고체추진기관의 경우 발사시점에 따라 주요 요구성능이 상이하다는 특성 때문에 사출모터(Eject motor)와 비행모터(Flight motor)를 별도로 설계 및 제작하여 운용하는 경우가 대부분이다. 그러나 이와 같은 추진기관의 경우 탄의 전체길이가 길어짐에 따라 무게가 증가하며, 복잡한 구조를 갖게 됨에 따라 탄의 신뢰도가 낮아질 수 있다는 단점을 갖는다[1]. 더불어 무유도 추진기관은 다수의 로켓탄을 빠르게 발사하여 기습효과를 극대화할 수 있을 뿐만 아니라 비교적 저렴하다는 장점을 가지고 있지만, 무유도 로켓의 특성상 다양한 외란에 의해 명중률이 급격히 떨어지는 문제점을 가지고 있으며 그 중 대표적인 외란으로는 측풍의 영향을 들 수 있다. 측풍은 비행체의 비행방향을 측풍이 불어오는 방향으로 회전시켜 원하지 않는 방향으로 비행체를 비행하게 하며, 비행체는 낮은 비행속도를 갖는 가속 혹은 감속구간에서 측풍에 대하여 상당히 민감한 영향을 받게 된다. 상기와 같은 문제점을 보완하기 위한 노력의 일환으로 사출모터와 비행모터를 하나의 추진기관으로 통합하여 부스팅 단계(Boosting phase) 및 서스테이닝 단계(Sustaining phase)의 추력을 동시에 실현하는 이중추력형 비행모터(Dual thrust rocket motor)가 국내외 문헌에서 제시된 바 있다[1-3].

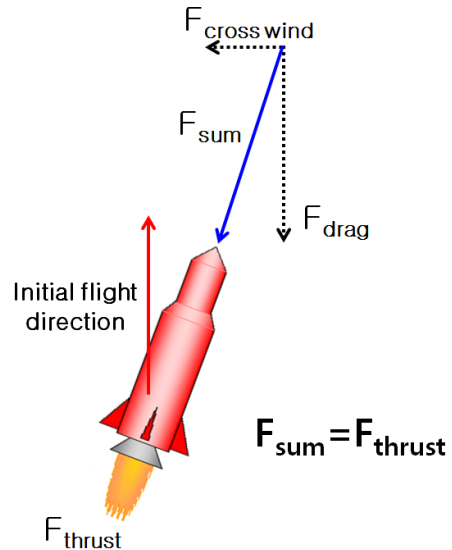


Fig. 1 Force acting on the missile during the flight.

Fig. 1에는 측풍의 영향에 따라 비행하는 동안 탄에 가해지는 힘들에 대해서 간단히 도시하였다. 이는, 탄이 비행중에 발생하는 측풍($F_{cross\ wind}$)과 항력(Drag force, F_{drag})의 합(F_{sum})이 탄의 추력(Thrust, F_{thrust})과 동일하다면 탄은 회전하지만 초기 비행방향은 변하지 않음을 보여준다[4].

한편 이중추력 성능을 확보하기 위한 방법으로 첫째, 연소속도 차이가 큰 두 종류의 추진제를 이용하는 방법과 둘째, 연소표면적이 서로 다른 한 종류의 추진제를 이용하는 방법이 있다. 전자의 경우에는 비행모터의 성능을 예측하고 요구 성능을 구현할 수 있다는 장점이 있지만, 추진제 사이의 화학반응 등으로 인한 이상연소반응 및 장기보관성 문제가 야기될 수 있으며 또한 두 종류의 추진제를 제조하여야 하므로 공정상의 어려움을 갖는다. 후자의 경우 추진제의 연소속도가 요구 압력수준에서 플래토(Plateau) 특성을 보이지 않을 경우 연소속도 차이로 인하여 비행모터의 성능을 예측하는데 어려움이 존재하지만, 그레이의 형상을 단순화 하거나 서스테이닝 단계 혹은 부스팅 단계에서의 압력구간에서 추진제의 압력지수 값이 비교적 낮은 값을 갖는 조성이라면 비교적 정확히 이중추력형 비행모터의 성능을 예측할 수 있을 것이다.

본 논문에서는 이중추력형 성능을 구현하기 위해 연소표면적이 서로 다른 한 종류의 추진제를 이용하는 방법을 적용하였다. 고연소속도 특성을 지닌 더블베이스(Double base) 추진제를 이용하여 부스팅 단계에서의 추진제 형상과 서스테이닝 단계에서의 추진제 형상을 각각 설계하였으며, 실제 지상연소시험(Static firing test)을 통해 이중추력 성능을 확인하였다.

2. 이중추력형 비행모터 설계

2.1 이중추력형 비행모터 설계제원 산출

다양한 설계 조건이 존재하지만, 본 논문에서는 약 3 m/s의 측풍이 존재하는 환경에서 4.2 kg의 무유도 로켓을 0.2초 동안 160 m/s에서 200 m/s로 부스팅 시킨 후 약 2.7초 동안 서스테이닝 시키는 이중추력 비행모터 설계를 가정하였다[5-6]. 우선, 부스팅 단계에서의 기준 추력을 아래와 같이 산출 하였다.

$$F = \frac{4.2 \text{ kg} \times 40 \text{ m/s}}{0.2 \text{ s}} = 840 \text{ N} \quad (1)$$

160 m/s에서 200 m/s로 증가하는 비행속도 범위에서 예측되는 항력을 고려하여 4.2 kg 탄인 경우 기준추력을 900 N으로 설정하였으며, 이를 통해 약 0.2초 동안의 총역적 설계기준을 40.4 lbf·sec로 설정 하였다. 더불어 서스테이닝 단계에서 발생하는 탄의 항력은 추력과 동일해야 하므로 탄의 항력계수를 적용하여 아래와 같은 식으로 항력을 계산하였으며, 마하 0.6일 경우 설계 기준추력을 117 N(26.3 lbf)으로 설정하였다[7].

$$F_d = \frac{1}{2} \rho C_d S v^2 \quad (2)$$

2.2 추진제 선정

산출된 설계제원의 성능을 만족시키면서 탄 전체의 중량을 최소화하기 위해 연소속도가 빠른 추진제를 선정하였다. 탄의 형상에 따른 제약

Table 1. Propellant properties.

Burning rate (in/sec) @21°C	Burn rate coefficient	300 psi ~ 700 psi	0.07
		2100 psi ~ 3000 psi	1.19
	Pressure exponent	300 psi ~ 700 psi	0.39
		2100 psi ~ 3000 psi	0.01
Specific heat ratio			1.24
Flame temperature(°C)			2,517
Density(g/cc)			1.63
Molecular weight(g/mol)			24.6
Characteristic velocity(ft/sec)			4,583

조건으로 직경이 비교적 작은 비행모터에 적용한다는 점을 감안하여 프리그레인 타입의 추진제를 선정하였으며, 추진제 제조 공정성 및 양산성을 고려하여 압출형 더블베이스 추진제를 선정하였다.

Table 1에는 이중추력형 비행모터의 추진제로 선정된 추진제의 주요 특성값을 보여주고 있다. 선정된 추진제의 열역학적 계산을 통한 성능에 따른 추진제 조성에 따른 연소반응에서의 평형 상태를 계산하는 것이며, REAL 코드를 사용하여 열역학 특성값을 확보하였다. REAL 코드는 연소과정의 열역학적 데이터를 바탕으로 한 수치해석법을 적용한 것으로 추진제 원료들의 엔탈피 혹은 엔트로피 값을 이용하여 연소 반응물의 특성을 계산하게 되며, 연소결과물은 virial 상태방정식에 의하여 산출된다[8]. 연소속도는 추진제의 특성 중 가장 중요한 것으로 온도 및 압력조건에 따라서 상이한 연소속도 값을 갖게 된다. Saint Robert's burning-rate law에 의한 연소속도와 연소압력과의 관계는 다음과 같다.

$$r = aP^n \quad (3)$$

여기서 r 은 연소속도, P 는 연소압력, n 은 압력지수, 그리고 a 는 연소속도 상수를 의미한다. 추진제의 특성상 압력별 연소속도를 Strand Burner를 이용하여 측정하였다. 부스팅 단계의 예상 압력은 약 2,800 psi이므로 2,100 psi에서

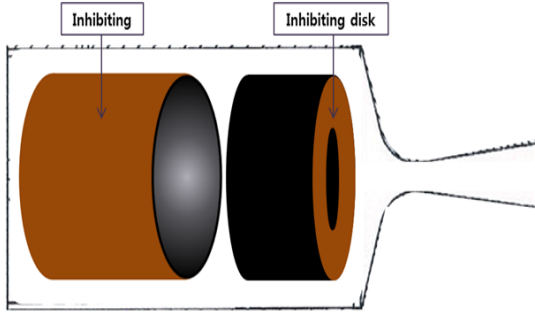


Fig. 2 Configuration of the boosting propellant grain (left) and sustaining propellant grain (right).

3,000 psi 범위에서의 연소속도를 측정하였고, 서스테이닝 단계의 예상압력은 약 400 psi 이므로 300 psi에서 700 psi 범위에서의 연소속도를 측정하였다. 이와 같이 측정된 연소속도 결과는 Table 1에 표기되었다.

2.3 내탄도 설계

추진(Propulsion)은 화학반응에 의한 열에너지가 연소반응에 의한 운동에너지로 변환되어 얻어지며, 이 과정의 유효성은 확장 배기가스의 압력에 의해 전달된 모멘텀으로 만들어진 추력을 평가하여 예측하고 검증한다[9]. 정지된 추진기관의 1차원 정상상태 유동에 의한 추력식은 다음과 같다.

$$F = \dot{m}_e u_e / g_c + (P_e - P_a) A_e \quad (4)$$

요구추력 및 더블베이스 추진제 그레인 형상과 관련된 제약조건을 동시에 고려하여 부스팅 추진제 그레인 및 서스테이닝 추진제 그레인의 형상을 각각 설계하였다. 노즐부의 형상은 서스테이닝 단계에서 요구하는 성능을 우선적으로 만족시키도록 설계하였으며, 부스팅 단계에서의 성능이 만족함을 확인하였다.

Fig. 2는 부스팅 추진제 그레인 및 서스테이닝 추진제 그레인의 형상을 보여준다. 추진제 그레인 설계는 요구추력을 만족하는 연소면적을 계산하고 연소면적에 의한 추진제 형상을 결정하는 것을 목적으로 한다. 이를 위해 추진제의 열

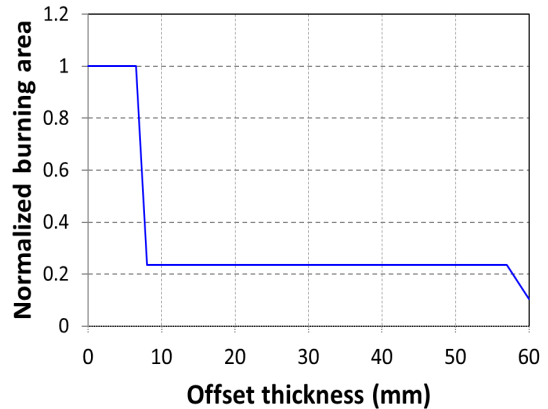


Fig. 3 Burning area as a function of the propellant offset thickness.

역학적 특성, 노즐부의 제원, 그리고 연소관 형상 등의 제원을 이용하여 이중추력형 비행모터의 내탄도 해석을 하였으며, 고압 및 저압에서 추진제의 연소속도 상수와 압력지수가 상이하므로 부스팅 단계와 서스테이닝 단계에서의 내탄도 해석은 별도로 수행하였다.

추진제는 Fig. 2와 같이 연소실에 동시에 충전하며, 부스팅 구간에서는 두 추진제가 동시에 연소되고 부스팅 추진제 그레인의 연소가 종료되면 서스테이닝 추진제만 연소하게 되어 이중추력형을 구현하였다.

부스팅 구간은 압력지수가 낮은 플래토 구간에서 설계되었다. 이는 온도에 대한 최대압력의 편차를 줄일 수 있다. 연소면적은 중립형으로 구현하기 위해 추진제를 튜브타입으로 하였으며, 양 끝단에 인히비팅(Inhibiting) 디스크를 붙여 연소되지 않도록 하였다. 서스테이닝 추진제 그레인 역시 연소면적을 중립형으로 구현함과 동시에 충전량의 향상을 위하여 후방연소형 실린더 타입으로 설계하였다. 후방 연소면적을 조절하기 위하여 큰모양으로 설계하여 이 부분만 연소되도록 하였다.

Fig. 3은 형상 설계가 완료된 추진제의 연소거리에 따른 연소면적을 부스팅 단계와 서스테이닝 단계로 나누어 함께 나타내었다. 부스팅 추진제와 서스테이닝 추진제를 프리그레인 형태로 동시에 연소되도록 설계하여 내탄도 해석을 한

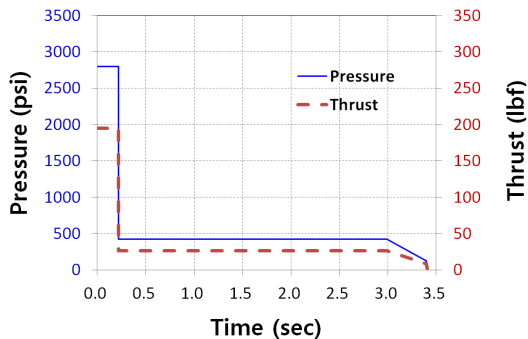


Fig. 4 Pressure vs. time and thrust vs. time curve of the dual-thrust flight motor obtained by internal ballistic analysis.

결과 이중추력 성능을 구현할 수 있었으며, 산출된 설계제원의 조건을 만족하기 위한 서스테인 단계와 부스팅 단계의 추력비는 약 1:7.4 임을 보였다(Fig. 4).

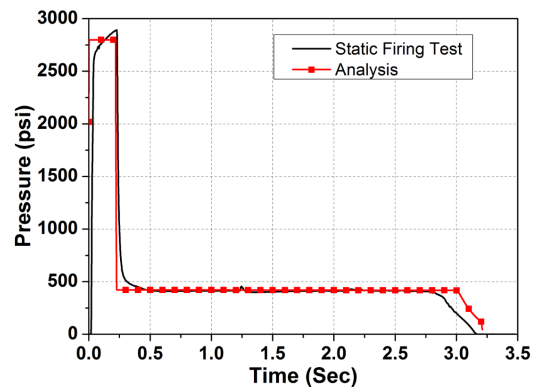
3. 연소시험 평가 및 분석

이중추력형 비행모터의 성능확인 및 서스테인 단계에서의 압력강하에 의한 연소현상을 확인하기 위해 헤비타입의 비행모터를 제작하여 지상연소시험을 실시하였다. 추력 및 압력 데이터를 확보하기 위해 모터 전방에는 추력 측정을 위한 로드셀을 장착하였으며, 연소관의 측면에는 압력 측정용 게이지를 연결하였다. Fig. 5는 실제 연소시험대에 장착된 이중추력형 비행모터의 모습을 보여주고 있다.

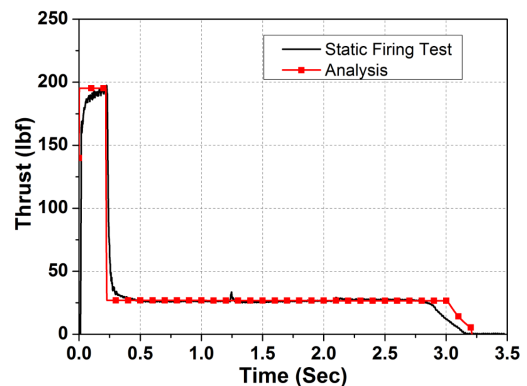
산출된 설계제원의 조건을 만족하는 이중추력형 비행모터는 부스팅 단계와 서스테인 단계의 추력차이가 상당히 크기 때문에 추진제의 연소 불안정성과 압력강하에 의한 추진제의 소화 현상이 염려가 되었으나, 연소시험 결과 이중추력형 비행모터 성능 구현에 이상이 없음을 확인할 수 있었다. Fig. 6은 내탄도 해석을 통해 확보한 성능결과와 실제 지상연소시험을 통해 확보한 성능을 비교한 결과이다. 전체적으로 이중추력형 비행모터는 부스팅 단계에서 서스테인 단계로 넘어갈 때 평균압력이 2,786 psi에서



Fig. 5 Static firing test of dual-thrust flight motor for performance evaluation.



(a) Pressure vs. time



(b) Thrust vs. time

Fig. 6 Performance comparison of the dual-thrust flight motor obtained by internal ballistic analysis and static firing test.

Table 2. Performance summaries during the boosting phase.

No.	Average pressure (psi)	Average thrust (lbf)	Burning time (sec)	Total impulse (lbf·sec)
Analysis	2,796	195	0.219	42.0
Static firing test	2,786	189	0.213	40.5
Error rate (%)	0.4	3.2	2.8	3.7

Table 3. Performance summaries during the sustaining phase.

No.	Average pressure (psi)	Average thrust (lbf)	Burning time (sec)
Analysis	419	26.2	2.77
Static firing test	405	25.6	2.63
Error rate (%)	3.4	2.3	5.3

405 psi로 낮아짐을 보였으며, 서스테이닝 단계와 부스팅 단계의 추력비는 약 1:7.6 임을 보였다. 부스팅 단계에서의 주요 요구 성능인 총추력은 실제 지상연소시험 결과 40.5 lbf·sec로써 내탄도 해석 값인 42.0 lbf·sec 보다 약간 낮은 값을 보였지만(Table 2) 산출된 설계제원의 값은 만족시킬 수 있었다. 이를 통해 체계 요구조건으로 가정한 4.2 kg의 탄을 160 m/s에서 200 m/s로 증속할 수 있는 충분한 추력값을 확보할 수 있었다. 총역적 이외에 평균압력, 평균추력 및 연소시간은 내탄도 해석결과와 비교하여 오차율이 3.0% 내외로 유사한 결과를 얻을 수 있었다. 서스테이닝 단계에서의 주요 요구성능인 평균추력은 내탄도 해석 결과 보다 약 0.6 lbf 낮은 25.6 lbf 값을 확보하였다(Table 3). 평균압력 값 역시 내탄도 해석 결과보다 약 14 psi 낮은 값을 가졌는데 이는, 서스테이닝 단계에서의 추진제 압력지수가 0.39로 다소 높기 때문에 발생한 오차라고 판단된다. 산출된 설계제원의 성능 및 이중추력형 성능을 구현하였지만 내탄도 해석 대비 다음과 같은 설계상의 문제를 확인하였다. 첫째, 부스팅 단계에서의 압력 및 추력 선도가 증

립형이 아닌 증가형으로 나타났다. 이와 같은 성능을 보이는 가장 주된 이유는 점화장치의 위력과 연소관 내 점화장치의 위치 등 추진제 그레이인을 점화시키기 위한 점화장치의 최적 설계가 안된 것으로 판단하였다. 둘째, 서스테이닝 구간에서의 연소시간이 설계했던 것에 비해 다소 짧았을 뿐만 아니라 연소 종말부분에서 늘어지는 현상을 가졌다. 이는 연소표면적을 높이기 위한 방법으로 서스테이닝 추진제 그레이인 끝단 내부를 콘모양의 형상을 갖도록 설계하였는데, 이로 인해 상기와 같은 결과를 보였다고 판단된다. 콘모양의 형상으로 인하여 실질적인 웹(Web) 두께가 다소 얇아졌으며 또한 연소 종말 부분에서 슬리브(Sleeve)가 존재하게 된 것이다. 이를 통해 향후 체계 요구 조건 및 신뢰성을 가지는 이중추력형 비행모터 설계시 추진제 그레이인 및 점화장치에 대한 최적화 설계가 수행되어야함을 확인할 수 있었다.

4. 결 론

본 논문에서는 무유도 로켓탄에 대한 측풍의 영향을 최소화하여 명중률 향상을 도모하고자 고연소속도 특성을 지닌 더블베이스 추진제 그레이인의 형상을 조절하여 부스팅과 서스테이닝 기능을 갖는 이중추력형 비행모터 개발에 관하여 기술하였다.

이중추력형 비행모터 개발을 통해 목표 공력 특성 달성을 위한 요구성능 산출, 추진기관의 내탄도 설계 및 해석능력 확보, 그리고 성능시험 평가 및 해석능력 확보를 통해 추진기관 개발에 대한 기술적 능력을 향상시킬 수 있었다. 더불어 본 연구 결과는 무유도 및 유도탄의 사거리 연장 및 종말속도 향상을 통해 탄의 성능향상에 크게 기여할 수 있을 것으로 기대하며, 향후 유사한 이중추력형 비행모터의 개발에 유용하게 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

1. Sutton, G.P. and Oscar, B., *Rocket Propulsion Elements*, 7th ed., John Wiley & Sons Inc., 2001.
2. Lee, D.H., Yoon, M.W. and Hwang, K.S., "Development of the Dual-Thrust Rocket Motor," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 32, No. 9, pp. 130-135, 2004.
3. 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.
4. Drzewiecki, T.M., "Dual-mode, Reaction-jet, Thrust-vector Controls for Small Missiles," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 7, No. 5, pp. 603-607, 1984.
5. Kentgens, H., Mackowiak, H.P. and Schofn, R., "Short-Action Solid Rocket Motors with Double-base Propellants," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 21, pp. 118-126, 1996.
6. Anon, "Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction," NASA Report SP 8039, N72-18785, 1971.
7. Eswar, J., Mark, P. and William, B.B., "Applications of a Counterflow Drag Reduction Technique in High-Speed Systems," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 39, No. 4, pp. 605-614, 2002.
8. Belov, G.V., "Thermodynamic Analysis of Combustion Products at High Pressure and Temperature," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 23, No. 2, pp. 86-89, 1998.
9. Alain, D., *Solid Rocket Propulsion Technology*, Pergamon Press, pp. 1-9, 1993.