Technical Paper

DOI: https://doi.org/10.6108/KSPE.2021.25.1.058

이종추진제를 적용한 이중추력 추진기관 개발

김경무^{a,*} · 김정은^a · 임재일^a · 박성한^b

Development of the Dual Thrust Rocket Motor with Two Kinds Propellant

Kyungmoo Kim a,* · Jeongeun Kim a · Jaeil Lim a · Sunghan Park b

^aLIGNex1, Mechanical R&D Lab, Korea ^bAgency for Defence Development, 4th Dept., Korea ^{*}Corresponding author. E-mail: kyungmoo.kim@lignex1.com

ABSTRACT

This paper describes the development for the dual thrust rocket motor with two types of propellants with different combustion characteristics. We developed the composition of two kinds of propellant to be applied to a rocket motor, and improved a propellant charging process in a free grain type to improve the adhesion method and the problems of adhesion between different propellants. In addition, to meet the ignition phenomenon as a small rocket motor, the ignition delay was improved by applying a nozzle plug developed in a high density foam. The propulsion rocket motor reflecting this design and the improved manufacturing process was evaluated through a ground performance test.

초 록

본 논문에서는 연소특성이 다른 이종추진제를 갖는 이중추력 추진기관 개발을 기술하였다. 적용된 이종추진제의 조성 개발과 이종추진제간 접착방법과 접착력 개선을 위해 free-grain형식으로 추진제 충전 제작 공정을 개발하였다. 추가해서, 소형 추진기관으로 점화 현상을 충족시키기 위해 고밀도 foam으로 개발한 노즐 마개를 적용함으로써 점화지연을 개선시켰다. 이런 설계와 개선된 제작공정을 반영하여 개발된 추진기관은 지상성능시험으로 그 성능을 평가하였다.

Key Words: Dual Thrust Rocket Motor(이중추력 로켓 모터), Propellant(추진제), Booster(부스터), Sustainer(서스테이너), Performance(성능)

Nomenclature

	APB	: Coarse Ammonium Perchlorate
	APb	: Mid Ammonium Perchlorate
Received 10 August 2020 / Revised 20 October 2020 / Accepted 25 October 2020 Convident © The Korean Society of Propulsion Engineers	BZ	: Benzene
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548	HDI	: Hexamethylene Diisocyanate

Hs	: Hardness of shore
HTPB	: Hydroxyl Terminated Polybutadiene
NDT	: Non-Destructive Test
UTM	: Universal Test Machine
п	: Burning rate pressure exponent
kP	: Kilo-Poise
σ	: Stress
ϵ	: Strain

1. 서 론

고체 로켓 추진기관은 임무에 따라 여러 종류 로 구분되고 있는데, 장착 플랫폼으로부터 발사 시 정지마찰을 극복하기 위해 초기에 큰 추력이 요구된다. 일반적으로 추진기관은 단순추력형과 다중추력형으로 나뉘어 적용하는데, 초기 추력을 증가시키기 위해서 다중추력형은 분리형과 비 분리형으로 구분한다[1,2]. 단일 연소관을 사용하 는 비 분리형 이중추력 추진기관은 단 분리하는 분리형 추진기관과 비교할 때 1단과 2단을 따로 만들지 않아도 되고, 별도의 단 분리장치가 없어 서 체계의 크기와 위험(risk)을 줄일 수 있으며, 단 분리시 무게중심과 공력중심의 이동이 크지 않아서 신뢰도가 높다고 할 수 있다. 반면에 단 순추력형은 초기에 많은 추력을 내기 때문에 상 대적으로 항력이 증가되고 큰 초기속도로 인하 여 종말 속도는 급격히 감소하는 경향이 있으므 로, 단순추력형은 이중추력형과 비교할 때 비행 성능이 우수하지 못한 비행영역이 나타난다[3]. 비 분리형 이중추력을 구현하기 위한 방안으로 는 추진제 그레인 형상으로 설계하는 방안과 연 소특성이 다른 2종류이상의 추진제를 적용하는 것이 있다. 이중추력을 위한 그레인 형상 조절시 연소면적을 급격하게 변화시켜야 하므로 그레인 형상이 복잡해지며, 추진제 충전율이 낮아져 추 진기관의 체적 및 무게가 증가되고, 추진제 충전 과 치구이형 작업이 어려워지게 하는 단점이 있 다. 이러한 추진제 그레인 형상은 Multi-Slot형 그레인이나 Dendrite 그레인이 대표적이다[4]. 두 번째로, 연소특성이 다른 이종 추진제는 충전율 이 유리하고, 소형화 및 체계의 단순화를 이룰 수 있지만, 추진제간의 접착과 산화제등의 물질 이동(migration)현상이 있기 때문에 이를 방지할 방법이 필요하고, 1차 추진제가 경화된 후 2차 추진제를 충전 경화시키는 제작공정 시간이 길 어지는 단점이 있다[5].

본 연구에서 이러한 관점을 고려하여 연소특 성이 다른 이종추진제를 적용한 이중추력 추진 기관을 설계/제작/시험평가를 수행함으로써 체 계적용이 가능한 추진기관을 개발하였다.

2. 추진기관 설계

2.1 성능설계

본 연구에서 연소속도가 다른 종류의 추진제 를 적용하여 이중추력을 발생시키는 방식으로 부스팅과 서스테이닝 구간을 갖도록 각각의 추 진제 특성과 추진제 그레인 형상을 적용하여 성 능설계를 진행하였다[6]. 추진기관은 Fig. 1과 같 이 4개의 슬롯이 있어서, 연소압력에 대한 초기 추력 크고, 그 이후 비행을 위한 추력을 제공하 기 위해서 end-burning 형식의 서스테이너 추진 제가 연소되는 과정을 갖도록 설계하였다.

2.2 추진제 조성설계

추진제는 HTPB 혼합형 추진제를 적용하였으 며, 연소속도와 물성이 다른 추진제 특성을 고려 하여 Table 1과 같이 부스터 단계와 서스테이너



Fig. 1 Dual Thrust Rocket Motor with two-kinds propellant. 단계에 요구되는 설계 조건에 상응하게 조성연 구를 수행하였다.

2.2.1 부스터 추진제

부스터 추진제는 기본 요건 및 내탄도 성능 만족을 위해 조성연구를 진행하였으며, 그 결과 는 Table 2와 같다.

Booster-01 추진제의 특성을 분석한 결과, 연 소속도 요구 성능은 만족하였으나, 전체 추력 성 능을 만족하지 못하여, 추진제의 밀도를 상승시 킨 두 번째 Booster 조성(Booster-02)에서 금속연

	Table	1.	Propellants	requirements.
--	-------	----	-------------	---------------

	Requirements			
Propellants	Density,	, Burning		
	g/cc	rate,mm/sec	@ psia	
Booster	1.820	5.5	1,000	
Sustainer	1.820	18.5	250	

Table 2	2.	Booster	propellant	formulations.

Denemotors		Booster	Booster	Booster
	Farameters	-01	-02	-03
	Binder, HTPB etc.	12	11	12
wt%	Oxidizer, AP*	69	69	69
	Metal fuel, Al	19	20	19
	Viscosity(EOM), kP	4.8	4.8	2.4
	Burning rate (mm/sec) @ 1000 psia	6.10	6.01	5.53
	Density, g/cc	1.808	1.827	1.795
Re-	Max stress(σ_m), bar	4.9	5.0	5.7
	Max strain(ϵ_m), %	44	39	46
	Break strain(ϵ_b), %	50	47	53
	Young's modulus (ϵ_o) , Bar	27	35	35
	Hardness(Hs)	60	50	53

* Booster-01, APB:APb = 3:7

Booster-02 APB:APb = 5.5:4.5

Booster-03 APB:APb = 5:5

료인 알루미늄 함량을 1% 증가시켜 추진제를 제 조하였다. 알루미늄 함량 20 wt%가 적용된 추진 제의 특성을 분석한 결과, 알루미늄의 함량이 연 소속도에는 크게 영향을 미치지 않았으나, 밀도 값이 1.808 g/cc에서 1.827 g/cc로 상승한 결과 를 보여줌으로써 추진제의 성능을 만족하는 것 을 확인하였다.

그러나 Booster-02 추진제를 적용한 추진기관 성능시험 결과, 점화지연문제가 발생되어 추진기 관 성능에 부합되지 못한 결과를 얻었다. 따라서 추진기관의 성능은 내탄도적으로 접근하고, 점화 지연을 해결하기 위해서 알루미늄 함량을 1 wt% 감소시키고 3가지 타입의 AP를 입도 크기 별 함량을 조절하여(Booster-03)제조하였다. 그 결과 밀도 값은 1.795 g/cc로 성능값에 도달하지 못하였지만, 점화지연문제는 해결되고 연소속도 결과가 만족하는 것을 확인할 수 있었다.

2.2.2 서스테이너 추진제

서스테이너 추진제는 end-burning 그레인으로 적용하였는데, 개발요건에 따라 조성작업을 진행 하였다.

추진제 충전 공정에 적합한 점도 및 흐름성이 좋은 추진제를 제조하기 위해 Table 3과 같이 가소제 종류변경 및 함량을 증가하고, 연소촉매 제 함량 또한 조절하면서 추진제 조성을 연구하 였다.

Sustain-04의 물성 및 연소속도 결과는 성능에 는 큰 차이가 없었으나, Sustain-01 추진제의 초 기 점도 값이 17 kP에서 6 kP로 약 70%정도 감 소하였으며, 추진제의 흐름성 또한 좋아지는 것 을 확인하여, 이를 성능 및 공정에 적합한 추진 제 조성으로 확정하였다.

3. 추진기관 제작

3.1 연소관

본 연구에서 적용한 연소관은 Table 4와 같이 설계하였다.

연소관의 앞마개 형상은 구조적 견고성을 위

구 분		Sustain -01	Sustain-02	Sustain -03	Sustain -04	
	Oxidizer, AP		69	69	69	69
	Metal fuel, Al		19	19	19	19
wt%	Catalyst, BuCN		5	5	5	4
	Plasticizer	DOA	3	-	-	-
		IDP	-	3	3.2	3.2
	Viscosity(EOM), kP		17	12	11	6
Results	Burning rate (mm/sec) @1000		34.71	34.55	33.88	30.70
	Density, g/cc		1.820	1.817	1.813	1.809
	Max stress (σ_m), bar		7.4	8.4	7.6	6.0
	Max strain (ϵ_m), %		22	23	25	23
	Break strain (ϵ_b), %		26	25	28	26
	Young's modulus (e	(a_o) , Bar	47	52	42	35
	Hardness (Hs)		55	55	53	50

Table 3. Sustainer propellant formulations.

Table 4. Designed combustion case.

Parameters	Design values	
Length(mm)	516.4	
Diameter(mm)	47.6	
MEOP(psi)	2110	
Design pressure(psi)	2743	
Material	Al 7075-T6	

해 Fig. 2와 같이 토리구형(tori-sphere type)으로 제작하였다. R_k, R_s를 변수로 하여 구조해석을 수행한 결과 안전계수 2.8 이상을 도출함으로서 연소관 적용에 만족함을 확인하였다. 설계 및 해 석에서 적용한 소재는 알루미늄 합금 7075-T6이 며, 제작공정은 Flow forming기법으로 제작하였 다. 그리고 연소관에서 노즐과 결합하는 부위는 소재가 청동선(KSD - 5506-C5191)인 잠금선 (lock-wire)으로 체결하는 방법을 적용하였다.

설계의 건전성을 검증하기 위해 구조적 수압 시험을 수행한 후 제작 완료된 연소관은 Fig. 3 과 같다.

3.2 노즐

설계된 노즐의 형상은 Fig. 4와 같다. 노즐 내 열재는 연소가스로부터 노즐 구조체 및 연소관



Fig. 2 The tori-spherical dome and Structure analysis result for the combustion case.



Fig. 3 Combustion case.

		Maximum	Tensile	Test	
No Adhesives		Load	Stress	Speed	
		(kgf)	(bar)	(mm/min)	
1	Propellant :	195	20	12.7	
1	Propellant	10.5	2.9	12.7	
2	HDI : BZ	28.6	5.0	12.7	
2	50:50	56.0	5.9	12.7	
2	HDI : BZ	28.0	5.0	10.7	
3	70:30	30.0	5.9	12.7	

Table 5. Adhesive strength tests & results.

의 노출을 막고 기밀을 유리하기 위한 레이아웃 으로 설계 하였다. 내열재의 재질은 Glass/ Phenolic을 사용하였고, Press chop molding 기 법으로 제작하였으며, 금속인 노즐 구조체에 노 출되지 않도록 구조체의 끝 부분까지 연장시켰 다. 노즐목은 소재로 ATJ graphite를 사용하였 고, Fig.4에서처럼 입구 및 출구 반각(40°와 11°) 에 따라 제작되었다.

3.3 추진제 충전 및 충전 개선

추진제는 1차적으로 전통적인 방식인 casebonded 형식으로 서스테이너 추진제를 충전한 후, 부스터 추진제를 충전하는 순서로 진행하였 다. 두 추진제간의 특성(열 특성, 물리적 특성)과 조성이 상이하면, 접착 경계면에서는 산화제 등 의 물질이동이 존재하는 것으로 알려져 있다. 이 를 억제하고 부착이 견고하게 되는 방법을 찾기



Fig. 4 Designed Nozzle configuration.



Fig. 5 NDT result with the separated interface between propellants.

위해서 일련의 접착방안을 고려하고, 부착시험을 진행하였는데, 해당 시험결과는 Table 5에 나타 내었다. 접착력 시험은 추진제간 접착으로부터, HDI와 벤젠 함량 및 HX-752와 벤젠함량 변경에 따라 UTM 장비로 수행하였다. 결과적으로 접착 강도가 HDI:벤젠=50:50인 경우가 가장 큰 값이 도출되어, 이 경우를 적용하여 추진제 충전을 시 도 하였다. 그러나 시편단위의 접착력시험에서 충분한 접착력을 도출하였지만, 실제 추진기관 제작공정상에서 추진제 경화시 부스터추진제의 수축 경화 때문에 모든 방향으로 구속된 End-burning인 서스테이너 추진제와 부스터 추 진제간 계면에서 경화 수축력에 비해 접착력이 약하여 계면분리가 Fig. 5처럼 일어났다.

접착면에 도포된 HDI로는 추진제 경화로 인 한 수축력을 감당하기 어렵다고 판단되어, 라이

제25권 제1호 2021. 2.

너와 연소관 접착시 사용되는 Desmodure RE를 표면에 도포한 후 부스터 추진제를 충전 경화 시켰다. 두 추진제는 RE의 큰 접착 성질로 인하



Interface adhesion

Fig. 6 NDT result with the adhesive interface between propellants.



Fig. 7 NDT result with the crack in sustaining propellant and adhesive interface status (left : sustainer, right : booster and interface).





Fig. 8 Schematics diagram of the formation of propellant defects due to the adhesion.

여 경화이후에도 계면은 Fig. 6처럼 접착이 양호 한 것으로 확인 되었다.

그러나, 접착력을 개선하기 위한 Desmodure



Fig. 9 The improved propellant charging process



Fig. 10 The charging tool(left upper), charged propellant grain (right) and assembly process (left lower).



Fig. 11 Nozzle plug.

RE 도포과정에서 부스터 추진제 경화시 계면 접 착력이 견고하여, Fig. 7과 같이 서스테이너 추 진제의 구조적 취약부나 결함(예로 기공이나 미 세균열)부에서 추진제의 결함이 균열로 전파되 어 결함부가 확대되거나 찢어지는 현상이 발생 하였다.

이러한 현상은 Fig. 8의 도식도와 같이 분석 되었다. 2종 추진제를 접착하는데, HDI를 접착 하는 경우 접착력이 부족하여 부스터 추진제 경 화에 따라 이미 경화 완료된 서스테이너 추진제 와 약한 경계면에서 이탈이 발생되어 분리가 되 었다. 이 과정에서 서스테이너 추진제는 축 방향 으로 변형이 가능하기 때문에 추진제 내부 기공 에 의한 균열의 확대 발생 및 전파는 추진제 비 파괴사진(Fig. 9)으로 확인되었다.

부스터 경화로 연소관 쪽은 연소관과의 접착 력이 어느 정도 존재하여 서스테이너와 부착이 되지만, 부스터 중앙 슬롯 중앙부의 수축경화로 계면은 중심축부위에서 상당량 변형후 이탈되고, 반경방향으로 갈수록 그 정도가 작은 것으로 분 석되었다. 이런 현상은 계면 분리모양이 Fig. 5 와 같이 마치 볼록 렌즈 같은 모양으로 형성되 는 것으로 설명된다.

추진제 조성의 차이로 인한 물질이동 억제와 부착력을 증가시키기 위해 이종추진제간의 접착 부에 Desmodure RE를 적용하였을 경우 부스터 추진제의 경화 수축으로 Fig. 8의 계면부위의 오 른쪽 화살표와 같이 힘이 작용하게 된다. 연소관 반경방향 벽의 위아래는 수축경화에 크게 영향 받지 않지만, 축 방향으로는 서스테이너 헤드부 의 힘과 부스터의 해드부 인장력이 지배적이기 때문에, end-burning 형식의 서스테이너 추진제 의 내부에서 기공이 존재하는 경우, 내부 결함은 기공들의 연결로 진행되어 더 큰 갈라짐의 형태





Fig. 12 Nozzle plug, pneumatic (upper), ignitor test (middle) and pneumatic test results(lower).



Fig. 13 Ignitor test results with a nozzle plug(upper) and assembly feature for nozzle - nozzle plug-ignitor (lower photo).

로 발전된다.

발생된 원천적인 문제점을 개선하기 위해 추 진제 충전은 Fig. 9와 같이 추진제 그레인만 별 도로 제작하여 연소관에 삽입하는 free-grain형식 을 적용한 공정으로 변경하였다.

추진제의 경화로부터 수축/팽창이 내열고무 (EPDM)와 함께 변형이 이루어지기 때문에 연소 관에 접착된(case bonding) 형태보다는 추진제간 분리 및 균열이 없는 공정을 개발 하였는데, 내 열고무 및 라이너와 함께 별도 충전치구에서 충 전된 추진제 그레인은 Fig. 10처럼 연소관에 삽 입하는 공정으로 추진기관 충전체를 제작하였다.

3.4 노즐마개 및 점화기

개발된 추진기관은 소형 추진기관으로 부스터 초기 연소면적이 작고 체계 요건에 따라 후방점



Fig. 14 The final assembled dual rocket motor with two-kinds propellant.



Fig. 15 Ground Test Stand and Firing Test (Seen from above).

화방식을 적용하기 때문에 점화지연이 수차례 발생되어 추진제 조성 개선과 더불어 노즐마개 도 개발도 병행하여 적용하였다. 노즐마개는 일 정 연소압(~500 psia)에서 이탈되도록 설계제작 되었는데, 형상은 Fig. 11과 같다.

노즐마개는 고밀도 foam과 마개 양단에 triplex disk를 부착하여 제작하였으며, 노즐면에 epoxy 2216의 접착제를 사용하여 부착하였다.

노즐마개는 접착제의 성능뿐만이 아니라 고밀 도 foam의 두께에도 영향이 있다고 판단하여, Fig. 12처럼 두께별(5, 10, 그리고 30 mm)로 제 작하여 공압시험을 수행함으로써 노즐마개 두께 를 결정하였다.

노즐마개와 점화제 양은 상호간의 밀접한 관 계가 있어서 공압시험으로 선정한 마개에 대하 여 점화제의 양을 결정하는 점화기 시험을 수행 하였다. 1차로 점화기 마개가 없이 노출되어 있 는 상태에서 점화제를 1.0 g(이론값 0.8 g) 부터 1.2, 1.5, 1.8 g 각각 적용하여 시험하였다.

시험한 결과는 Fig. 13에 나타내었는데, 최대 압력은 각각 380, 470, 500, 그리고 760 psig로 측정되었으며, 연소시간 40 ms로 측정되었다. 이 를 통해 점화 설계 조건을 바탕으로 노즐 마개 를 적용하여 시험으로 점화제는 1.2 g과 1.5 g이 설계요건을 만족한다고 판단되어 1.2 g을 선정하 였다.

4. 추진기관 성능시험

위 모든 과정을 기반으로 개발/조립 완료된 추진기관은 Fig. 14와 같으며, 이종추진제가 적 용된 이중추력형 추진기관의 성능 설계를 기반 으로 설계 및 제작의 건전성을 확인/검증하기 위하여 Fig. 15와 같은 지상연소시험대에서 시험 을 수행하였다. 시험조건은 대기온도조건(20℃) 에서 수행한 것이다.

추진기관의 성능시험으로 얻은 결과는 Fig. 16 에서 압력-시간 및 추력-시간으로 나타내었다.

점화제의 양은 자유체적(free volume)에 대해 서 이론적 계산으로 0.8 g이었지만, 열 손실 등

을 감안하여 이론 기초 계산 값에 47%를 추가하 여 결정하였다.

SRM-01은 부스터 추진제의 점화능력이 부족 하여 상당시간(~0.8 sec) 점화지연이 발생하였으 며, 이를 보완한 대책으로 SRM-02에서 점화제를 1.2 g부터 점화제 시험에서 유효 설계값인 1.5 g 까지 늘려 적용하였고, 결과적으로 점화지연을 줄인 결과를 얻을 수 있었다.

노즐목은 ATJ graphite를 사용해서 추진제에 포함되어 있는 금속연료입자(AI, 19%)가 노즐목 을 삭마시켜 노즐목 직경이 증가하여 예측했던 수치보다 압력이 더 빨리 감소되었다. 서스테이 너 구간에서도 삭마량은 작지만 증가된 노즐목 직경으로 인하여, 예측 대비 38% 작은 압력으로 계측 되었다. 또한, 부스팅 구간에서 서스테이닝 구간으로 접어드는 과도구간에서 압력과 추력의



Fig. 16 Ground Test Results.

튐 현상이 발생하였다. 이는 과도구간에서 추진 제 그레인 형상과 관련하여 부스팅 추진제와 서 스테이닝 추진제가 혼재되어 발생한 것으로 추 정되는데, 연소속도가 느리지만 연소면이 상당부 분 존재하고, 그와 동시에 연소속도가 빠른 서스 테이너 구간의 작은 연소면이 노출되어 일어나 는데, 별도의 성능분석을 통하여 자세한 원인과 해소방안을 위해 추가적인 연구가 필요하다.

시험된 추진기관의 성능은 추진제 그레인 형 상에 대한 면적분석과 조성된 추진제의 특성치 를 이용하여 해석적 방법으로 설계/예측하였다. 성능 해석 방법과 절차는 별도로 진행 중인 연 구결과로 제시할 예정이다. 예측된 성능선도는 지상연소시험 결과에 대하여 잘 일치되고 있어 서 추진제 충전 공정의 아이디어를 비롯한 상기 개발 과정이 합리적 개발임을 보여 주었다. 추진 기관이 소형이기 때문에 구성품의 설계 및 제작 조건이 소폭 변경되더라도 결과는 민감하게 나 타남을 알 수 있었다. 특히 추진제나 충전공정을 비롯하여 점화방식의 최적화 등 구성품별 연구 조사를 수행하였으며, 이상 현상의 발생을 분야 별로 연구하여 문제점을 파악하고 해결방안을 도출하였다. 이를 바탕으로 향후 계획된 체계에 적용에 있어 충분한 조건을 갖춘 개발이었음을 보여주었다.

5. 결 론

본 논문에서 연소특성이 다른 이종추진제를 갖는 이중추력 추진기관 개발을 기술하였다. 적 용된 이종추진제 조성 개발을 포함하여 고체로 켓모터를 설계 제작하였고, 개발된 추진기관은 지상성능시험으로 평가하였다. 모든 개발 과정들 은 체계적용을 위하여 다음과 같은 결과를 도출 하였다.

- 기본 설계요건에 및 성능요건을 만족하고, 충전이 용이한 조건을 갖는 고성능 이종추 진제를 개발하고,
- 이종추진제간 접착력 개선을 위해 접착방 법에 따른 결함을 배제시킨 free-grain형식으

로 추진제 충전 제작 공정을 개발하였으며,

- 3) 고밀도 foam으로 제작된 노즐 마개를 적용 개발하고 점화제 적용시험을 수행함으로써 점화지연을 개선시켰다.
- 4) 이종추진제 충전 적용시 과도 구간에서 압 력/추력의 튐 현상의 근본 원인과 해소방 안을 위해 내탄도 해석/분석의 연구가 추 가로 필요하다.

후 기

본 추진기관 개발을 위하여 개발과정에서 도 출된 어려움에 대한 기술적 지원과 협조를 제공 하여 주신 국방과학연구소 연구원들께 진심으로 감사드립니다.

References

1. Sutton, G.P., Rocket Propulsion Elements, 8th

ed., John Wiley & Sons, Inc., U.S.A., 2010.

- Davenas, A., Solid Rocket Propulsion Technology, Pegamon Press, France, 1993.
- Sung, H.G., Kim, J.Y., Choi, Y.K. and Hwang, K.S., "A Study of Dual-Thrust Solid Rocket Propulsion System with a Single Combustor," 89 KSAS Spring Conference, Korea, pp. 163-166, Apr. 1989.
- Lee, D.H., Yoon, M.W. and Hwang, K.S., "Development of the Dual-Thrust Rocket Motor," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 32 No. 9, pp. 130-135, 2004.
- Kim, H.J. and Moon, K.J., "Internal Ballistic Analysis using Two Kinds of Propellant for Design of Dual-thrust Solid Rocket Motor," 48th KSPE Spring Conference, Jeju, Korea, pp. 1176-1179, May. 2017.
- Kubota, N., Propellant and Explosives, Wiley-VCH, Germany, pp. 444-450, 2002.