

고체연료 램젯용 HTPB 연료그레인에 첨가제와 점화보조제가 미치는 영향

정우석* · 백승관* · 정연수* · 권태수** · 박주현** · 김인철** · 권세진*†

Effects of Additives and Ignition Support Material on HTPB Fuel Grains for Solid Fuel Ramjet

Woosuk Jung* · Seungkwan Baek* · YeonSoo Jung* ·
Taesoo Kwon** · Juhyun Park** · Incheol Kim** · Sejin Kwon*†

ABSTRACT

Firing test of the fuel grain for solid fuel ramjet with additives and ignition support material was conducted. Fuel grain consist of HTPB mixed with AP particle 15 wt.%, Boron particle 5 wt.%. To cause the short ignition delay, ignition support consist of NC/BKNO₃ and composite propellant was coated to the fuel grain. An oxidant gas having a controlled temperature, pressure and oxygen composition close to the air condition in the ramjet combustor was supplied using the Ethanol blended H₂O₂ gas generator. Gas was set to flow at a mass flow rate of 150 g/s and mass flux of 200 kg/m² in the grain port. Through the test, ignition support operated well and ignition delay of 0.5. During the test, stable chamber pressure with 8 bar and high combustion efficiency of 0.86 was confirmed.

초 록

첨가제와 점화 보조제가 적용된 고체연료 램젯 용 연료 그레인의 연소시험을 수행하여 점화 지연과 연소 효율을 확인하였다. 연료 그레인은 HTPB에 AP 파우더 15 wt.% 보론 입자 5 wt.%가 혼합된 형태로 구성되어 있다. 연료 그레인에 NC/BKNO₃와 Composite 추진제로 이루어진 점화보조제를 도포하여 우수한 점화성능을 확보하였다. 에탄올 블렌딩 과산화수소 가스발생기를 통해 램젯 연소실의 공기와 가깝도록 온도, 압력, 산소 조성을 조절한 산화제 가스를 유속 200 kg/m²s 으로 흐르도록 설정하였다. 실험 결과, 점화보조제의 작동을 통해 연료그레인에서 0.5초의 점화 지연시간을 파악하였다. 또한 보론의 연소를 통해 8 bar의 일정한 연소실 압력과 0.86의 높은 연소 효율을 확인하였다.

Key Words: Air-breathing engine(공기 흡입 엔진), Solid Fuel Ramjet(고체 연료 램젯), Fuel-Rich Propellant(Fuel-rich 추진제), Additives(첨가제), Ground test(지상 시험)

* KAIST 항공우주공학과

** 풍산 기술연구원

† 교신저자, E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

램젯은 단순한 구조와 높은 비추력 성능을 가진 공기 흡입 엔진이다. 이 엔진은 흡입구에 형성된 충격파를 이용하여 공기를 압축, 가열한다. 이때 충격파는 비행 마하수에 의한 압축력에 의해 형성되기 때문에 엔진 내에 별도의 압축기를 생략할 수 있다. 하지만 램젯은 정지상태에서 추력을 낼 수 없는 단점으로 인해 널리 상용화되지 못하였다. 흡입구의 작동을 위해서는 마하수 2 이상의 초기 속도가 요구되므로 고체 로켓 부스터와 같은 초기 가속 장치가 별도로 탑재되었을 때 제한적으로 운용되어 왔다.

한편 155 mm 대구경포의 경우 포구 초속이 900m/s 이상으로 마하수 2.5를 상회한다. 램젯 엔진을 포탄에 적용하면 포구초속으로 인해 발사 즉시 엔진의 작동이 가능하며 고체 로켓 부스터 없이 램 작동 모드에 들어갈 수 있다.[1]

포탄에 램젯을 작동하기 위해서는 순간 가속도 20,000 g, 회전수 12,000 rpm에 이르는 가혹한 발사환경을 가장 먼저 고려해야 한다. 이 환경에서는 연료 공급장치가 제대로 작동하기 어려워 액체 보다는 고체 연료 램젯이 작동에 유리하다.

고체 연료 램젯의 개념을 Fig. 1에 나타내었다. 이 엔진은 산화제를 흘려 연료와 연소시킨다는 점에서 하이브리드 로켓과 유사하지만 산화제가 외부에서 흡입한 공기라는 점에서 약간의 차이가 있다.[2]

램젯 흡입구의 작동을 Fig. 2에 나타내었다. 공기는 흡입구에 형성된 충격파를 지나며 압축 가

열된다. 이때 도달 할 수 있는 공기의 온도는 전 온도인 430 °C에 해당하며 고온의 가스로 인해 연료가 자연 점화를 일으킨다.[3]

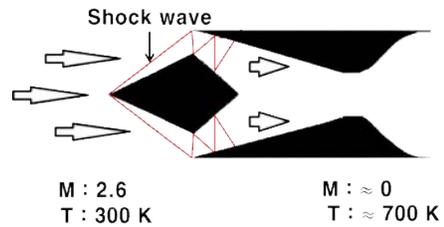


Fig. 2 램젯 흡입구의 작동

포탄에 램젯을 적용한다면 발사 직후 약 10 초 간 직선운동을 통해 추진력을 제공하며 발사 각도에 따라 이론상 80km까지 포탄의 사거리 연장에 기여할 수 있다[2]. 포탄에는 제어장치가 탑재가 어려워 비행 중 제어가 어렵다. 하지만 램젯 추진을 통해 탄이 고도 20 km까지 올라가 그 부근에서 무항력 비행을 하게 되므로 예측한 지점과 유사한 곳을 타격할 것으로 보인다[2].

또한 포탄은 미사일에 비해 발사 비용이 경제적이란 장점이 있어 포탄의 사거리를 늘릴 수 있는 램젯 추진탄 연구가 해외에서 활발히 진행되어 왔다. 미국의 US Army Ballistic Research Laboratory 에서는 75 mm 고체연료 램젯 탄을 연구하여 사거리 측면에서 상당한 효과를 얻은 바 있으며, Nordon System에서는 203 mm 대구경포를 활용해 탄을 60 km이상 날려보낸

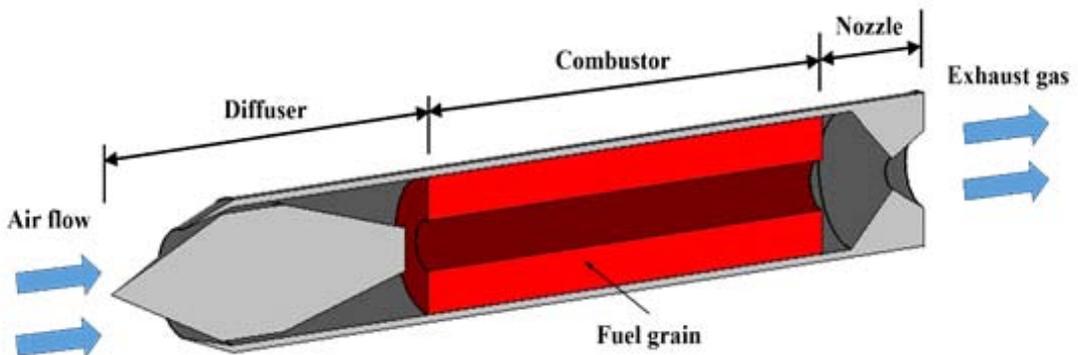


Fig. 1 Concept of Solid Fuel Ramjet

것으로 보고되었다[4]. 최근에 남아프리카 공화국의 Denel에서는 155mm 램젯 추진탄을 개발 중이다[5,6].

고체 연료 램젯을 개발하기 위해 기술적으로 해결할 문제 중 하나는 우수한 강성, 점화 지연, 연소 성능을 보이는 연료 그레인을 개발하는 것이다. 연료 그레인은 발사 즉시 고온의 압축공기 환경에서 1초 이내의 빠른 점화를 하고, 엔진 작동 중에 형태를 유지할 수 있어야 하며 연료 자체가 잘 타들어가야 한다. 이를 해결하기 위해 점화 보조제를 적용한 Fuel-rich 추진제를 통해 연소시험이 수행된 바 있으며 실험을 통해 우수한 점화 성능과 높은 강성이 확인된 바 있다[7].

연소성능을 높이는 방법으로는 보론 입자를 첨가하는 방법이 있다. 보론 입자는 무게당 연소열이 57.6 kJ/g에 달해 탄화수소 및 다른 금속에 비해 우수하다고 보고되어 고체연료 램젯 그룹에서 첨가제로서 자주 적용된 바 있다.[8-10] 그러나 보론 입자의 경우 발화점이 580 °C로 높아 점화가 어려울 뿐만 아니라 B₂O₃ 층이 연소가 되지 않은 보론 층을 감싸 연소 성능이 좋지 않다고 보고된 바 있다[8]. 이를 해결하기 위해 추진제 내에 산화제와 보론을 동시에 첨가하였고 추진제 내 산소와 보론의 함량이 유사한 경우 우수한 연소 특성을 보였다[11-13]. 이번 연구에서는 이에 착안하여 HTPB 연료에 AP 입자의 산소 원자와 B 입자의 함량을 유사하게 갖춘 Fuel-rich 추진제를 적용하여 연소시험을 수행하였고 짧은 점화지연과 우수한 연소특성을 확인하였다.

2. 실험 방법

2.1 연료 그레인 선정

Hydroxyl Terminated Poly Butadiene(HTPB) 연료는 고체 로켓에 널리 적용되어 온 연료로 우수한 착화성을 가진다.¹ 하지만 연료의 무른 강성으로 인해 고온 고압의 램젯 연소실 환경에 적용하기 위해서는 Aluminium(Al)과 같은 금속 입자, Isophorone diisocyanate(IPDI)와 같은 별

도의 첨가물질을 통한 경화가 요구된다. 하지만 발화점이 HTPB보다 높아 혼합할 경우 연료 그레인의 전체적인 발화점이 증가해 연료의 점화 및 연소 유지에 불리하다. 이 문제는 경화된 연료그레인에 발화점이 낮은 Ammonium Perchlorate(AP)를 소량 혼합하여 해결할 수 있다.[7]

이번 연구에서는 연료그레인으로 HTPB에 AP 입자를 15%, B 입자를 5% 혼합한 Fuel-rich 추진제를 적용하였다. 연료 그레인을 구성하는 물질들의 정보를 Table 1에 나타내었다.[3]

Table 1. Physical properties of the materials in the fuel grain

Material	Ignition point (°C)	Density (g/cm ³)
AP	245	1.95
B	580	2.34
IPDI	500	1.06
HTPB	420	0.9

연료그레인의 연소가 연료의 길이가 길어짐에 따라 포트 내에서 연료가 타들어가는 측면연소에서 연료그레인 후방에서만 연료가 타들어가는 후미연소로 다르게 타들어가는 것을 확인하였다.[3,7] 이것의 문제 중 하나는 연료그레인의 균일성에 있다. 연료 그레인의 조제 과정에서 입자를 첨가할 때 중력에 의해 입자가 침강하게 때문에 연료그레인의 균일성을 확보하는데 어려움이 있다 [14]. 이번 실험에서는 연료그레인에 입자가 균일하게 분포하도록 적용하고자 길이 10 cm의 연료그레인을 3개 만들어 적층하여 실험을 수행하였다. Figure 3에 공급받은 연료그레인을 나타내었으며 가장 왼쪽에 위치한 연료그레인이 전단부에 위치할 연료그레인이다.

연료 그레인의 빠른 점화를 위해 연료 그레인에 우수한 점화 성능이 보고된 바 있는 NC/BKNO₃ 점화보조제와 Composite 추진제를 점화 보조물질로 적용하였다[7,15,16]. 연소실의 가장 전단부에 위치할 연료그레인은 빠른 점화

지연을 위해 점화보조제로서 NC/BKNO₃와 Composite 추진제를 연료그레인에 도포하였다. Composite 추진제는 92 wt.%의 AP와 8 wt.%의 HTPB로 구성되어 있다. 포트 내부 및 연료그레인 전단부에 2 mm 깊이로 Composite 추진제를 배치한 뒤 추가로 NC/BKNO₃를 200 mg 도포하였다. 한편 나머지 연료 그레인에는 Composite 추진제만 2mm 깊이로 도포하였다.



Fig. 3 Fuel grain applied in the firing test

2.2 가스 발생기

램젯 연소실에서 연료를 태우는 산화제는 압축 공기 속의 산소분자이다. 이 조건은 흡입구에 위치한 충격파를 통해서 만들어진다. 에탄올 블렌딩 과산화수소 가스발생기는 이러한 연소실 공기 조건을 모사한다. 연료 그레인을 적용한 가스발생기의 구조를 Fig. 4에 나타내었다. 에탄올 블렌딩 과산화수소는 에탄올과 과산화수소의 혼합물로 촉매반응기를 통과하면서 21 mol.%의 산

소 조건을 만족시키는 고온의 가스를 생성한다. 이번 실험에서는 75 wt.%의 과산화수소에 O/F 비 70으로 에탄올을 혼합한 추진제를 적용하였다. [3] Table 2에 화학평형계산을 통해 얻어낸 추진제의 단일분해온도와 생성 가스의 조성을 나타내었다[17].

Table 2. Propellant characteristics and product gas composition

Propellant characteristics	
Oxidizer	75 wt.% H ₂ O ₂
Fuel	Ethanol
O/F ratio	70
T _{ad}	571.39 °C
Product gas composition	
O ₂	21.22 mol.%
H ₂ O	77.88 mol.%
CO ₂	1.30 mol.%

촉매반응기를 통과하며 생성된 고온의 가스는 공기와 유사한 산소조성을 가지는 모사 공기의 역할을 한다. 이 모사공기는 다공성 매질을 통과하는데 이것은 연소실 온도의 상승에 의해 촉매대의 손상을 막아주는 한편 촉매대 이후의 생성 가스의 온도를 측정하는 역할을 한다. 이후 모사 공기가 연소실에 들어가 연료그레인과 만나 점화가 일어나고 생성가스가 노즐을 통과하면서 엔진에 추력을 생성한다[7]

Fig. 4의 P1 ~ P4는 압력센서를 나타내고

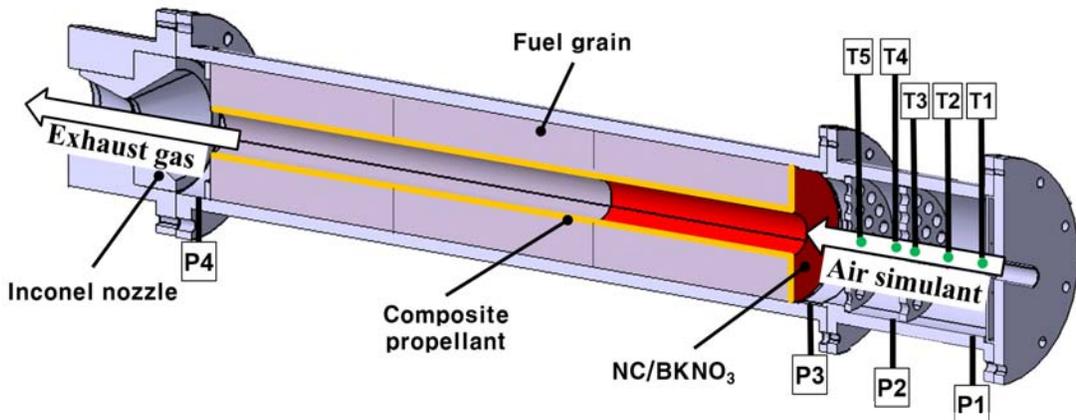


Fig. 4 Test set up of the ramjet fuel firing test

T1~T5는 온도센서를 나타내었다. 압력과 온도는 각각 0-5 V의 출력값을 가지는 SENSYS사의 압력 센서와 Omega 사의 K-type thermocouple을 통해 측정하였다. 그리고 엔진을 통해 나오는 추력은 0-5 V의 출력값을 가지는 다셀 사의 Loadcell을 통해 측정하였다. 모든 측정값은 NI DAQ를 통해 1초에 1000개씩 획득하였다. P1, P2를 통해 촉매대 및 다공성대에 걸리는 차압을 측정하였고 P3, P4를 통해 연료그레인 전 후의 연소실 압력을 측정하였다. 그리고 T1 ~ T3를 통해 촉매대 온도를 측정하여 반응물의 분해를 확인하였다. T4 ~ T5 온도를 통해 연료그레인 직전에 들어오는 유동 온도를 측정하였다. 연료 길이는 30 cm로 설정하였으며 이것은 포발사 고체연료 램젯트 추진탄의 비점성 설계를 통해 얻은 긴 연소실 길이를 고려하여 설정하였다[2]. 노즐의 경우 수축부 각도 30°, 확산부 각도 15°인 conical nozzle을 적용하였다[18]. 노즐은 최적 팽창비 조건에서 연소실 압력이 일반적인 고체연료 램젯트에서 기대할 수 있는 수준인 연소 효율 0.8, 당량비 1 조건에서 7.5 bar를 나타내도록

화학 평형 계산 수행결과를 적용하여 노즐 목면적 및 노즐 면적비를 구하였다 [17-19]. 당량비에 따른 예상 연소실 압력을 Fig. 5에 나타내었다.

공급 시스템을 Fig. 6에 나타내었다. 추진제는 질소가스를 통해 공급되며 추진제가 공급 시스템에 설치된 오리피스 유량계를 통과할 때 생기는 차압을 Eq. 1에 적용하여 이용해 유량을 측정하였다. \dot{m} 은 유량을 나타낸다. ρ 는 블렌딩 과산화수소의 밀도로 1302 kg/m³이며 이 값은 25 ml 용량의 메스실린더를 활용하여 무게 측정을 통해 획득하였다. ΔP 는 오리피스 유량계를 통과하며 발생하는 차압, $C_d A$ 는 유량계수와 오리피스의 흘면적의 곱으로 내경 3 mm의 오리피스 홀을 적용하였으며 수류실험을 통해 $C_d A$ 값을 확인하였으며 그 값은 $5.3049 \times 10^{-6} \text{ m}^2$ 이다.

$$\dot{m} = C_d A \sqrt{2\rho\Delta P} \quad (1)$$

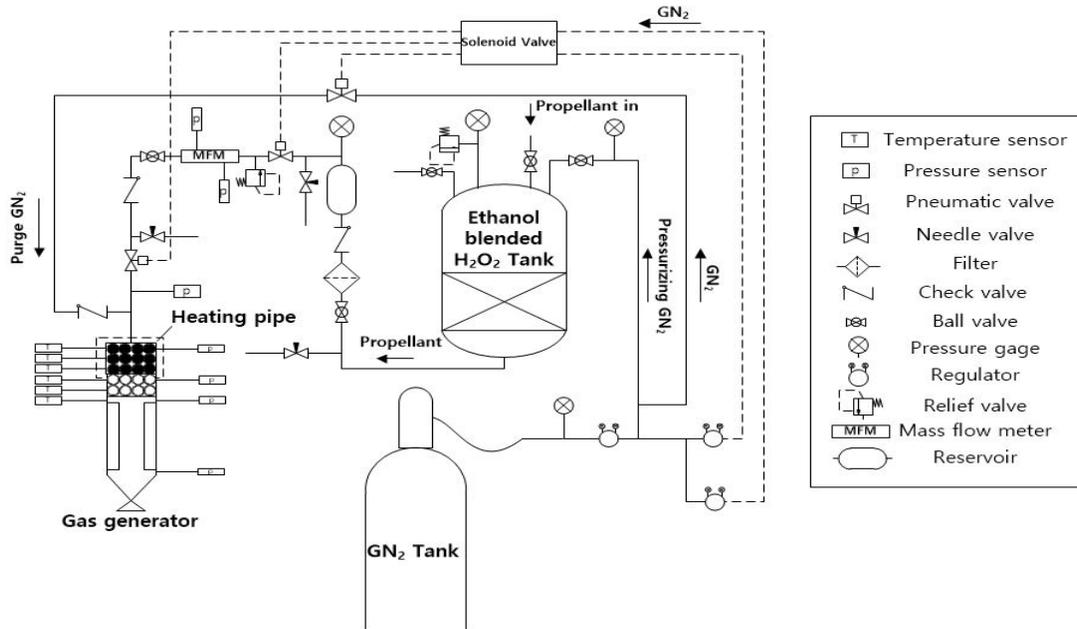


Fig. 6 Feeding system

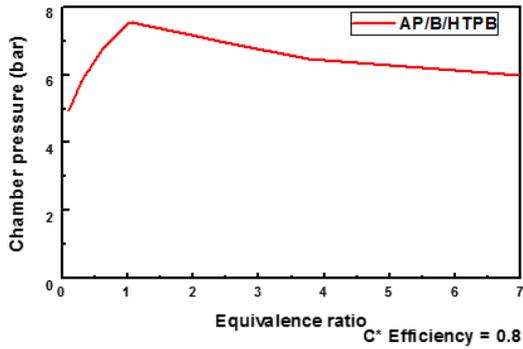


Fig. 5 Chamber pressure with equivalence ratio

3. 점화 실험

실험 조건을 Table 3에 나타내었다. 점화 지연은 1초 이내가 요구된다. 한편 점화를 확인하기 위해서 온도와 압력 조건을 조절하였다. 온도는 연료의 점화 및 착화를 확인하기 좀 더 유리하도록 램젯 작동 조건보다 높게 설정되었다. 시스템 작동을 위해서 백금 촉매의 예열이 필요하며 백금 촉매의 예열 온도는 150 °C, 시스템 작동 시간은 15 초, 유량은 150 g/s가 되도록 설정하였다. [20]

Table 3. Firing test condition

Condition	Ranjet operation	Experiment
Ignition delay (sec)	< 1	-
Gas Temperature (°C)	430	< 571.39
Chamber pressure (bar)	< 8.5	7.5
Operation time (sec)	14	15

4. 실험 결과 및 고찰

4.1 실험 결과

먼저 시스템에서 고온의 가스 공급이 잘 이루어진 것을 확인하였다. 시스템에서 공급되는 유동의 온도곡선과 유량 곡선을 Fig. 7, 8에 나타내었다.

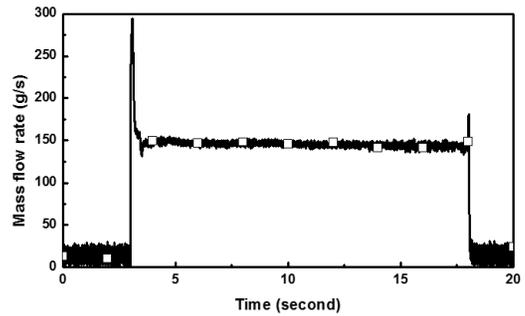


Fig. 7 Mass flow rate curve

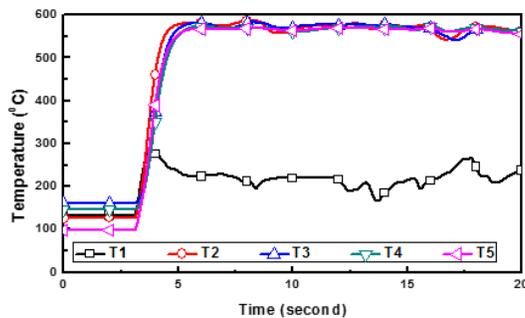


Fig. 8 Temperature curve

초반에 점화 보조제의 점화까지의 1초간의 과유량 공급을 제외하고는 유량은 평균 147 g/s로 일정하게 공급되었다. 한편 전체 작동 시간동안 촉매대 끝단의 온도인 T3는 작동후 6초부터 작동끝까지에 대해서 평균값 570.9 °C를 나타내어 이론 단일분해온도인 571.39 °C와 유사한 값을 거의 유지하여 완전히 반응물이 분해된 것을 확인하였다. 이를 정량적으로 판단하기 위해 단일분해효율을 적용하였으며 이를 Eq.2에 나타내었다. T_{ad} 는 이론 단일 분해 온도를 $T_{measure}$ 는 실험을 통해 측정된 촉매대 끝단 온도를 나타내었다. 그 결과 99.9% 이상을 나타내어 열손실을 고려하면 완전히 추진제가 분해된 것이라 판단하였다. 한편 유동 공급 온도인 T5의 온도는 평균 566 °C를 나타내었다.

$$\eta_T = \frac{T_{measure}}{T_{ad}} \times 100 \quad (2)$$

실험에서 그레인 전단인 P3에서 측정된 압력 곡선을 Fig. 9에 나타냈고, 압력 곡선을 통해 엔진의 작동을 세가지 모드로 정리해 그림에 나타내었다. 그리고 각 모드에서 연소실 압력과 유량을 Table 4에 나타내었다. 이때 σ 는 연소실 압력의 표준편차이다. 첫 번째 모드는 Ignition mode로 연소실 압력의 첫 압력 피크 시작부터 끝날 때까지의 구간으로 정의하였다. Figure 10에 연소 시험 중 촬영한 영상 중 점화 시점을 나타내었다.

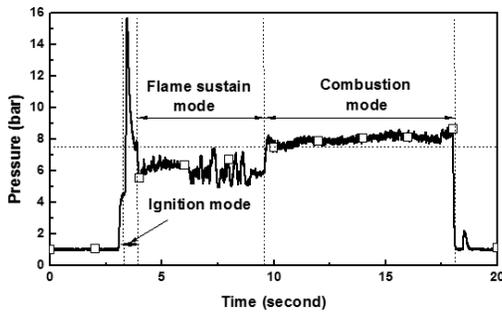


Fig. 9 Chamber pressure curve

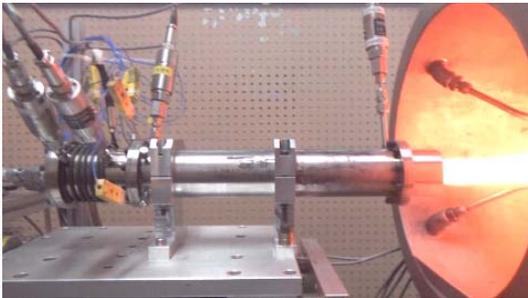


Fig. 10 Captured video at the ignition

이 점화시점과 연소실 압력 피크 시점이 일치하여 Ignition mode의 시작점을 점화 지연으로 파악하였다. 두 번째 모드는 Flame sustain mode로 Ignition mode 이후 연소 유지 구간으로 정의하였다. 마지막으로 Combustion mode는 Flame sustain mode 이후 압력이 크게 상승하는 구간으로 정의하였다. 작동 후 6.5 초 이후인 연소 모드부터 연소실 압력이 크게 상승하였으며 설

계 압력인 7.5 bar를 상회하여 연소 효율이 예상 값인 0.8을 상회함을 확인하였다. 또한 연소실 압력의 표준 편차가 가장 작은 수치를 보이며 가장 연소실 압력이 안정적으로 형성됨을 확인하였다. 압력 곡선에서 Flame sustain mode는 높은 발화점을 가진 보론의 연소까지의 지연시간으로 보이며 높은 연소열을 가진 보론이 연소에 참여하면서 연소실 압력이 6.5 초 경에 상승해 나타난 것이 Combustion mode인 것으로 판단하였다.

Table 4. Operation mode during ignition test

Mode	Ignition	Flame sustain	Combustion
t (sec)	0.5-1.02	1.02-6.5	6.5-15.0
\dot{m} (g/s)	145.7	147.4	144.5
P3 (bar)	8.7	6.1	8.0
σ (bar)	1.86	0.52	0.35

4.2 연료의 연소

실험 후 연료 그레인을 Fig. 11에 나타내었다. 좌측부터 전단에 배치한 연료 그레인을 나타내었다. 모든 그레인에서 포트가 넓어져 측면 연소가 잘 일어난 것을 확인하였다. 연료 그레인 및 노즐의 무게 측정 결과를 Table 5에 나타내었다. 무게 측정 결과 평균 19.28 g/s의 유량이 공급된 것을 확인하였고 이것은 O/F 비 7.6, 당량비 1.17에 해당하는 값임을 확인하여 연료 과잉 연소가 일어남을 확인하였다. 한편 무게 차이를 이용해 평균 후퇴율을 계산한 결과 0.524 mm/s의 평균 후퇴율을 보임을 확인하였다.



Fig. 11 Fuel grain after the test

Table 5. Weight measurement

Length (mm)	300	
Fuel weight (g)	Before	After
	158.5	70.1
	156.0	58.6
	149.1	45.6
Sum (g)	463.7	174.3
Density (kg/m ³)	1030.8	
Fuel mass flow rate, g/s	19.3	
Oxidizer mass flow rate, g/s	147.4	
O/F ratio	7.6	
Nozzle weight, g	301.4	301.6

4.3 연소 효율

실험을 통해 구한 평균 당량비 조건과 연소실 압력을 통해 연소 효율을 구해보았다. 연소 효율은 Eq. 3를 통해 구하였다. 여기서 P_c 는 연소실 압력, η_c 는 연소 효율, $C^*(\phi)$ 는 실험 당량비 조건에서 특성속도를 나타내며 당량비 1.07 조건에서 특성 속도는 1474.8 m/s 이다. A_t 는 노즐 목면적, \dot{m} 은 산화제 유량을 나타낸다.

$$\eta_c = \frac{P_c \times A_t}{\dot{m} \times C^*(\phi)} \quad (3)$$

계산 결과 구해진 연소 효율 곡선을 Fig 12에 나타내었다. 점화 보조제의 점화로 인해 압력 피크가 심하게 나타나는 Ignition mode를 제외하고 Flame sustain mode와 Combustion mode에 대해서만 평균 값을 비교하였다. 계산 결과 Flame sustain mode와 Combustion mode에서 각각 연소효율이 0.66에서 0.88으로 상승하는 것을 확인하였다. 이를 통해 연소실 압력이 상승하면서 연소 효율이 설계 시 예상값인 0.8을 상회하여 높은 연소 효율을 보이는 것을 확인하였다. 이것 또한 연료 그레이에 함유된 보론이 완전 연소하여 연소 효율이 상승한 것이라 파악하였다. 따라서 산화제가 혼합된 Fuel-rich 추진제에 보론 입자를 적용한 경우 보론의 연소효율이 높게 유지되며 이것은 문헌상에서 보고된 결과와 일치한다[11-13].

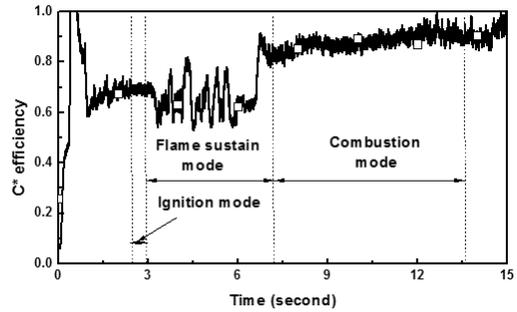


Fig. 12 Combustion efficiency curve

4.4 추력 효율

실험 전과 후의 노즐을 Fig 13에 나타내었다. 실험 결과 노즐 표면에 파티클이 소량 묻어있는 것을 확인하였으며 이것은 연료 그레이의 연소 중에 나타나는 파티클에 의한 것이라 파악하였다. 실험 전후 노즐의 무게 차이를 통해 파티클의 무게를 측정하였으며 약 0.2 g의 소량의 입자가 노즐의 표면을 덮은 것을 확인하였다.



Fig. 13 Nozzle before and after test

이것은 보론의 산화물인 B_2O_3 의 녹는점이 $450^\circ C$ 이기 때문에 실험의 당량비 조건에서 이론 연소실 온도는 $2027^\circ C$ 에 달해 충분히 B_2O_3 가 액화됨은 물론 B_2O_3 의 끓는점인 $1860^\circ C$ 도 상회하여 고체로 노즐에 쌓이지 않은 것으로 파악된다[21]. 하지만 노즐에서 가스가 가속되면서 온도가 하강하기 때문에 노즐을 통과하면서 B_2O_3 가 다시 액체로 변환하면서 생성가스가 이상기체에서 멀어지기 때문에 이론 비추력 값에 비해 실제 비추력에서 손실이 나타난다.

5. 결 론

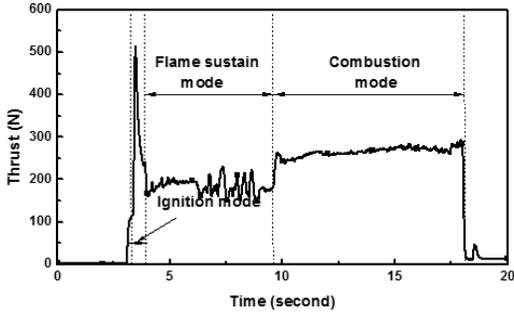


Fig. 14 Thrust curve

Figure 14에 실험을 통해 측정된 추력 곡선을 나타내었다. 이를 통해 노즐에서 나타난 추력 손실을 계산하여 연소 효율을 고려한 이론 비추력 값과 비교하였을 경우 실제 생기는 추력 효율을 Eq. 4를 통해 계산하였다. 이때 F_{measure} 는 측정 추력, $F_{\text{theoretical}}$ 은 이론 추력을 나타낸다. 이 경우에도 점화 보조제의 점화가 고려된 Ignition mode를 제외한 연소 구간에 대해서 계산을 수행하였다. 그리고 이 값들을 Table 6에 정리하였다.

$$\text{Thrust efficiency} = \frac{F_{\text{measure}}}{F_{\text{theoretical}}} \quad (4)$$

Table 6. Measured thrust and Thrust loss

	Flame sustain mode	Combustion mode
F_{measure} (N)	184	263
$F_{\text{theoretical}}$ (N)	300	
η_{C^*}	0.66	0.86
Thrust efficiency	0.61	0.88

계산 결과 추력 효율은 Flame sustain mode와 Combustion mode에서 각각 0.61과 0.88로 나타났다. 이것은 연소가스 내의 파티클 보다는 연소 효율과 유사한 값으로 연소가스가 완전히 연소되지 않으므로 충분한 열 에너지가 발생되지 않아 추력으로 변환되지 않은 영향이 큰 것으로 판단하였으며 B_2O_3 입자에 의한 추력의 손실이 작음을 확인하였다.

이번 연구에서는 포발사 고체 연료 램젯용 연료 그레이인의 연소시험을 수행하였고 점화보조제와 첨가제를 통해 우수한 점화 성능과 연소성능을 실험적으로 확인하였다. 실험에서는 램젯 연소실의 가스환경을 모사하기 위해 에탄올 블렌딩 가스발생기를 활용하여 램젯 연소실에 유입되는 공기와 유사한 산소 조성 21 mol.%의 가스를 모사가스로 150 g/s의 유량으로 일정하게 공급하였다.

실험에서는 실제 램젯 연소실유입 공기온도인 430 °C보다 높은 평균 566 °C의 온도로 가스를 공급하였으며 이 온도 조건에서 점화보조제의 점화를 통해 점화지연이 0.5초로 짧게 나타났으며 고체연료 램젯에 적용 가능 수준으로 높은 점화 성능을 나타냄을 확인하였다. 또한 실험 조건인 유속 200 kg/m²s 조건에서 연료의 착화가 뚜렷하게 관찰되어 연료의 착화성도 우수한 것을 확인하였다.

또한 본 실험에서는 첨가제로서 보론 입자를 산화제를 혼합한 Fuel-rich 추진제에 혼합하였다 [11-13]. 이것은 일반적인 보론 혼합 연료에서 나타나는 현상인 연소되지 않은 보론을 B_2O_3 입자가 감싸 연소 효율을 감소시키는 문제를 해결하기 위한 방법으로 적용하여 원활한 보론의 연소를 확인할 수 있었다.[8]. 보론 입자의 연소 이후 평균 8 bar의 안정적인 연소실 압력과 0.86의 높은 연소 효율을 보였다. 실험에서 평균 당량비는 1.17을 나타내었고 연료 그레이인도 0.524 mm/s의 후퇴율로 측면 연소가 원활히 일어나는 것을 확인하였다.

보론 입자의 경우 생성물인 B_2O_3 입자의 끓는 점이 연소실 온도보다 낮아 금속 입자를 포함한 연소가스가 노즐을 지나가갈 때 주로 나타나는 파티클에 의한 추력 손실이 연소 효율을 고려할 경우 거의 나타나지 않음을 확인하였다.

한편 보론 입자의 연소 모드가 가스발생기 작동 후 6.5 초 경에 나타났는데 보론 연소 이전에는 연소 효율도 낮고 연소실 압력이 6.1 bar 로 낮아 엔진의 초기 램작동 시에 충분한 추력을

제공하기 어렵다. 이것은 580 °C에 달하는 높은 보론의 점화 온도에 의한 것이다. 보론의 점화 시간 단축을 위한 방법으로 표면에 도포된 점화 보조제외에 우수한 점화성을 가진 금속입자인 Mg, Ti 등을 연료 그레인에 추가로 첨가하는 것을 고려해 볼 수 있다[19]. 향후에는 보론 외에 점화성이 우수한 금속 입자를 연료 그레인에 혼합하여 연료그레인의 연소 성능에 첨가제가 미치는 영향 파악하는 연구를 추가적으로 수행할 예정이다.

Acknowledgement

이 연구는 풍산-KAIST 미래기술연구센터의 연구비 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- Philip, H. and Carl. P., "Mechanics and Thermodynamics of Propulsion", 2nd ed., Pearson, 1992, Chaps. 5, 6.
- 강신재, 박철, 정우석, 권태수, 박주현, 권세진, "비점성 유동을 가정한 포 발사 램제트 추진탄 설계," 한국추진공학회지, 제19권, 제4호, 2015, pp.52-60
- Jung, W.S., Baek, S.K., Kwon, T.S., Park, J.H. and Kwon, S.J., "Ignition Test of Solid Fuel Ramjet Combustor", *Proceedings of the 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Salt Lake City, U.T., U.S.A., AIAA 2016-4873, 2016.
- Krisnan, S., "Solid-Fuel Ramjet Assisted Gun-Launched Projectiles: An Overview", *Proceedings of 5th National Conference on Airbreathing and Aerospace Propulsion*, Hyderabad, India, pp. 1-21, 2000.
- Oosthuizen, R., Buisson, J.J. and Botha, G.F., "Solid Fuel Ramjet Propulsion for Artillery Projectile Applications - Concept Development Overview", *Proceedings of the 19th International Symposium of Ballistics*, Interlaken, Switzerland, pp. 403-410, 2001.
- Dionisio, F. and Stockenstrom, A., "Aerodynamic Wind-tunnel Test of a Ramjet Projectile", *Proceedings of the 19th International Symposium of Ballistics*, Interlaken, Switzerland, pp. 529-536, 2001.
- 정우석, 백승관, 김영일, 권태수, 박주현, 권세진, "램젯 연소실 조건에서 점화보조제가 도포된 Fuel-rich 추진제의 점화", 한국추진공학회, 학술대회논문집, 2016, pp. 185-192.
- A. Gany, "Comprehensive Consideration in Airbreathing Propulsion", *Proceedings of the 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, AIAA, Sacramento, California, 2006.
- 이태호, "공기흡입추진기관 램제트와 보론", 국방과 기술, 제448호, pp. 120-127, 2016.6
- G.M. Faeth, "Status of Boron Combustion Research", DTIC Technical Report, ADA154762, 1984.
- W. H. Hsieh, Arie. P., Kenneth K. K., I. Te Huang, "Combustion Behavior of boron-based BAMO/NMMO fuel-rich solid propellants", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 7, No. 4, pp. 497-504., 1991.
- Daolun. L., Jianzhong. L., Junhu. Z., Yang. W., Yuxing. Y., "Combustion Characteristics and Propulsive Performance of Boron/Ammonium Perchlorate Mixtures in Microtubes", *Journal of Energetic Materials.*, pp. 297-317, 2016.
- D.M. Chen, W. H. Hsieh, T.S. Snyder, V. Yang, T.A. Litzinger, "Combustion behavior and thermophysical properties of metal-based solid fuels", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 7, No. 2., pp. 250-257, 1991.
- Batchelor. G. K., *An Introduction to Fluid Dynamics*, Cambridge University Press,

- 2012.
15. Rideal, E.K. and Robertson, A.J.B., "The spontaneous ignition of nitrocellulose", 3rd *Symposium on Combustion and Flame Explosion Phenomena*, M.A., U.S.A., Vol. 3, Issue 1, pp. 536-544, 1948.
 16. Rozumov, E., Carton P.A., Thelma, G.M., Joseph M.L., Kimberly, C., Duncan P. and Viral. P., "Nitrocellulose and BKNO₃ Based Igniters for Gun Systems," *Proceedings of Materials Research Society Symposium*, Wharton, N.J., U.S.A., Vol. 1405, 2011.
 17. McBride, B. and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications", NASA, Cleveland, O.H. U.S.A, NASA RP-1311, 1994.
 18. G.P. Sutton, O. Biblarz, "Rocket Propulsion Elements", 7th ed, John Wiley & Sons, 2001.
 19. Krishnan, S. and Georege, P., "Solid Fuel Ramjet Combustor Design", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 34, pp. 219-256, 1998.
 20. Jang, D.W., Kang, S.J, Kwon. S., "Preheating characteristics of H₂O₂ monopropellant thruster using manganese oxide catalyst", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 41, pp. 24-27, 2015.
 21. A. Karabeyoglu, "Evaluation of Fuel Additives for Hybrid Rockets and SFRJ Systems", 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2014-3647, 2014.