



Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2017.21.4.079>

램젯 연소실 조건에서 점화보조제가 도포된 Fuel-rich 추진제의 점화

정우석^a · 백승관^a · 김영일^a · 권태수^b · 박주현^b · 권세진^{a,*}

Ignition of Fuel-rich Propellant Coated with Ignition Support Material in the Ramjet Combustor Condition

Woosuk Jung^a · Seungkwan Baek^a · Youngil Kim^a · Taesoo Kwon^b ·
Juhyun Park^b · Sejin Kwon^{a,*}

^aDepartment of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea

^b2nd Research Division, Team 5, R&D Institute, Poongsan, Korea

*Corresponding author. E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

ABSTRACT

Ignition test of the fuel-rich propellant coated with ignition support material in the ramjet combustor condition was conducted. Ignition delay and flame holding was measured. Fuel grain consist of HTPB mixed with AP particle 15 wt.%, Al particle 5 wt.%. To cause the short ignition delay, ignition support consist of NC/BKNO₃ and composite propellant was coated to the fuel grain. Ethanol blended H₂O₂ gas generator control the temperature, pressure, O₂ concentration in the oxidizer gas in the air. Gas is supplied with mass flux of 200 kg/m²s. Through the test ignition support operated well and ignition delay of 0.6 second and the Flame was sustained.

초 록

램젯 연소실 조건에서 점화보조제가 도포된 Fuel-rich 추진제의 점화 실험을 수행하여 점화 지연과 연소 유지율을 확인하였다. 연료 그레이인은 HTPB에 AP 파우더 15 wt.%, Al 파우더 5 wt.%가 혼합된 형태로 구성되어 있다. 한편 연료 그레이인에 NC/BKNO₃와 Composite 추진제로 이루어진 점화보조제를 도포하여 빠른 점화지연이 나타나도록 하였다. 에탄올 블렌딩 과산화수소 가스발생기를 통해 램젯 연소실의 공기와 가깝도록 온도, 압력, 산소 조성을 조절한 산화제 가스를 유속 200 kg/m²s으로 공급하였다. 실험 결과, 점화보조제가 잘 작동하여 연료그레이인에서 0.6초의 점화 지연시간을 파악하였고 연소 중에는 화염이 유지되는 것을 확인하였다.

Key Words: Air-breathing Engine(공기 흡입 엔진), Solid Fuel Ramjet(고체 연료 램젯), Fuel-rich Propellant(Fuel-rich 추진제), Ignition Characteristics(점화 특성), Ground Test(지상 시험)

Received 3 February 2017 / Revised 6 April 2017 / Accepted 11 April 2017

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회(2016. 12. 21-23,

강원랜드 컨벤션호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

AP : Ammonium Perchlorate

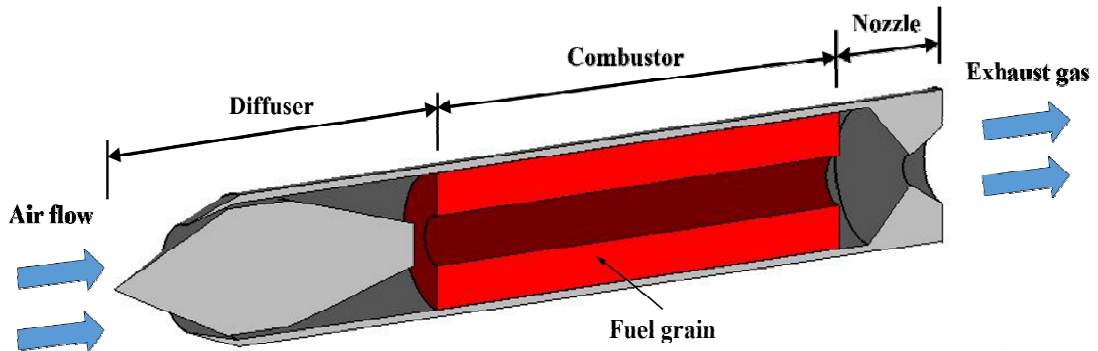


Fig. 1 Concept of solid fuel ramjet.

HTPB : Hydroxyl Terminated Poly Butadiene
 Al : Aluminium
 NC : Nitrocellulose
 BKNO₃ : Boron potassiumnitrate
 IPDI : Isophorone diisocyanate
 H₂O₂ : Hydrogen peroxide
 T_{ad} : Adiabatic decomposition temperature
 wt.% : Weight percent

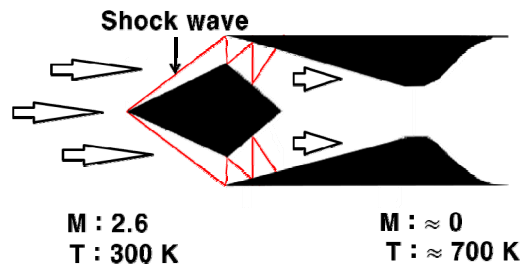


Fig. 2 Operation of the ramjet diffuser.

1. 서 론

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 때에 제한적으로 운용되어 왔다.

한편 155 mm 대구경포의 경우 포구 초속이 900 m/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 연소시키는 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 가열된다. 이때 도달 할 수 있는 공기의 온도는 전온도인 430℃에 해당하며 고온의 가스로 인해 연료가 자연 점화를 일으킨다[3].

포탄에 램젯을 적용한다면 발사 직후 약 10 초 간 직선운동을 통해 추진력을 제공하며 발사 각도에 따라 이론상 80 km까지 포탄의 사거리 연장에 기여할 수 있다[2]. 포탄에는 제어장치가 탑재가 어려워 비행 중 제어가 어렵다. 하지만

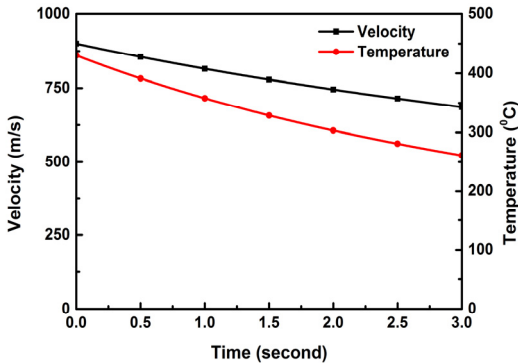


Fig. 3 Velocity decrease with ignition delay.

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

고체 연료 램젯을 개발하기 위해 기술적으로 해결할 문제 중 하나는 발사 즉시 고온의 압축 공기 환경에서 1초 이내의 빠른 점화를 하고, 엔진 작동 중에 형태를 유지할 수 있는 고체 연료를 선정하는 것이다. 포의 발사 후 속도의 감소를 Fig. 3에 나타내었다. 비점성을 가정해서 램 작동이 일어날 최소 속도는 850 m/s이다. 포구 초속을 900 m/s로 가정하면 포탄의 속도는 1초 안에 850 m/s로 감소하며 그 안에 램젯의 작동이 일어나야 한다. 이때, 포탄의 가혹한 발사 환경에서 웬만한 점화 장치는 도입하기 어려워, 고체 연료 램젯을 개발하기 위해서는 1초 이내의 점화 지연 시간을 보이는 연료 그레이인이 요구된다[2].

이번 연구에서는 1초에 근접한 점화 지연이

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

Material	Ignition point (°C)	Density (g/cm ³)
AP	245	1.95
Al	496	2.69
IPDI	500	1.06
HTPB	420	0.9

보고된 점화보조제를 도포한 AP/HTPB fuel-rich 추진제를 그레이인으로 연소실에 배치하여 램젯 연소실 조건에서의 점화실험을 수행하고 점화 지연과 연료의 착화를 확인해보았다[3].

2. 실험 방법

2.1 연료 그레이인 선정

Hydroxyl Terminated Poly Butadiene (HTPB) 연료는 고체 로켓에 널리 적용되어 온 연료로 우수한 착화성을 가진다[3]. 하지만 연료의 무른 강성으로 인해 고온 고압의 램젯 연소실 환경에 적용하기 위해서는 Aluminium (Al), Isophorone diisocyanate (IPDI)와 같은 별도의 첨가제를 통한 경화가 요구된다. 하지만 발화점이 HTPB보다 높아 혼합할 경우 연료 그레이인의 전체적인 발화점이 증가해 연료의 점화 및 연소 유지에 불리하다. 이 문제는 경화된 연료그레이인에 발화점이 낮은 Ammonium Perchlorate (AP)를 소량 혼합하여 해결할 수 있다[7,8].

이러한 이유로 AP 15 wt.%, Al 5 wt.%를 HTPB에 혼합한 fuel-rich 추진제에 혼합하였으며 강성 측정 결과 54 bar의 높은 강성을 보였다. 연료 그레이인을 구성하는 물질들의 정보를 Table 1에 나타내었다[3].

2.2 점화 보조제 선정

포 발사 시 가열 공기의 온도는 약 430°C로 웬만한 고체 연료의 자연 발화점(400°C 근처)을 상회하나 이것이 빠른 점화를 의미하진 않는다. 가열된 공기와 연료 그레이인 간 열전달로 인해

표면 온도가 발화점까지 증가하고 혼합된 연료와 가열된 공기가 반응하는 점화가 일어나기까지의 과정에 시간이 소요되므로 상당한 점화 지연이 발생한다. 가열된 가스의 온도(430°C)가 일정하므로 짧은 점화지연을 위해서는 물질의 발화점 자체를 낮추어야 한다.

연료 그레인만으로는 점화 지연이 길게 측정된 바 있다[9]. 점화 지연을 단축하기 위해서는 별도의 점화 보조제를 적용해야 한다. 이번 실험에서는 NC/BKNO₃ 점화보조제와 composite 추진제를 점화보조제로 적용하였다. Nitrocellulose의 경우 발화점이 112°C로 매우 낮은 것으로 보고되었다[10]. 하지만 점화 시 발열량이 낮아 NC에 BKNO₃와 혼합하여 점화보조제에 적용하였다[11]. 그리고 우수한 점화성능을 위해 NC/BKNO₃에 의해 잘 점화되는 composite 추진제를 점화보조제에 적용하였다. Composite 추진제는 92 wt.%의 AP와 8 wt.%의 HTPB로 구성되어 있다.

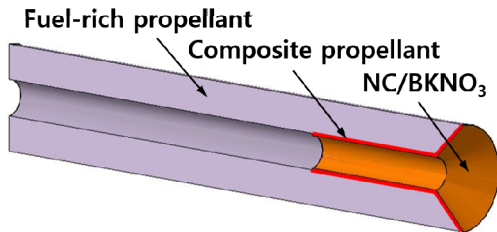


Fig. 4 Concept of fuel grain.



Fig. 5 Coated ignition support material.

Fig. 4에 점화보조제가 도포된 연료 그레인의 개념을 나타내었다. 그레인의 전면부의 형상은 45도로 두어 교란 없이 유동 온도를 잘 측정할 수 있도록 하였다. 연료 그레인의 전면과 포트 내부 10 cm 깊이에 대해 composite 추진제를 2 mm 깊이로 배치하고 추가로 그 위에 NC/BKNO₃를 총 100 mg 도포하였다. Fig. 5는 제작된 연료 그레인의 사진이다.

2.3 가스 발생기

램젯 연소실에서 연료를 태우는 산화제는 압축 공기 속의 산소분자이다. 이 조건은 흡입구에 위치한 충격파를 통해서 만들어지며 공기의 온도가 430°C에 달한다. 이 조건은 흡입구에 위치한 충격파를 통해서 만들어진다. 에탄올 블렌딩 과산화수소 가스발생기는 이러한 연소실 공기 조건을 모사한다. 가스발생기의 구조를 Fig. 6에 나타내었다. 에탄올 블렌딩 과산화수소가 촉매반응기를 통과하면서 21 mol.%의 산소 조건을 만족시키는 고온의 가스를 생성한다. 이번 실험에서는 75 wt.%의 과산화수소에 O/F 비 70으로 에탄올을 혼합한 추진제를 적용하였다[3]. Table 2에 화학 평형 계산을 통해 구한 가스발생기에 사용된 추진제의 단열분해온도와 생성 가스의 조성을 나타내었다.

이 가스발생기는 촉매 반응을 통해 생성되는 열로 고온의 가스를 생산하므로 적은 비용으로 램젯 연소실 환경 모사가 가능하다. 이 설비는 램젯 연료의 점화, 화염 유지, 연소 특성 관찰과 같은 기초 연구 수행에 적용해 볼 수 있다.

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} (°C)	571.39
Product gas composition (mol.%)	
O ₂	21.22
H ₂ O	77.88
CO ₂	1.30

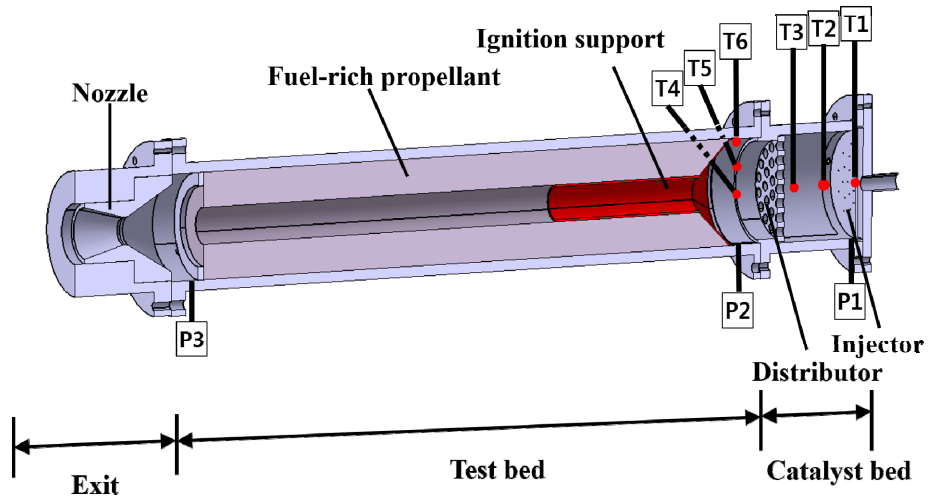


Fig. 6 Schematics of the gas generator.

물론 산소를 제외한 나머지 가스의 성분이 질소가 아닌 이산화탄소와 수증기라는 점에서 실제 공기와 차이가 있다. 이산화탄소와 수증기의 경우 연소에 영향을 주는 것으로 보고된 바 있다. 1300 K 근방의 고온 영역에서 수증기의 경우 주로 연소를 촉진시키고 이산화탄소의 경우 연소를 억제하는 것으로 보고되었다[12]. 본 실험의 낮은 가스 온도 영역에서 이러한 성분이 연료의 점화 성능보다는 점화 이후 연소 성능에 영향을 미칠 것으로 판단된다. 실제 공기조건에서도 유사한 점화 성능을 나타낼 것으로 보이나 실제 램젯 엔진 적용을 위해서는 향후 풍동 실험을 통해 검증이 필요하다.

공급 시스템을 Fig. 7에 나타내었다. 추진제는 질소가스를 통해 공급되며 추진제가 공급 시스템에 설치된 오리피스 유량계를 통과할 때 생기는 차압을 Eq. 1에 적용하여 이용해 유량을 측정하였다.

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

점화 실험의 개념을 Fig. 8에 나타내었다. 연료 길이는 300 mm로 설정하였으며 이것은 포발사 교체연료 램젯 추진탄의 비점성 설계를 통해 얻은 긴 연소실 길이를 고려하여 설정하였다

[2]. 연소실 길이를 충분히 길면 연소실에 연료량을 충분히 제공하므로 연소에 유리한 조건에서 연료 그레이인의 연소 성능을 확인할 수 있다. 또한 축방향으로 나타나는 연료의 침식 연소를 연료 그레이인 설계에 반영할 수 있다. 포트 직경의 경우 가스발생기에서 생성되는 가스가 포트 내에 아음속으로 흐르는 한편, 화학평형 계산을 통해 압력이 7.5 bar 이하가 되도록 설계하였다 [13]. 실험에서 적용한 포트 직경은 18.4 mm이다.

압력과 온도는 0-5 V의 출력값을 가지는 압력 센서와 K-type thermocouple을 통해 측정하였다. 모든 측정값은 NI DAQ를 통해 1초에 1000 개씩 획득하였다. 연소실에서 그레이인은 촉매 반응기 바로 이후에 배치되었다. 연료 그레이인의 전후로 압력을, 연료그레이인 직전에 들어오는 유동 온도를 측정하였다. 이때 유동의 온도를 잘 측정할 수 있도록 연료 그레이인의 전방에 45도의 경사 형상을 두어 유동의 교란을 최소화하도록 하였다.

3. 실험 결과 및 고찰

3.1 실험 조건

실험 조건 및 결과를 Table 3에 나타내었다. 점화 지연은 1초 이내가 요구된다. 한편 점화를

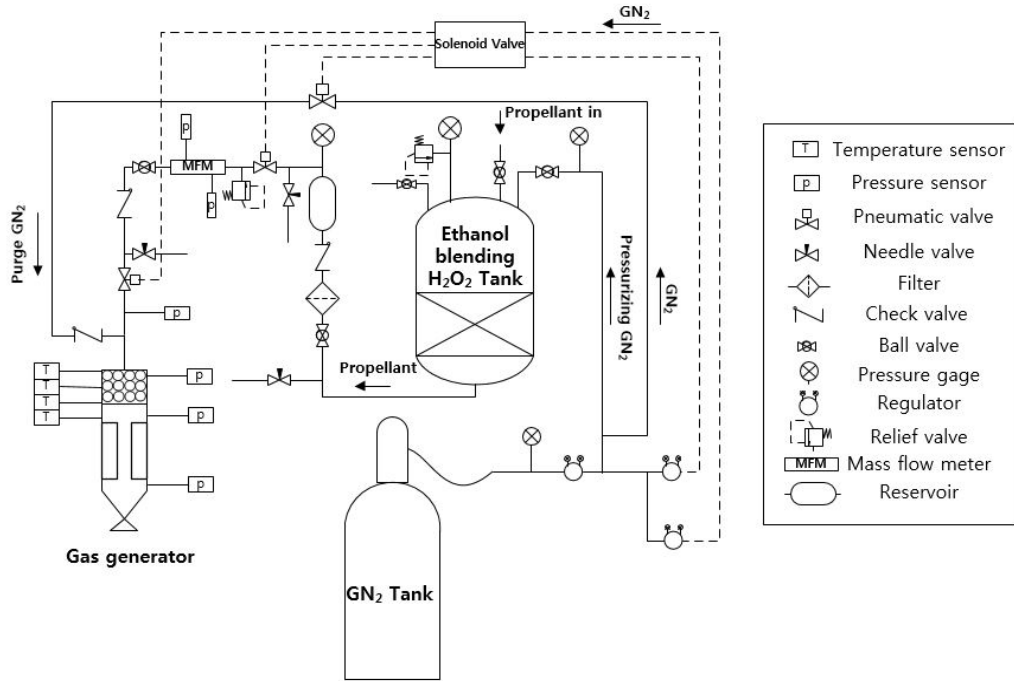


Fig. 7 Feeding system setup.

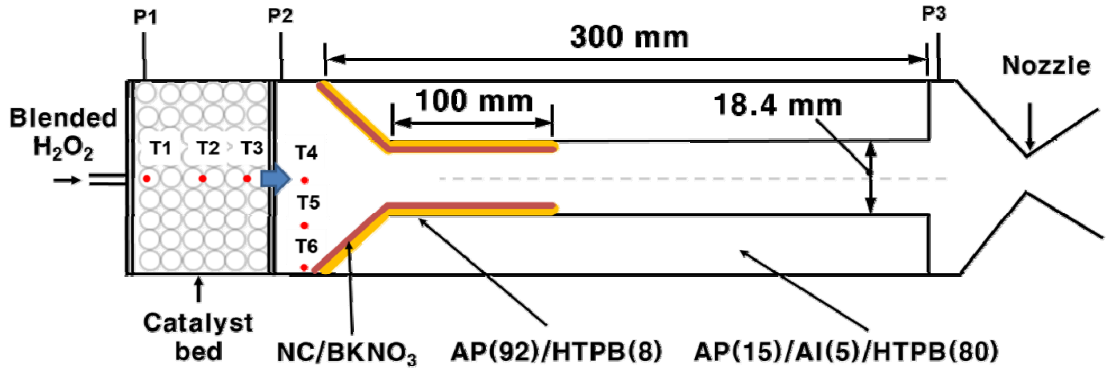


Fig. 8 Test concept.

확인하기 위해서 온도와 압력 조건을 조절하였다. 온도는 연료의 점화 및 착화를 확인하기 좀더 유리하도록 램젯 작동 조건보다 높게 설정되었다. 그리고 연소실의 압력은 5 bar 이하로 설정하였다. 유속은 200 kg/m²s가 되도록 설정하였으며 이때 포트 내부의 가스 속도는 마하수 0.15이다. 램젯 연소실 공기의 일반적인 마하

수는 0.2 수준으로 알려져 있다[9,11]. 한편 시스템 작동을 위해서 백금 촉매의 예열이 필요하며 백금 촉매의 예열 온도는 140°C, 시스템 작동 시간은 16초가 되도록 설정하였다[2,3,14].

3.2 실험 결과

먼저 시스템에서 고온의 가스 공급이 잘 이루어

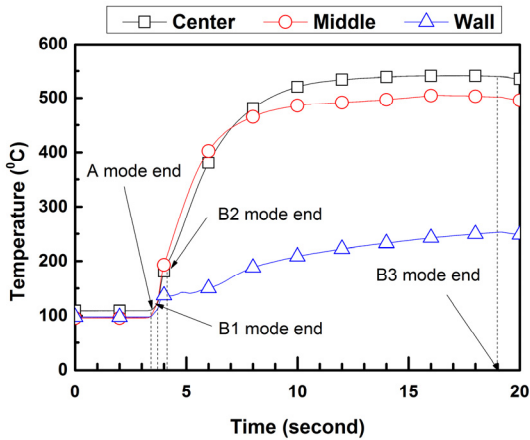


Fig. 9 Flow temperature curve.

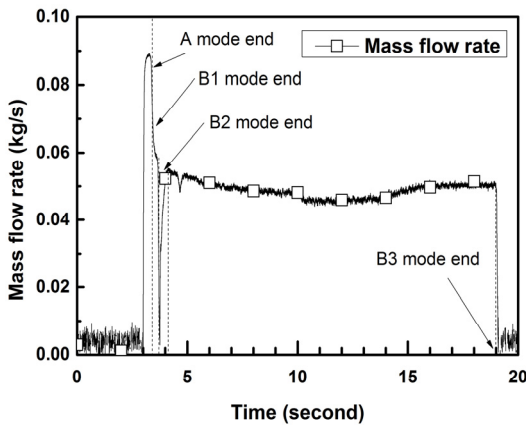


Fig. 10 Mass flow rate curve.

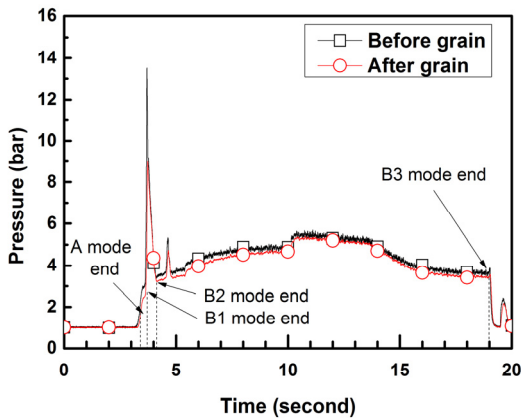


Fig. 11 Chamber pressure curve.

Table 3. Ignition test condition.

Condition	Ramjet operation	Experiment
Mass flux	-	200
Gas Mach number	~ 0.2	0.15
Ignition delay (s)	< 1	0.6
Gas temperature (°C)	430	516
Gas pressure (bar)	< 7.5	3.3
Chamber pressure (bar)	< 8.5	5.2
Operation time (sec)	14	16

Table 4. Operation mode during ignition test.

Mode	t (sec)	\dot{m} (g/s)	P2 (bar)
A	0~0.33	82.9	1.07
B1	0.33~0.63	67.7	2.58
B2	0.63~1.07	38.7	6.95
B3	1.07~16	48.8	4.51

어진 것을 확인하였다. 시스템에서 공급되는 유동의 온도곡선과 유량 곡선을 Fig. 9, 10에 나타내었다. 유량 공급의 경우 초반에 점화 보조제의 점화 시 피크 부분을 제외하고는 일정하게 공급되었으며 전체 작동 시간동안 연료의 연소가 잘 나타났다. 유동의 중심부인 T4의 평균 온도는 516°C 로 공급되었다. 모사 공기 온도의 평균값은 작동 후 6초에서 16초 사이의 데이터의 평균으로 구하였다.

실험에서 나타난 압력 곡선을 Fig. 11에 나타냈고, 압력 곡선을 통해 엔진의 작동을 모드 별로 나누었으며 Fig. 9-11에 작동 모드를 함께 표시하였다. 압력 곡선을 통해 엔진의 작동을 모드 별로 정리해 Table 4에 나타내었다. 각 모드 의미는 다음과 같다.

- A모드 : 추진제 공급 후 발생된 가스발생기 설계 챔버압의 20%가 형성되기까지의 구간
- B1모드 : A모드 이후 연소실의 압력 피크가 시작되기까지의 구간
- B2모드 : B1모드 이후 압력 피크가 끝날 때까지의 구간
- B3모드 : B2모드 이후 작동 끝까지의 구간

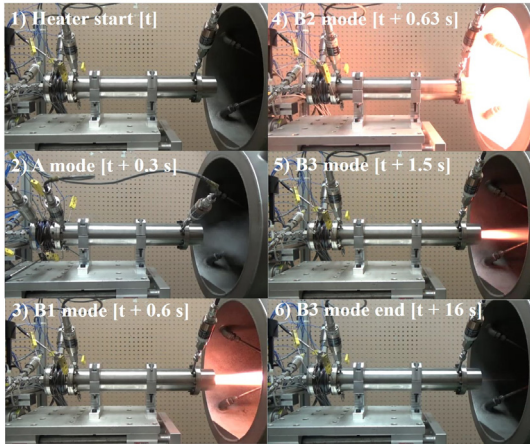


Fig. 12 Captured image during the test.

Table 5. Fuel grain measurement.

Measurement	Front	Rear
Initial diameter (mm)	18.4	18.4
Final diameter (mm)	20.5	21.8
Regression rate (mm/s)	0.07	0.11
Initial length (mm)	300	
Final length (mm)	260	
Initial weight (g)	599.4	
Final weight (g)	447.3	
Fuel feeding rate (g/s)	9.5	
O/F ratio	5.1	

시스템 작동 지연은 A 모드의 시간으로 구하였고, 연료 그레인 점화 지연은 B1 모드가 시작되는 시점으로 정하였다.

3.3 점화 지연

노즐에서 나타나는 화염의 광학 관측을 통해서도 점화지연을 함께 측정하였다. Fig. 12는 점화 실험 영상에서 나타난 각 모드에서 엔진의 작동을 보여준다. 점화 지연은 노즐에서 나타나는 화염의 광학 관측을 통해서도 함께 측정하였다. 앞에서 압력 곡선을 통해서도 파악한 점화 지연 값과 유사한 것을 확인할 수 있다.

실제 연소실에서 나타나는 점화 지연은 실험에서 나타난 점화 지연인 B1 모드의 종료 시점에서 시스템 작동 지연인 A 모드의 종료 시점으로 구할 수 있으며 0.3초가 나타나 램젯 작동의



Fig. 13 Fuel grain after ignition test (Left : front side, Right : rear side).

조건을 충족함을 확인하였다.

3.4 그레인의 착화

연료 그레인에도 착화가 잘 이루어진 것을 볼 수 있었다. 연료의 연소는 화염의 광학 측정과 모사 공기에 의한 연소실 압력을 통해 확인하였다. 압력의 경우 시스템 작동 구간 전체에 걸쳐 모사 공기에 의한 설계 압력을 상회하여 잘 유지되는 것을 확인하였다. 연료 그레인의 측정 결과를 Table 5에 나타내었다. 실험 결과 그레인의 길이가 300 mm에서 260 mm로 줄어든 것을 확인하였다. 한편, 연료 그레인의 반경 길이는 거의 변화가 없어 후미 연소모드가 일어난 것을 확인하였다[10].

후미연소의 경우 연소 단면적이 일정해 일정 속도로 타들어갈 경우 연소실의 압력이 일정해야 한다. 하지만 작동 후 약 10초 뒤 연소실 압력이 줄어드는 것을 통해 후미 연소의 경우 연료가 타들어가는 양이 일정하지 않음을 확인하였다.

그레인의 후면을 Fig. 13에 나타내었다. 화면을 통해서 후미 연소로 인해 유속 200 kg/m²s 조건의 경우 연료가 타들어가서 드러난 입자들을 확인할 수 있다. 후미 연소의 원인은 유속이 증가함에 따라 화염의 세기가 약해지고 결국에 착화가 일어나지 않는 것으로 보아 연료 포트 내부의 연료와 산화제가 혼합, 반응하는 속도에 비해 빠른 유동의 속도가 원인이라 파악된다 [15].

후미연소로 인해 나타나는 문제는 포트 내부에서 연료가 타들어가는 측면 연소를 통해 해결

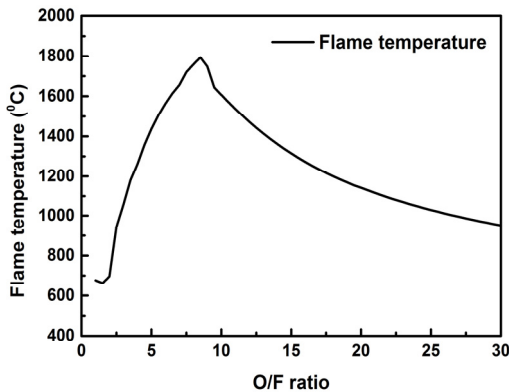


Fig. 14 Flame temperature curve with O/F ratio.

할 수 있다. 측면 연소는 후미연소에 비해 넓은 면적을 통해 연료를 제공해주어 효율적인 램젯 연소실 설계가 가능하며 이를 위해 연소실의 형상과 연료 그레이의 성분배에 대한 추가적인 최적화 과정이 필요하다.

3.5 연소 특성

연소실 압력 변동과 O/F 비를 통해 연소 성능을 파악해보았다. 한편 연소실의 압력 변동이 발생하였다. 연소가 시스템 작동 후 10초 전까지는 잘 일어나며 연소실 압력이 증가하다가 시스템 작동 후 10초 경에 연소실의 압력이 감소하기 시작했다. 이를 정량적으로 표현하고자 연소실 압력 변동을 계산하였으며 Eq. 2를 통해 확인하였다. 압력 변동이 낮을수록 안정적인 연소가 일어남을 의미한다. 측정 데이터는 점화보조제의 작동이 끝난 연소실의 첫 피크 이후부터 연소 종료 시점이다. 측정 결과 연소실 압력 변동은 51.5%로 유사한 유속에서 fuel-rich 추진제를 적용했던 점화 실험 결과보다 높게 나타났다[3].

$$I(\%) = \frac{P_{\max} - P_{\min}}{P_{\text{avg}}} \times 100 \quad (2)$$

한편 각 실험 조건에 대한 O/F비는 5.13이 나왔다. Fig. 14에 NASA CEA를 통해 계산한 fuel-rich 추진제와 모사 공기간의 O/F비에 대한 화염 온도를 나타내었다[9]. 이것은 당량비 1인

조건인 O/F인 8.5에 비해 낮아 fuel-rich 조건의 연소임을 확인하였다.

4. 결 론

이번 연구에서는 포발사 고체 연료 램젯의 점화 지연 문제를 해결하기 위해 연료 그레이에 점화 보조물질을 도포하여 램젯 연소실 환경에서 연소시험을 수행하였다. 점화 보조제를 통한 고체 연료 램젯 점화 방식을 통해 원하는 점화 지연 수준을 충족시키는 것을 실험을 통해서 확인하였고 유속 200 kg/m²s의 조건에서 연료의 착화가 뚜렷하게 관찰되는 것을 확인하였다.

하지만 연료의 점화초기에 점화보조제로 인해 연소실의 압력이 갑작스럽게 증가해 흡입구의 램 압축수준을 상회해 아임계 작동을 야기하는 hard start 문제가 발생하였다. 하지만 이것은 엔진의 추력 생성에 기여하기 때문에 잠시 동안 램젯 작동이 일어나지 않더라도 속도 감소량이 크지 않을 것이라 판단된다.

한편 연료의 연소모드가 포트 내에서 발생하는 측면 연소모드가 아닌 후미 연소모드를 나타내었다[15]. 안정적인 연소를 위해서는 그레이의 연소가 측면 연소가 일어나도록 해야 한다. 이를 위한 방법으로 유동이 받는 drag가 커지도록 연료 그레이의 전면 형상을 flat 하게 바꾸는 방법, 보론, 마그네슘과 같은 연소 불안정성을 개선하는 첨가제를 혼합하는 방법을 고려할 수 있다[16].

후 기

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

References

1. Philip, H. and Carl, P., "Mechanics and Thermodynamics of Propulsion," 2nd ed.,

- Pearson, London, 1992.
2. Kang, S.J., Park, C., Jung, W.S., Kwon, T.S., Park, J.H. and Kwon, S.J., "Design of Gun Launched Ramjet Propelled Artillery Shell with Inviscid Flow Assumption," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 4, pp. 52-60, 2015.
 3. Jung, W.S., Baek, S.K., Kwon, T.S., Park, J.H. and Kwon, S.J., "Ignition Test of Solid Fuel Ramjet Combustor," *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Salt Lake City, U.T., U.S.A., AIAA 2016-4873, Jul. 2016.
 4. Krisnan, S., "Solid-Fuel Ramjet Assisted Gun-Launched Projectiles: An Overview," *5th National Conference on Airbreathing and Aerospace Propulsion*, Hyderabad, India, pp. 52-64, Dec. 2000.
 5. Oosthuizen, R., Buisson, J.J. and Botha, G.F., "Solid Fuel Ramjet Propulsion for Artillery Projectile Applications - Concept Development Overview," *19th International Symposium of Ballistics*, Interlaken, Switzerland, pp. 403-410, May 2001.
 6. Dionisio, F. and Stockenstrom, A., "Aerodynamic Wind-tunnel Test of a Ramjet Projectile," *19th International Symposium of Ballistics*, Interlaken, Switzerland, pp. 529-536, May 2001.
 7. Joghsh, K.N. and Ramakrishna P.A., "Development of AP/HTPB Based Fuel-rich Propellant for Solid Propellant Ramjet," *49th Joint Propulsion Conferences*, San Jose, C.A., U.S.A., AIAA 2013-4171, Jul. 2013.
 8. Bhat, V.K. and Brahmabhatt, R.H., "Development of AP/HTPB Based Fuel-Rich Propellant for Solid Propellant Ramjet Applications," *Defense Science Journal*, Vol. 46, No. 5, pp. 331-336, 1996.
 9. Jung, W.S., Baek, S.K., Kwon, T.S., Park, J.H. and Kwon, S.J., "Ignition of AP/HTPB based fuel-rich propellant in the ramjet combustor condition," *20th Korea Institute of Military Science and Technology Annual Conference*, Jeju island, Korea, pp. 1797-1798, Jun. 2016.
 10. 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.
 11. 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," *MRS Proceedings*, Wharton, N.J., U.S.A., Vol. 1405, 2011.
 12. Liang, J.H., Wang, S., Zhang, S.T., Yue, L.J., Fan, B.C., Zhang, X.Y. and Cui, J.P., "The vitiation effects of water vapor and carbon dioxide on the autoignition characteristics of kerosene," *Acta Mechanica Sinica*, Vol. 30, No. 4, pp. 55-59, 2014.
 13. 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.
 14. Baek, S.K., Kang, H.J. and Kwon, S.J., "Performance Evaluation of Commercial Grade Hydrogen Peroxide with Ethanol Blending," *45th Korean Society of Propulsion Engineers*, Gyung-ju, Korea pp. 94-102, Nov. 2015.
 15. Lee, T.H., "Incoming Air Velocity verse Flame Propagation Speed," *46th Korean Society of Propulsion Engineers Conference*, Jeju island, Korea, pp. 237-239, May 2016.
 16. Krishnan, S. and George, P., "Solid Fuel Ramjet Combustor Design," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 34, pp. 219-256, 1998.