Research Paper DOI: http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.4.085

기체산소/케로신 연소기에서 점화 위치 및 시간에 따른 점화 과정 연구

송우석[a] · 신동수[a] · 손 민[a] · 구자예[b,*]

Ignition Transition by Ignition Position and Time of Gaseous Oxygen/Kerosene Combustor

Wooseok Song[a] · Dongsoo Shin[a] · Min Son[a] · Jaye Koo[b,*]
[a]*Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Graduate School of Korea Aerospace University, Korea*
[b]*School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea*
[*]*Corresponding author. E-mail: jykoo@kau.ac.kr*

ABSTRACT

The objective of this paper is to observe effects of ignition position and time on ignition transition. A gaseous oxygen and liquid kerosene mixture is used as propellant with a shear-coaxial injector. In order to study the ignition delay time and combustion instability intensity, the pressure transducer was used. Sequences, excepting igniter operation time, were fixed to compare the ignition time only. Initial pressure peak and ignition delay time increased as the ignition time was delayed. Additionally, an unstable flame development zone was detected when the igniter was away from the injector.

초 록

본 논문에서는 점화 위치 및 시간에 따른 점화 지연 및 연소 불안정에 미치는 영향을 관찰하는 것이 목표이다. 산화제는 기체 산소를 사용하였고 연료는 액체 케로신을 사용하였다. 점화 지연 및 연소 불안정 정도를 관찰하기 위해 압력 트랜스듀서를 이용하여 정압을 측정하였다. 모든 경우의 점화기 작동 시기를 제외한 점화 시퀀스는 동일하게 설정하였고 점화 시간은 25 ms 간격으로 설정하였다. 점화 시간이 늦어질수록 초기 압력 피크값과 점화 지연 시간이 증가하는 경향을 보였다. 점화 위치가 분사기로부터 멀어질수록 초기 압력 피크 이후 불안정한 화염 발달 구간이 존재하였다.

Key Words: Ignition Transition(점화 천이과정), Ignition Delay(점화지연), Kerosene(케로신), Shear-coaxial Injector(전단동축분사기)

Received 7 June 2017 / Revised 22 December 2017 / Accepted 26 December 2017
Copyright ⓒ The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548
[이 논문은 한국추진공학회 2017년도 춘계학술대회(2017. 5. 31-6. 2, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정 · 보완한 것임.]

1. 서 론

액체로켓엔진에서 불안정한 점화는 로켓 엔진

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

시스템에 심각한 손상을 입힐 수 있는 위험한 현상 중 하나이다. 점화 지연(Ignition delay)과 같은 불안정한 점화는 로켓 엔진 시스템의 성능을 저하시키는 높은 압력 피크와 오버슈트(Overshoot)의 원인이 되기도 한다. 액체로켓엔진의 연소는 1.0-25 MPa에서 이루어지기 때문에 높은 압력 피크 또는 오버슈트는 로켓 엔진 시스템에 매우 치명적이다[1-3]. 또한 연소 시 높은 압력과 온도로 인해 연소기 벽면에 크랙이 발생하여 다수의 연소 시험을 진행되는 연구에서는 연소기 수명을 단축시키는 결과를 초래한다. JAXA(Japan Aerospace eXploration Agency)에서는 다수의 연소 시험 후 발생되는 연소실 벽면 크랙에 대한 연구를 진행하였다[4,5]. Ariane V15는 3단 엔진의 급수 밸브 이상으로 점화에 실패하여 해상으로 충돌하였다. 또한 Ariane V18도 점화 실패로 인해 미션에 실패하였다[6]. 따라서 다수의 연소시험을 하는 로켓엔진 실험에서는 점화 실패로 인한 로켓엔진 시스템의 파괴를 방지하기 위해 안정적인 점화는 필수적이다. 점화 과정에 영향을 미치는 인자들에 대한 연구는 그동안 많이 선행되었다[7,8].

본 연구에서는 기체산소/케로신 연소기에서 점화 위치 및 시간이 점화 천이과정에 미치는 영향을 연구하였다. 연소실 내 압력을 측정하여 압력 피크 및 점화 지연 시간을 계산하였다.

2. 실험 장치 및 방법

2.1 실험 장치

Table 1은 연소기 및 전단 동축 분사기의 제원을 나타낸다. 연소실 직경(D_c)은 22 mm이며 전체 길이(L_c)는 150 mm, 노즐 목 직경(D_t)은 6.4 mm이다. 추진제로 사용한 기체 산소와 액체 케로신은 전단 동축 분사기(Shear-coaxial Injector)를 통하여 분사하였다[9]. 전단 동축 분사기는 황동으로 제작되었다. 막냉각을 위한 기체 질소는 전단 동축 분사기와 연소기 벽면 사이 슬릿을 통하여 분사하였다. 슬릿의 간격은 0.6 mm이다. 분사기의 리세스(Recess) 길이(R)는 2.0 mm이다. 케로신은 전단 동축 분사기의 중심부에서 분사가 되고 산화제인 기체 산소는 환형부에서 분사가 이루어진다. 연소기의 재질은 스테인리스강(Stainless 304)로 제작하였고 노즐은 스테인리스 강(Stainless 430)으로 제작하였다. 노즐의 열손상을 방지하기 위하여 물로 냉각하였다. 점화를 위해 NGK 社의 스파크 플러그 CR9EIX를 이용하였다. 스파크 플러그의 2차 코일의 전압은 11 kV이고 에너지는 15 mJ이다. 펄스 작동식 유도코일을 사용하여 점화 에너지가 공급되게 점화 시스템을 구성하였다.

연소실 압력 P_{cc}, 산화제 분사기 상류 압력 $P_{oxy,inj}$, 연료 분사기 상류 압력 $P_{fuel,inj}$은 최대 측정 10.0 MPa인 압력 트랜스듀서를 사용하였다. 산화제의 유량은 터빈식 유량계를 사용하여 체적 유량을 측정하였고 연료는 용적식 유량계를 사용하였다. 산화제의 밀도는 이상기체상태 방정식을 통해 계산하였다.

Fig. 1은 추진제 공급 라인들의 개략도를 나타낸다. 액체 연료는 가압 탱크를 이용하여 분사 전 압력 조절이 가능하게 하였다. 기체 산화제는 리저버(Reservoir)를 두어 분사기로 공급하였다. 분사기 상류에서 산화제와 막냉각 기체 라인에 체크 밸브를 설치하여 연소 가스의 역류를 방지하였다. 추진제 공급은 공압 밸브을 작동시키는 솔레노이드 밸브에 전기적 신호를 주어 제어하

Table 1. Geometrical dimensions of combustion chamber and shear-coaxial injector.

Combustion chamber		Shear-coaxial injector	
Inner diameter, D_C	22 mm	Outer diameter of liquid center post, D_P	3.0 mm
Length of chamber, L_C	167 mm	Inner diameter of liquid center post, D_L	1.5 mm
Nozzle throat diameter, D_t	6.4 mm	Recess length, R	3.0 mm
		Spacer, Ls	5.5 mm

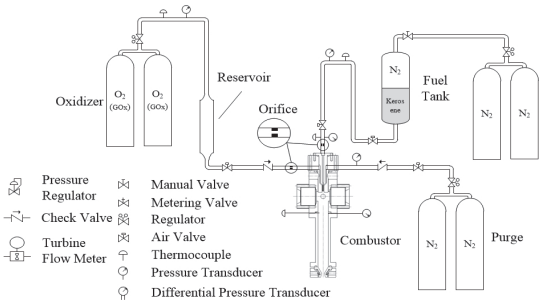

Fig. 1 Schematic of propellants supply lines.

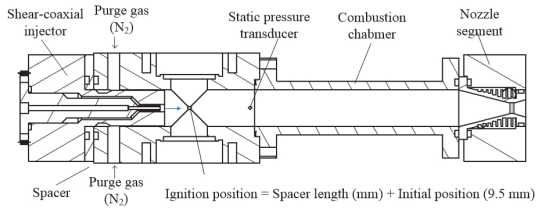

Fig. 2 Schematic of combustor and injector.

였다. 추진제 유량 조절은 오리피스를 이용하여 추진제 공급 압력에 상관없이 일정한 유량을 공급하도록 설정하였다. Fig. 2는 연소기와 분사기를 확대한 개략도이다.

2.2 실험 방법

본 실험에서의 설계조건은 다음과 같다. 연소실 압력은 분사기 출구로부터 9.5 mm인 지점에서 측정하였다. 연소실 압력은 1.0 MPa이며 설계 산화제 질량유량은 9 g/s, 연료 질량유량은 3 g/s으로 설정하였고 혼합비는 3이다. 실험 조건은 설계 조건을 바탕으로 수립되었고 실험 결과와 설계 조건은 큰 차이를 보이지 않았다.

점화 위치 변경을 위해 분사기와 연소기 사이에 분사기 스페이서를 설치하였다. 분사기 스페이서의 두께는 각각 5.5 mm이다. 스페이서의 내경은 연소기의 직경과 동일한 22 mm이며 연소기와 분사기 사이 실링(sealing)을 위하여 바이톤 타입의 오링(O-ring)을 사용하였다. 점화 위치는 분사기 하단으로부터 연소실 길이 대비 0.06, 0.1, 0.14로 각각 CASE L-I, CASE L-II, CASE L-III로 나타내었다.

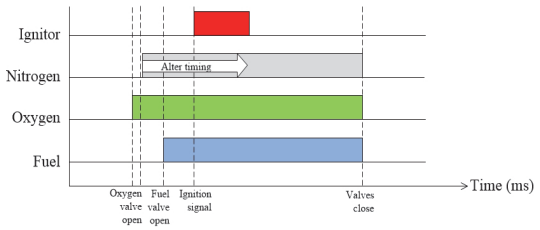

Fig. 3 Ignition sequence.

Table 2. Experimental condition.

	value
Combustion pressure (MPa)	1.02
Oxygen injection pressure (MPa)	1.51
Fuel pressure (MPa)	1.84
Oxygen mass flow rate (g/s)	9.27
Fuel mass flow rate (g/s)	3.43
Oxidizer-to-fuel- mass ratio	2.70

Fig. 3과 같이 공급 장치에 신호를 주는 시퀀스 제어기(sequence controller)를 이용하여 산화제와 연료의 분사시기, 점화기 작동시기를 제어하였다. 점화 시간에 따른 점화 과정 차이를 보기 위해 점화기 작동시기를 제외한 나머지 시퀀스는 동일하게 설정하였다. 점화 시퀀스는 산화제 분사 후 100 ms, 125 ms, 150 ms, 175 ms로 각각 CASE T-A, CASE T-B, CASE T-C, CASE T-D로 표시하였다.

3. 실험 결과 및 분석

3.1 점화 위치 및 시간

실험 조건을 Table 2에 나타내었다. 연소실 압력은 1.0 MPa이고 산화제와 연료의 분사 압력은 각각 1.51 MPa, 1.84 MPa로 측정되었다.

Fig. 4(a)는 CASE L-I에서의 점화 시간에 따른 연소실 압력을 나타낸다. 점화 시간이 증가할수록 초기 압력 피크값의 차이가 존재하였다. Fig. 4(b), (c)는 각각 CASE L-II, CASE L-III에서의 점화 시간에 따른 연소실 압력을 나타낸 그래프

이다. CASE L-I과 동일하게 점화 시간이 증가할수록 초기 압력 피크값이 증가하였지만 점화 위치가 분사기로부터 멀어질수록 초기 압력 피크

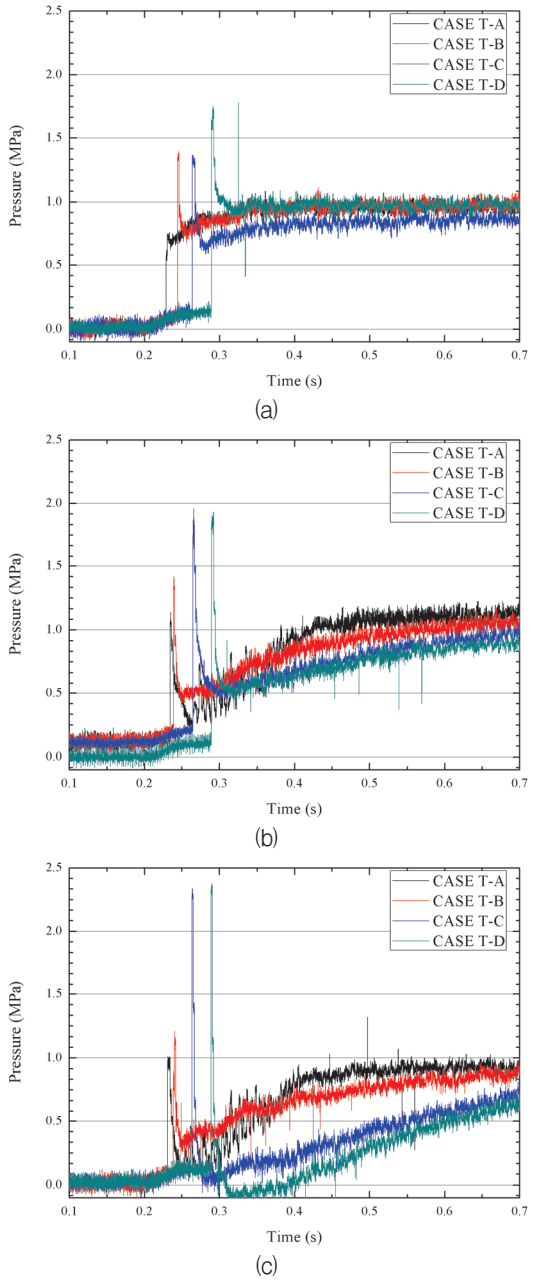

Fig. 4 Combustion chamber pressure under different conditions: (a) CASE L-I; (b) CASE L-II; (c) CASE L-III.

이후 CASE L-I에 비해 연소실 압력 형성이 느린 불안정한 화염 발달 구간이 나타났다[11]. 또한 압력 피크 이후 연소실 압력이 급격하게 떨어지는 현상을 확인되었다. 이는 연소실 압력보다 높은 초기 압력 피크로 인해 추진제 공급이 원활하지 못하여 발생한 현상으로 판단된다[10]. Fig. 5는 점화 위치 및 시간에 따른 연소실 압력 피크 값을 나타낸 것이다. 점화 시간이 증가할수록 연소실 압력 피크 역시 증가하는 경향을 보였다. CASE L-III의 경우에는 CASE T-C와 CASE T-D 경우에 비슷한 압력 피크 값을 보였다. 이는 분사기로부터 점화 위치가 멀어질수록 추진제의 혼합 및 분열이 더 잘 일어나 일정 점화 시간 이후에는 비슷한 혼합 및 분열 정도를 보이기 때문인 것으로 판단된다.

점화 시퀀스에 따른 점화 지연을 보기 위해 Fig. 6과 같이 각 경우의 점화 지연 시간을 계산

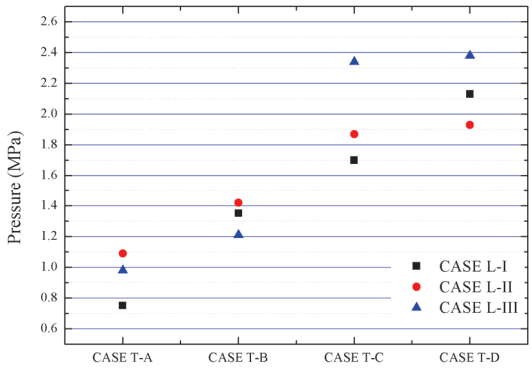

Fig. 5 Combustion chamber pressure peak value.

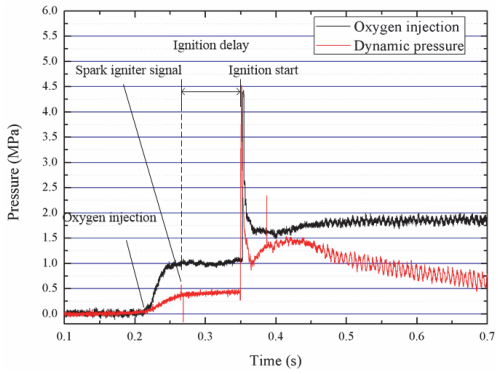

Fig. 6 Calculation method of ignition delay time.

하였다. Fig. 7은 케이스별 점화 시간에 따른 점화 지연 시간이다. CASE T-A인 경우에 점화 지연 시간은 약 22 ms로 계산되었고 CASE T-D인 경우는 70 ms로 계산되었다. 점화 시간 간격이 25 ms로 일정함에 비해 점화 지연 시간의 간격은 점화 시간이 증가할수록 커지는 것을 확인하였다. Fig. 5에서 보듯이 최대 압력 피크는 점화 위치보단 점화 시간과 관련이 있는 것을 확인하였다. CASE L-II와 CASE L-III에서도 같은 경향을 확인하였다. 점화 시간이 늦춰짐에 따라 추진제 공급 시간도 길어지는 영향으로 추진제의 혼합 및 분열이 더 잘 일어나기 때문에 높은 점화 에너지를 갖게 되어 초기 압력피크에 영향을 준 것으로 판단된다[11].

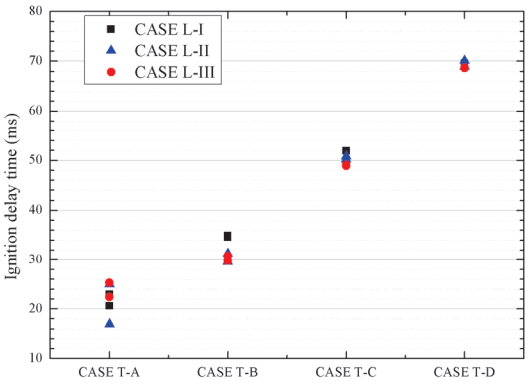

Fig. 7 Ignition delay time by ignition position and time.

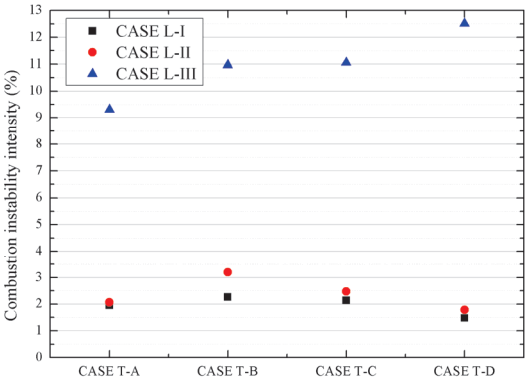

Fig. 8 Combustion instability intensity by ignition position and time.

3.2 연소 불안정 정도

케이스별 연소 불안정 정도는 Eq. 1과 같이 계산하였다[10].

$$f = \frac{p_1}{p_2} \times 100 \tag{1}$$

f는 연소 불안정 정도이고 p_1은 압력 피크 이후 점화 천이 구간에서 측정된 압력의 피크값 p_2는 평균 압력을 의미한다. Fig. 8은 점화 위치 및 점화 시간에 따른 연소 불안정 정도를 나타낸 그래프이다. 점화 위치가 분사기로부터 가장 먼 CASE L-III인 경우를 제외하고는 연소 불안정 정도는 약 2%로 계산되었다. CASE L-I과 CASE L-II의 경우 점화시간이 늦춰짐에 따라 추진제의 혼합 및 분열이 더 잘 이루어져 연소불안정 정도가 감소한 것으로 판단된다. CASE L-III의 경우는 점화 위치가 추진제의 혼합 및 분열의 끝단에서 일어나므로 연소불안정 정도가 크게 나타난 것으로 판단된다. 하지만, CASE T-A의 CASE L-II와 CASE L-III인 경우에는 초기 압력 피크 값이 추진제 공급 압력보다 높게 나타나 정상적인 분사를 방해하였다. 따라서 초기 압력 피크 이후 매우 불안정한 화염 발달 구간이 나타난 것으로 판단된다[11].

4. 결 론

점화 위치 및 시간이 점화 천이과정에 미치는 영향을 보기 위하여 초기 압력 피크 및 연소 불안정 정도를 분석하였다. 전단동축분사기 특성상 점화특성은 축방향 위치에 따라 차이가 존재한다. 따라서 연소실 길이 대비 점화 위치를 무차원하여 실험을 진행하였고 점화 시간의 차이에 따른 실험을 진행하였다. 점화 시간이 늦춰짐에 따라 초기 압력 피크 값이 증가하는 경향을 보였다. 초기 압력 피크 값이 추진제 공급 압력보다 높은 경우에는 정상적인 추진제 공급이 이루어지지 않아 정상상태의 연소실 압력 형성이 느

린 불안정한 화염 발달 구간이 나타났다. 점화 지연 시간은 점화 시간이 같은 경우 점화 위치에 대한 차이는 없었으나 동일 점화 위치에서는 점화 시간이 늦춰질수록 점화 지연 시간이 증가하는 것을 확인하였다. 안정적인 점화인지 판단하기 위해 연소 불안정 정도를 계산하였다. 분사기로부터 점화 위치가 가장 먼 경우 가장 크게 계산되었다. 추진제 공급 불안정으로 인해 초기 압력 피크 이후 매우 불안정한 화염 발달 구간이 나타나 발생한 것으로 판단된다.

후 기

이 논문은 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 우주핵심기술개발사업(No. NRF-2017M1A3A3A02015233)과 서울대학교 차세대 우주추진 연구센터와 연계된 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 선도연구센터지원사업(NRF-2013R1A5A1073861)의 연구 결과입니다.

References

1. Hulka, J., Forde, J. S., Werling, R. E., Anisimov, V. S., Kozlov, V. A. and Kositsin, L. P., "Modification and Verification Testing of a Russian NK-33 Rocket Engine for Reusable and Restartable Applications," *34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Cleveland, O. H., U.S.A., AIAA 98-3361, AIAA 98-3361, Jul. 1998.
2. Ballal, D. R. and Lefebvre, A. H., "Ignition of Liquid Fuel Sprays at Subatmospheric Pressures," *Combustion of Flame*, Vol. 31, pp. 115-126, 1978.
3. Julie, K., Charles, S. and William, M., "Experimental Investigation of Augmented Spark Ignition of a LO_2/LCH_4 Reaction Control Engine at Altitude Conditions," NASA TM-217611, 2012.
4. Hoeprich, M. R., "Rolling Element Bearing Fatigue Damage Propagation," *Journal of Tribology*, Vol. 144, No. 2, pp. 328-333, 1992.
5. Lefebver, A., Freeman, W. and Cowell, L., "Spontaneous Ignition Delay Characteristics of Hydrocarbon Fuel/Air Mixtures," NASA CR-175064, 1986.
6. Gastal, J., "Ariane Third Stage Ignition Improvement," *24th Joint Propulsion Conference*, Boston, M.A., U.S.A., AIAA 88-2932, Jul. 1988.
7. Julie, K., Charles, S. and William, M., "Experimental Investigation of Augmented Spark Ignition of a LO2/LCH4 Reaction Control Engine at Altitude Conditions," NASA TM-217611, 2012.
8. Tran, X. P. and Fredrick P. W., "Laser-Induced Spark Ignition of CH4/Air Mixtures," *Combustion and Flame*, Vol. 119, No. 3, pp. 203-216, 1999.
9. Song, W., Kim, D., Lee, K., Shin, B., Ko, S. and Koo, J., "Effects of Kerosene Heating on Dynamic Characteristics of GOx/Kerosene Combustor," *Acta Astronautica*, Vol. 126, pp. 528-535, 2016.
10. Harrje, D.T., "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," NASA SP-194, 1972.
11. Smith, J.J., Bechle, M., Suslov, D., Oschwald, M. and Schneider, G., "Steady-Steate High Pressure LOx/H_2 Rocket Engine Combustion," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 11, No. 1, pp. 39-47, 2007.