

모델 섹터 연소기의 점화기 깊이에 따른 점화특성 연구

진유인* · 유경원*** · 민성기* · 김홍집***

*국방과학연구소 · **충남대학교

Study on Ignition Characteristics Relating to Igniter Penetration Depth in a Model Sector Combustor

Yu-In Jin*, Gyong Won Ryu***, Seong Ki Min* and Hong Jip Kim***

*Agency for Defense Development, Korea

**Department of Mechanical Engineering, Chung Nam National University, Korea

(Received 13 December 2016, Received in revised form 7 February 2017, Accepted 25 April 2017)

ABSTRACT

Aero gas turbine engines must demonstrate their ability to be ignited on ground conditions or relighted in flight. The electric spark ignition is usually used in current aero gas turbine engines. Experiments on ignition characteristics relating to spark igniter penetration depth under atmospheric pressure and temperature conditions were conducted on the model combustor which is scaled in 1/18. Exciter was operated during 2 seconds, and successful ignition phenomena were confirmed by the pressure rising sharply in combustor. In addition, instantaneous ignition images were captured by a high-speed camera. It showed kernel propagation and successful ignition events in the sector model combustor. Ignition test results showed that ignition limit with increase in penetration depth of the igniter plug was wider. When the penetration depth of the igniter plug increased under the same fuel injection pressure condition, successful ignition events were obtained in higher differential pressure conditions between inlet and outlet of the combustor. The results demonstrate that the ratio of the combustible mixture, which is exposed to the high temperature environment around the igniter plug tip, increases. Thereby affect the combustor ignition performance.

Key Words : Spark ignition, Model sector combustor, Ignition limit

기 호 설 명

Alphabets

Air ΔP : Pressure loss between inlet and outlet of combustor

Comb ΔP : Differential pressure of combustor

F/A : Fuel/Air ratio by mass

CTRZ : Central Toroidal Recirculation Zone

1. 서론

가스터빈 엔진의 점화성능은 시동신뢰성을 확보하기 위한 중요한 인자로 넓은 영역의 점화성능 확보가 필수적이다. 특히 항공용 가스터빈 엔진의 경

우, 비행 재 점화성능이 비행안전성 확보에 필수적이기 때문에 높은 연소기의 입구 유속조건에서 우수한 점화성능 확보가 중요하다[1]. 대부분의 항공용 가스터빈 엔진의 점화는 전기 스파크 점화(Electric spark ignition)가 적용되며 이러한 연소기 점화성능에는 연료의 종류, 연료의 분무 특성, 연소기내의 스월유동, 난류강도 및 전기점화기 에너지와 점화기 스파크의 크기와 열전달 등 여러 가지 복합 요인에 영향을 받는다.

전기 점화 시스템은 점화기 에너지 강도와 스파크 주기를 결정하는 엑사이터(Exciter), 리드(Lead)와

† Corresponding Author, khongjip@cnu.ac.kr

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

고온플라즈마 형상을 결정하는 점화 플러그(Igniter plug)로 구성되며, 전기 점화 시스템을 이용한 가스 터빈 섹터 모델에서의 점화는 점화화염을 형성하는 점화화염 형성단계(Phase1)와 점화화염이 전파되는 점화화염 전파단계(Phase2)로 구분할 수 있다. 점화 초기(Phase1)에는 점화플러그 끝에서 인가된 고전위 차에 의하여 점화 플러그 전극사이의 공기가 이온화 되면서 고온 플라즈마 가스가 발생되고, 공기/연료 혼합물로 열전달이 발생한다(Breakdown phase). 이로 인하여 점화화염(kernel)과 화학반응이 나타나고(Arc phase), 열손실을 제외한 나머지 에너지를 이용하여 점화화염이 형성(Glow discharge)된다[2]. 이와 같은 초기 점화화염 형성단계(Phase1)에서는 스파크 에너지, 스파크 주기, 점화플러그 전극의 간격, 점화기 위치 등이 점화화염을 형성시키는 중요한 요소로 판단된다. 또한 점화화염 전파단계(Phase2)에서는 초기 점화화염으로부터 연소기의 주연소영역(Primary zone) 내부로 화염이 전파되어 연소기 내부 전체로 화염을 형성 및 유지시키며, 점화기 위치 및 화염 안정화에 영향을 미치는 요소들이 중요한 인자로 인식된다[1].

연소기의 점화현상을 이해하기 위한 다양한 실험적 연구들이 수행되었다. Andreas 등은 가스터빈 연소기를 이용하여 점화와 스파크 횡수에 대한 통계적인 분석을 통해 점화 확률을 제시하였다[3]. Fyffe 등은 연료 종류에 따른 고도 점화성능을 수행하여 각 연료에 함유된 화학물의 성분비에 따른 점화성능의 차이점을 서로 비교하였다[4]. Fu 등은 모델 연소기를 이용하여 점화기 위치 및 연소실 압력손실에 따른 희박 점화 한계 영역을 조사하였다[5]. Wang 등은 스윙컵의 벤츄리 형상에 따른 희박 점화 한계를 예측하여 슬리브의 확산각이 넓을수록 희박 점화 영역이 넓어지는 것을 보여주었다[6]. Zhang 등은 연료의 화학성분에 따른 점화 지연시간과 점화 한계를 조사하여 점화경계를 구하였고, 희박 점화 한계에 대한 임계 레이놀즈 수를 제시하였다[7].

전기스파크 점화에 대한 이전의 연구들은 대부분 실험실 환경의 모델 연소기를 활용하였으며, 실제 엔진에서의 점화성능을 예측하기 위한 이론은 완전하게 구축되어 있지 않다. 따라서 본 논문은 실제 엔진의 연소기에서 나타나는 점화현상을 연구하기 위하여 실제 개발 엔진의 1/18 모델 섹터 연소기를 이용하여, 초기 점화원인 점화기 전극으로부터 점화과정에서 나타나는 점화화염(kernel)의 성장 및 화염 전파과정을 실험적으로 조사하였다. 초기 점화기 전극 위치는 연소기의 축방향 위치뿐만 아니라 연소기 라이너로부터 점화기 전극의 돌출된 정도도 주요한 변수로 판단되었다. 점화기 축방향 위치의 경우, 사

전 시험을 통하여 연료 분무각을 고려한 최적의 위치를 설정하여, 연소기 설계에 반영하여 결정하였다. 본 연구의 경우 점화플러그의 장착 깊이에 따른 점화특성을 조사하는 것이 목표이다. 또한, 점화플러그는 연소기 라이너 벽에서 많이 돌출될수록 고온에 노출되어 점화기 수명이 줄어들기 때문에 점화성능과 점화기 돌출량의 상관관계에 대한 확인이 필요하다. 따라서, 본 실험적 연구로부터 조사된 점화기 돌출량과 점화성능의 상관관계로부터 최종적으로 개발 연소기의 점화기 장착 깊이를 결정하고자 한다.

2. 실험장치 및 방법

2.1. 실험장치

본 실험적 연구에 사용된 연소기는 개발중인 연소기의 1/18 모델 섹터 연소기이다. 전기 점화 시스템으로는 Unison 사의 익사이터, 리드, 점화플러그를 사용하였으며, 점화주기는 초당 6회, 점화에너지는 2 Joule 이다. 점화성능 시험을 수행하기 위한 시험설비 및 시험장치를 Fig. 1과 같이 구성하였다. 모델 섹터 연소기에 공급되는 공기는 고압의 공기탱크로부터 습기가 제거된 상태로 공급되며, 레귤레이터를 이용하여 연소기 차압을 유지하도록 조절하였다. 시험에 사용된 연료는 Jet A-1이며, 연료유량은 정밀 유량제어용 연료펌프의 회전수 제어를 통하여 목표유량을 설정하여 가압식 연료량 제어장치에서 발생하는 점화순간 연료유량 변화가 최소화할 수 있도록 하였다.

Fig. 2는 시험에 사용된 섹터 연소기 모델로 동축 반전 스윙러와 Duplex 연료노즐이 적용되었으며, 점

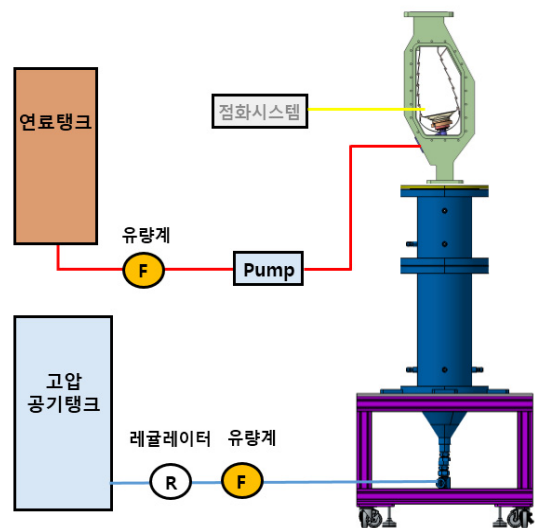


Fig. 1. Schematic diagram of experimental apparatus.

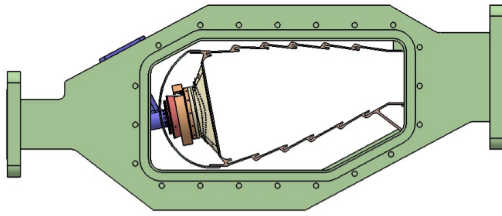


Fig. 2. Schematic of the model combustor.

화 시험 시 압력식 선회노즐이 장착된 파일럿 노즐로 점화연료를 공급하였다. 또한 실 연소기의 동형상과 스플래시 플레이트 및 내부 충돌제트 냉각형상을 동일하게 적용하였고 연소기 라이너의 주공기 공급홀 및 냉각 공기홀들 또한 실 연소기와 동일하도록 구성하였다.

시험에서 사용되는 공기와 연료의 조건을 관찰하기 위하여 압력센서(Sensys, PSH)와 온도센서(Omega, K-type 열전대)를 연소실 입구 및 인젝터 입구에 장착하였으며, 코리올리 유량계를 사용하여 유량을 측정하였다. 적용된 열전대의 정확도는 $\pm 2.2^{\circ}\text{C}$ 이며, 압력센서 및 유량계는 각각 $\pm 0.5\%$ 와 $\pm 0.2\%$ 이내에 있도록 구성하였다.

2.2. 시험방법 및 조건

가스터빈 엔진의 시동초기 압축기 회전수인 15% rpm 이하에서 압축기는 송풍기 수준으로 작동하여 압축기 출구의 압력과 온도 상승효과가 미비하기 때문에 압축기가 아닌 보조 시동장치를 통하여 점화에 필요한 공기를 흡입하므로 점화 순간에는 대기 온도/압력과 유사한 조건을 가지게 된다. 본 연구에서는 엔진의 지상 시동점화 조건을 모사하기 위해 연소기를 대기압력이 되도록 연소기 출구에 배기노즐 없이 시험을 수행하였다. 그리고 연소기 공급 공기도 가열하지 않았으며, 상온의 연료를 사용하였다. 연소기 공기공급량은 연소기 디퓨저 입구와 연소기출구 사이의 목표 연소기 설계 압력손실(Air ΔP)이 생성되도록 조절하였다. 연료유량은 연소기 입구 공기유량에 대한 당량비가 되도록 연료유량을 조절하였으며, 시험조건 별 연소기 압력손실과 인젝터 차압(Injector ΔP)은 Table 1과 같다. 점화시험 시 점화연료 유량을 고정 한 후 공기유량을 증가시켜 F/A를 낮추는 순서로 수행하였고 점화연료 유량도 낮은 조건에서부터 수행하였다. 점화시험은 연소기

Table 1. Test conditions

Injector ΔP (psia)	26, 36, 52, 72, 90
Air ΔP (%)	1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11

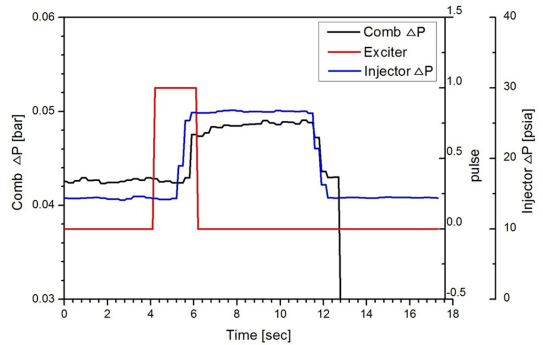


Fig. 3. Ignition signal in a successful ignition.

목표 차압을 만족하도록 공기를 공급한 후 2초 동안 점화기를 작동시켰으며, 점화기가 작동하는 동안에 연료를 공급하는 순서로 수행되었다. 점화시점은 연소실 내부의 압력/온도 변화 및 고속 촬영 영상을 통하여 판단하였다. Fig. 3은 일련의 점화시험 과정을 보여주는 것으로 점화순간에 연소기의 차압이(Comb ΔP) 증가되는 것을 볼 수 있다. 이는 연소실 내부로 화염이 전파되면서 연소실 배기부를 통과하는 유동의 유효단면적(Effective flow area) 감소로 인한 압력 증가 현상이다.

3. 시험결과

3.1. 모델 섹터 연소기 내부의 점화과정

모델 섹터 연소기의 점화특성을 파악하기 위하여 연소기 내부에서 나타나는 점화과정을 분석하였다. Fig. 4는 연료 분사 압력이 36 psia, 연소실 압력손실이 3%인 조건에서 발생하는 점화현상을 고속카메라로 획득한 영상이다. 점화 플러그에서 발생된 스파크로부터 2 ms 이내에 연료와 공기 혼합물이 화학반응을 일으켜 점화화염(kernel)의 형성단계(Phase1)를 보였다. 그 이후 점화화염이 주연소 영역 내부로 전파되는 점화 화염 전파단계(Phase2)를 볼 수 있다. 점화화염형성단계에서 화학반응에 의해 발생된 에너지가 열전달 손실 에너지보다 작게되면 점화화염은 유지되지 못하고 소멸된다고 알려져 있다[1].

$t = 0$ ms에서 점화 플러그 끝에서 Breakdown phase 이후 발생한 점화화염(kernel)을 확인할 수 있으며, $t = 2 \sim 8$ ms 사이에서는 점화플러그 근처에서 형성된 점화화염이 유지되면서 주변 연료-공기 혼합물로 열전달을 일으키고 있는 것으로 판단된다. 즉, 점화화염으로부터 방출되는 빛의 세기가 점점 약해지는 것을 통해 주변으로의 열전달이 점점 활발해지면서 기화된 연료증기가 증가하여 화염이 상류로 전파될 수 있는 환경을 만들고 있다. 주변으로의 열전달 단계를 지나서 $t = 10$ ms에서 점화화염이 다시 성장하면

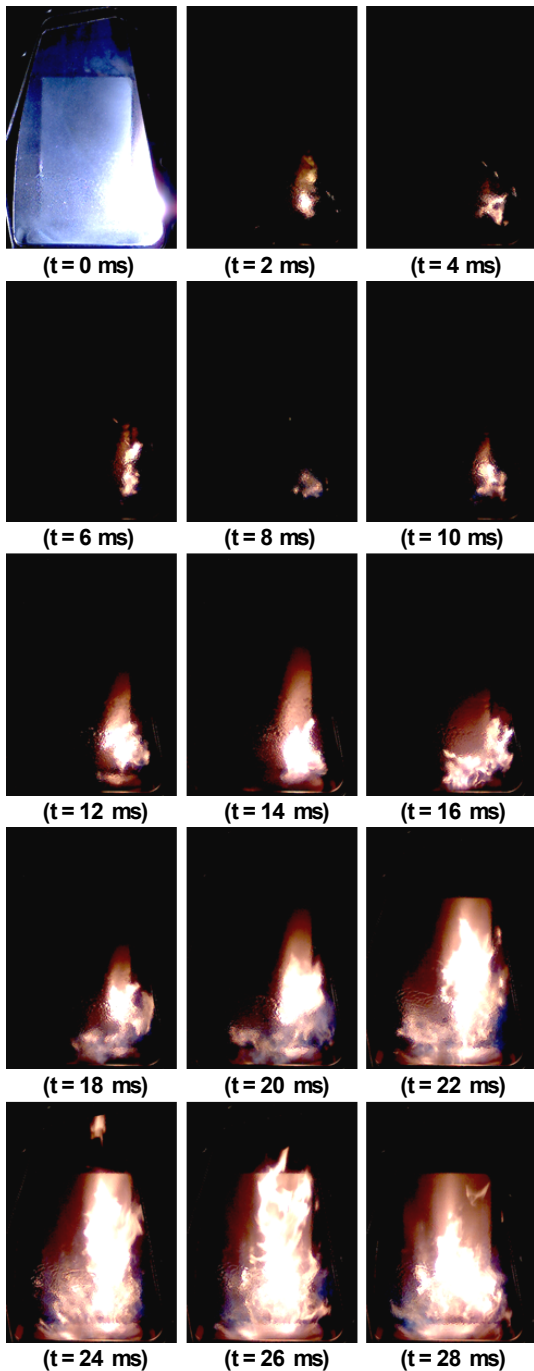


Fig. 4. Flame growth and propagation in an ignition using a high-speed camera(Air $\Delta P=3\%$, Injector $\Delta P=36$ psia).

서 주변으로 화염이 전파되기 시작함을 보여준다. 따라서, 약 10 ms까지 영상이 점화화염(kernel)의 형성(Phase1)과 열전달을 통한 점화화염이 주변으로 전파되기 시작하는 단계라고 판단된다.

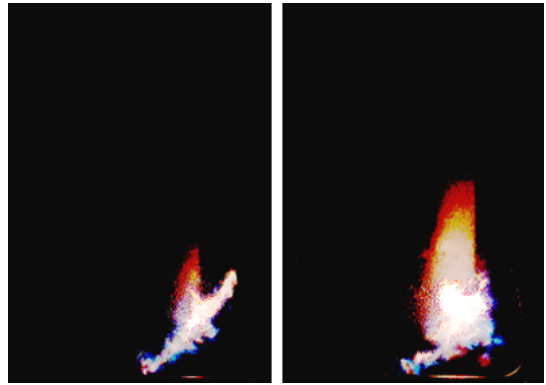


Fig. 5. Flame propagation from grown kernel into swirler exit(Air $\Delta P=3\%$, Injector $\Delta P=72$ psia).

$t = 10$ ms 이후 점화화염은 연소실 내부에서 스월러에 의해 형성되는 재순환영역으로(상류 축방향) 전파되며, 스월러 출구의 F/A가 큰 연료 과잉영역을 따라 스월러 출구쪽으로 화염이 전파되고 있다(Fig. 4의 $t = 12 \sim 16$ ms 및 Fig. 5). 이후 스월러 출구에서 재순환 유동(CTRZ)에 의해 전파된 확산화염은 주연소 영역(Primary zone) 전체로 전파된다($t = 18 \sim 28$ ms). 따라서 약 12~28 ms 는 점화화염이 연소실 내부로 전파되는 단계로 판단된다. 그리고 초기 점화에서 연소실 내부는 연료가 과농한 상태로 존재하기 때문에 주연소 영역 하류로 적염이 발생되고 있다.

Fig. 5는 연료분사 압력인 72 psia, 연소실 압력손실이 3%인 조건에서 점화화염이 스월러 출구 방향으로 전파되는 영상을 2 ms 간격으로 획득한 영상이다. 전파되는 점화화염의 각도는 바닥면으로부터 약 45도에서 30도 사이의 범위로 이는 스월러 출구에서 파일렛 노즐로부터 분사된 작은 액적들의 분포 영역과 일치하는 것이며, 작은 연료입자가 밀집된 지역으로 점화화염이 전파되는 것을 보여주는 것으로 판단된다.

Fig. 6은 모델 섹터 연소기 대신 주공기흡과 냉각홀이 없는 정사각형 단면을 가지는 모델 버너를 이용한 사전 시험에서 획득한 화염전파 단계를 보여주는 영상이다. 연료 분사압력(Injector ΔP)이 36 psia 이고 버너의 압력손실(Air ΔP)이 4%인 조건으로 사전 시험을 수행하였으며, 모델 섹터 연소기에서 관찰된 점화과정과 유사한 형태를 보여준다. 1/18 모델 섹터 연소기 점화시험과 동일한 동축반전 스월러 및 연료노즐을 사용하였으며, 점화화염의 전파는 외측 스월러의 회전방향을 따라 스월러 상류로 전파되고 있어 연소기 내부의 대유동장(3차원 재순환 유동, CTRZ)을 따라 화염이 전파되고 있음을 알 수 있었다.

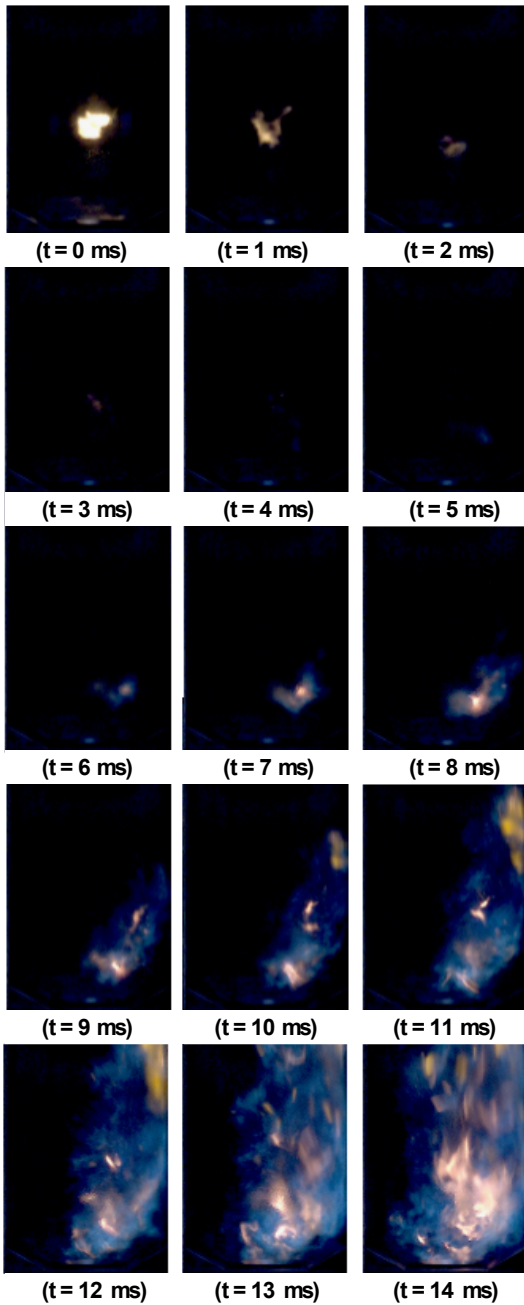


Fig. 6. Flame growth and propagation in an ignition using a high-speed camera(Comb $\Delta P=4\%$, Injector $\Delta P=36$ psia).

3.2. 점화기 깊이에 따른 점화특성

Fig. 7은 연소실 압력손실(공기유속)과 연소기 입구 공기유량 기준 당량비에 따른 점화가능 영역에 대한 시험결과이다. 점화가능 영역이 점화기의 삽입 깊이에 따라 달라지고 있음을 보여준다.

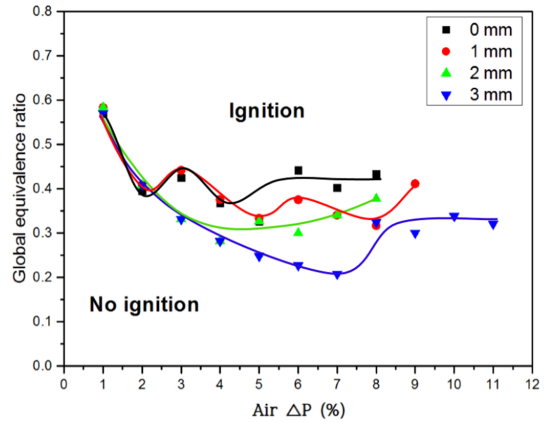


Fig. 7. Comparison of ignition limit relating to penetration depth of a igniter plug.

연소실 압력손실이 2% 보다 낮은 영역에서는 점화기의 돌출량에 상관없이 유사한 점화영역을 가지며, 압력손실이 3% 보다 높은 영역에서는 점화기의 돌출량이 클수록 보다 넓은 점화영역을 가지는 경향으로 나타난다. 연소기 내부 유속이 빠른 높은 차압조건(주변으로의 열손실이 증가)에서는 점화기 돌출량이 클수록 점화화염으로부터 연소기 라이너 벽면으로 전달되는 열손실이 상대적으로 낮고, 점화 가능한 연료-공기 혼합물이 점화기 주변에 상대적으로 많아지기 때문인 것으로 판단된다. 일반적인 가스터빈 엔진의 점화영역인 낮은 연소기 차압조건에서 본 시험 결과로 볼 때, 점화기 돌출량에 상관없이 일정한 점화영역을 가지므로 점화기를 연소기 라이너 벽면과 일치시켜도 가스터빈엔진의 지상점화성능 측면에서 성능의 저하가 없을 것으로 판단된다. 이는 점화기 수명 또한 보장할 수 있는 특성을 가지고 있다고 판단할 수 있다.

Fig. 8은 연료노즐 분사압(연료량 및 연료분무 입자크기)과 연소기 내부유속(연소기 차압)에 대한 점

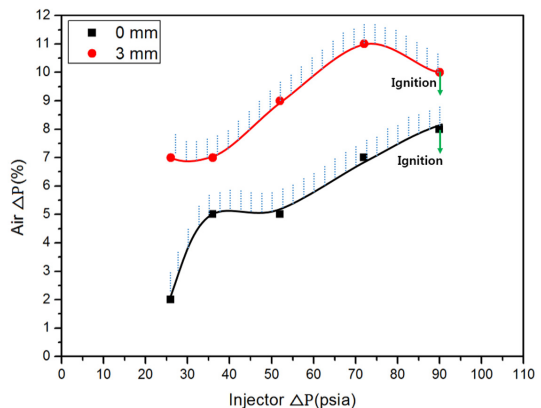


Fig. 8. Effects of the penetration depth of igniter plug.

화가능 영역을 측정한 결과이며, 그래프의 경계면에서 빗금친 영역 아래쪽이 점화가능 영역이다. 연료노즐 분사압 증가에 따른 분무특성 향상으로 점화가능 영역이 증가함을 보여주는 시험결과이다. 즉, 연소실 내의 유속증가에 의한 초기 점화화염(kernel)의 열전달 손실보다 연료노즐의 분무 미립화 향상에 따른 점화화염 전파성능이 우세하기 때문인 것으로 판단된다. 그리고 점화화염은 약 45도에서 30도 사이의 범위에서 전파(Fig. 5)되므로 이러한 각도 범위에서 점화 플러그의 삽입 깊이가 증가하면, 연소기 내부의 유속이 증가하더라도 벽면을 통한 점화화염의 에너지 손실을 줄일 수 있고, 보다 많은 연료-공기 혼합물이 점화기 주변에 도달할 수 있으므로 점화성능이 좋아지는 것으로 판단할 수 있으며, 비연소 유동장에서 레이저 계측기법을 이용하여 연료액적의 크기나 유동의 속도를 계측하여 이를 확인할 수 있을 것이다.

4. 결론

본 논문은 1/18 모델 섹터 연소기를 이용하여, 초기 점화원인 점화기 전극으로부터 점화과정에서 나타나는 점화화염(kernel)의 형성 및 화염 전파 과정과 점화플러그의 깊이에 따른 점화가능 영역을 실험적으로 조사하였다.

점화화염은 시험에 적용된 동축반전 스왈러의 외측 스왈러에 의한 유동방향을 따라 약 45°에서 30° 범위 사이에서 상류 방향으로 전파됨을 확인하였다. 점화 화염의 전파각도는 연소기의 플레어와 디플렉터의 각도와도 유사한 결과이다.

일반적인 엔진의 점화영역인 낮은 연소기 차압조건에서 점화기 돌출량은 점화 영역에 크게 영향을 미치지 않음을 확인하였고, 따라서 점화 플러그를 연소기 라이너 벽면과 일치시켜도 엔진의 지상점화 성능 측면에서 성능의 저하가 없다는 결론을 얻었다. 하지만 항공용 가스터빈 엔진의 중요한 고도 재점화 조건에서도 유사한 성능을 보이는지 확인하기

위해서는 추가적인 시험이 필요할 것으로 판단된다.

마지막으로 연료노즐의 분사압력 증가를 통해 미립화 성능을 향상시킬 때에도 점화가능 영역이 증가됨을 확인하였다.

후 기

본 연구는 방위사업청 선도형 핵심기술개발과제 ‘장수명 고부하 연소기 개발’의 일환으로 수행되었습니다.

References

- [1] A. Lefebvre, “Gas Turbine Combustion, 3rd ed,” CRC Press, Boca Raton, 2010, pp. 188-220.
- [2] R. Maly, “Spark Ignition: Its Physics and Effects on the Internal Combustion Engine,” Springer, US, 1984, pp. 91-148.
- [3] L. Andreas, L. Renaud, G. Fabrice, “Statistical Evaluation of Ignition Phenomena in Turbojet Engines,” ASME Paper No. GT2010-23229.
- [4] D. Fyffe, J. Moran, K. Kannaiyan, R. Sadr, A. Al-Sharshani, “Effect of GTL-like Jet Fuel Composition on GT Engine Altitude Ignition Performance-Part I: Combustor Operability,” ASME Paper No. GT2011-45487.
- [5] Z. Fu, Y. Lin, J. Li, C. Sung, “Experimental Investigation on Ignition Performance of Less Combustor,” ASME Paper No. GT2011-45786.
- [6] X. Wang, Y. Lin, H. Hu, C.Z. Zhang, Y. Kang, “Effect of Swirl Cup’s Venturi Shape on Spray Structure and Ignition Process,” ASME Paper No. GT2014-25216.
- [7] X. Zhang, D. Zhong, F. Weng, M. Zhu, “Experimental Investigations of Spark Ignition in a Model Combustor with Synthesis Gas,” Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 137, 2015, pp. 051502.