

Tangential Swirl 연소기에 적용된 스월인젝터의 고고도 운전성능 연구

박희호* · 류세현* · 구현철* · 이성준*

Study of High Altitude Operation for Air Swirl Injector in Tangential Swirl Combustor

Heeho Park*[†] · Sehyun Ryu* · Hyuncheol Koo* · Seongjun Lee*

ABSTRACT

APU for aircraft is operated under severe condition as high altitude and low temperature, and demand high reliability in flight. This study is to be verified of the ignition and the combustion stability of APU under the harsh conditions. The basic data obtained in combustion rig test were directly applied to the altitude test with a engine. That start logic was obtained in ground development test. The results of altitude test show that air swirl injector has good operation and ignition performance at 20kft, hot/cold(-40°C) day.

초 록

항공용 가스터빈 엔진은 운용 범위가 넓으며 고고도에서 운용되므로 극한 환경조건에서의 운용을 요구하며 높은 신뢰성을 요구한다. 따라서 본 연구에서는 혹독한 환경에서 높은 수준의 신뢰성 있는 연소기 개발을 위한 연소기 리그시험 및 엔진 단위의 운용 안정성 평가를 수행, 최적화하였으며, 엔진개발 단계에서 수립된 시동로직을 반영하여 고고도 운전영역에서의 시동 및 운용 안정성을 검증하였다. 리그 및 엔진시험 결과, air swirler가 장착된 인젝터를 적용할 경우, 20kft Hot day 및 -40°C에서 정상적인 운용 및 시동이 이루어졌다.

Key Words: APU, Tangential Swirl, Fuel Flow Divider(연료분할기), Primary/ Secondary nozzle, Simplex, Air Swirl Injector, FOP(연료 공급압),

1. 서 론

항공용 APU를 성공적으로 개발하기 위해서

해결해야 할 기술적인 문제는 여러 가지가 있다. 그 중에서도 엔진을 구성하는 핵심부품인 연소기의 고고도 운용 안정성 확보에 관한 것이다. 현재 국내에서 개발된 K77 APU와 PPU의 경우, 지상용으로 개발되어 있어, 고고도 운용을 위한 설계가 반영되어 있지 않기 때문에 고고도에서

* 삼성테크윈 파워시스템연구소

† 교신저자, E-mail: hh810.park@samsung.com

의 시동 및 운용 안정성이 확보되어야 한다. 항공용 가스터빈 엔진은 운용 범위가 넓으며 고고도에서 운용되므로 극한 환경조건에서의 운용을 요구한다. 또한 고고도에서의 운용이 많아 높은 신뢰성을 요구한다. 따라서 혹독한 환경시험과 높은 수준의 신뢰성 시험이 필요하다. 본 연구는 엔진 단위의 운용 안정성을 평가하기 위해 연소기 리그시험을 통해 시동 및 운용 안정성의 범위를 확인하였으며, 엔진개발 단계에서 수립된 시동로직을 반영하여 고고도 운전영역에서의 시동 및 운용 안정성을 검증하였다.

2. 하드웨어 및 시험

2.1 하드웨어

Tangential Swirl 연소기는 원주 방향의 유동을 형성시키기 위하여 연소기 앞부분에 슬롯을 장착하였다. 이러한 슬롯을 통하여 연소기에 유입되는 공기는 연소기 헤드부에 대한 냉각 효과와 아울러 원주 방향의 공기 유동을 형성시켜 적은 수의 연료 인젝터로도 균일한 연료, 공기 혼합을 얻어 연소기 출구 온도 분포를 균일하게 할 수 있도록 설계하였다. Figure 1은 Tangential Swirl 연소기의 유동형태를 나타낸 것이다. 그리고 본 시험에 사용된 APU의 연료 공급방식은 저유량의 연료로 점화가 이루어지는 점화 초기 안정적인 점화 성능을 확보하기 위해 엔진 매니폴드 조립체에 연료분할기(Fuel Flow Divider,

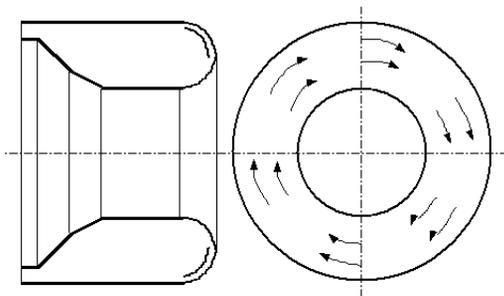


Fig. 1 TANGENTIAL SWIRL TYPE 연소기의 주 유동 형태

이하 FFD)를 장착하여 2단으로 나누어 연료를 공급하는 방식으로 연료 인젝터 총 6개 중 3개(primary)에 연료를 먼저 공급하고, 나머지 3개(secondary)를 나중에 공급하는 시스템으로 이루어져 있으며, 연소기 헤드 방향 및 연소기 원주 방향으로 경사각을 가지고 연료가 분무되도록 설계하였다.

2.2 시험장치 및 방법

연소시험은 연소기 리그 및 엔진 단위에서 각각 수행되었으며, 시험설비는 한국항공우주연구원(이하 KARI)의 고도시험설비를 이용하였다.

Figure 2는 연소기 리그 형상을 나타낸 것으로 라이너와 인젝터는 APU와 동일한 형상을 유지시켰으며, 연소기 공기 유입부와 출구부는 최대한 APU를 모사할 수 있도록 설계/제작되었다.

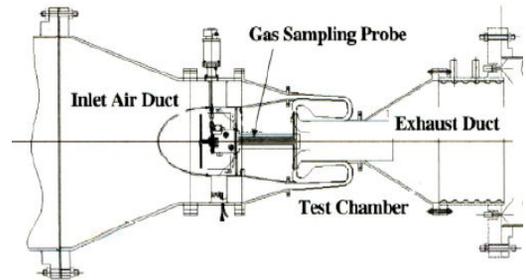


Fig. 2 Schematic of combustor test rig for APU

연소기 리그를 이용한 고도시험은 엔진의 운용상태를 100% 모사할 수 없기 때문에 최대한 엔진에서 발생할 수 있는 외부 조건과 근사시켜 시험을 수행하였다. 그리고 APU를 이용한 고도시험은 지상시험을 통해 성능이 입증된 엔진을 고도셀에 장착하여 수행하였으며, 고도조건에서의 점화 및 시동시험을 통해 시동시간에 관계없이 100%rpm에 안정적으로 도달할 수 있는 로직을 사용하여, 고도조건(대기조건)에 따라 무부하 운용시험을 수행, 엔진의 운용여부를 판단하였다. Table 1은 시험방법 및 조건을 간략히 비교한 것이다.

Table 1. Specification of Rig / Engine test

	연소기 리그시험	엔진시험
실구성품	라이너, 인젝터	APU
점화방식	가스토치 점화	전기 점화
고도조건	12.5 ~ 20kft	5 ~ 20kft
입구온도	압축기출구온도 기준	고도별 대기온도
측 정	TIT, FOP, 배기가스	RPM, FOP, EGT
PASS/ FAIL	소화 유무 (TIT 온도)	무부하 5분 유지

3. 시험 결과

3.1 연소기 고도리그시험

연소기 리그의 운용 안정성 시험은 지상 무부하 조건을 포함하여 12.5kft hot day에서 20kft 전 구간에서 수행되었으며, 고도별 공기유량에 대하여 안정적 연소가 이루어지는 연료량을 공급하여 화염을 유지시키고 연료량을 줄이는 방법으로 소화유량을 확보하였다.

Table 2. Comparison of min. fuel flow rate at altitude

조건 (kft)	FFD (psi)	예측유량 (kg/h)	최소유량 (kg/h)
12.5	50	21.1	19.8
	0		18.0
15	50	19.8	21.0
	0		19.1
18	50	17.4	19.8
	0		18.0
20	75	16.2	20.9
	50		19.8
	0		17.3

Table 2는 고도별 FFD 유무에 따른 최소유량을 나타낸 것이다.(Hot day 기준) 고도별 예측 연료소모량과 최소 소화유량을 비교한 결과, FFD 적용 시, 15kft 이상의 고도에서는 연소가 유지되지 못하고 토치 off 시, 소멸되었다. 그러나 FFD를 제거하였을 경우, 15kft까지 예측 연료소모유량에서 연소가 유지되었으며, 18kft에서는 화염유지 후 갑자기 소화되었으며, 20kft에서는 전 구간에서 소멸되었다. 그러나 FFD를 제거한

다고 하더라도 20kft 목표고도에서의 운용안정성을 확보하지 못했기 때문에 새로운 방안을 채택이 절실했다. 이에 인젝터의 공기 유입부에 air swirler를 장착/보염 능력을 향상시키는 방법을 채택하여 리그시험을 수행하였고, air swirler가 인젝터에 장착될 경우, 목표고도에서 예측 연료량의 50% 수준까지 화염이 유지되는 결과를 얻어냈다.

3.2 엔진 고도시험

우선 스월이 적용되지 않은 연료 인젝터를 엔진에 적용, 고고도 조건에서의 운용 한계를 확인하고, 20kft 운용 안전성이 확보되지 못할 경우, air swirler 적용 연료 인젝터를 엔진에 장착, 각 고도에 따른 운용 안정성 및 점화, 성능을 확인 방식으로 엔진시험을 수행하였다..

3.2.1 No swirl 인젝터의 운용 한계

연소기 리그시험 결과, no swirl 인젝터의 경우, 고고도 운용한계가 12.5kft(hot day, 무부하)로 그 이상에서는 화염 유지가 되지 않는 결과를 얻었다. 그러나 엔진을 이용한 고도시험 결과, 14kft(hot day, 무부하)까지 운용이 되었으며, 15kft(hot day, 무부하)에서 일정시간 유지 후, 갑자기 소화되었다. 14kft를 운용한계로 판단하였으나, 고도를 유지하며 유입공기 온도를 낮추는 도중, 또다시 소화가 발생하였다. 소화 후 재시동한 결과, 정상적으로 시동이 이루어졌으나, 다시 온도가 낮추는 도중, -7℃에서 소화되었다.

일정 온도가 유지된 조건에서는 화염 유지가 가능할 것이나, 같은 고도상태에서 온도가 변화(강하)할 경우, 화염 유지가 어렵다는 결과가 도출되었다.

3.2.2 Air swirl 인젝터 적용 고도시험

최초 20kft, Hot day 운용 안정성확인 시험을 수행한 결과, idle 운용 30초 후 flame out이 발생하였으며, 같은 조건으로 18kft(only) 고도조건에서 1분40초 후 flame out이 일어났다. 그리고 5kft(only)고도조건인 경우, CIT=0℃ 조건에서 시동 후, CIT=-28℃까지 온도 강하할 수 있었으며,

고도(압력강하)조건 모사 도중 18,000ft에서 다시 소화되었다. Air swirl 연료 인젝터의 무부하 운용 안정성이 5kft 수준으로 리그시험결과와 상당한 차이를 보였다. Figure 3은 소화 발생 당시의 결과를 나타낸 것으로, 소화 발생 직전, RPM이 반복적으로 떨어지고 바로 소화로 진행됨을 보여주고 있으며, Fig. 4는 30, 50psi FFD의 공급압력 대비 연료공급량을 나타낸 것으로 고고도에서의 FFD 작동영역이다.

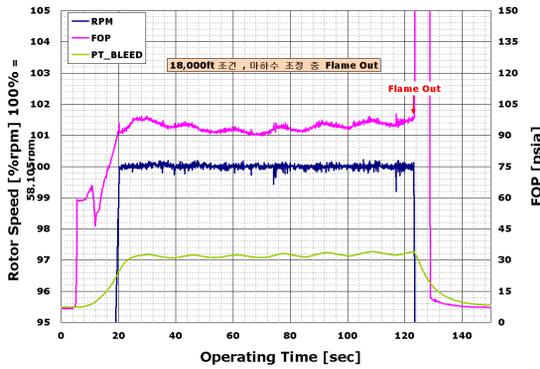


Fig. 3 RPM vs. FOP at 18kft (50psi FFD)

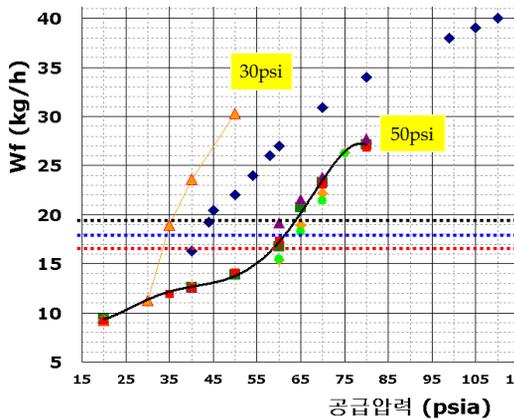


Fig. 4 FOP vs. Fuel flow rate for FFD (30/50psi)

소화가 발생된 고도 20kft에서의 연료유량은 17~19kg/h, FOP는 60~65psi 수준으로 예측되며, 이 구간에서는 FFD의 열림이 완전하지 않아 secondary로 정상적인 분무가 이루어지지 않는다. 따라서 Fig.4와 같이 FFD를 30psi로 교체하

여 불안정한 연료 공급을 최소화하였다.

FFD를 교체한 후 고도성능시험 수행한 결과, 6/10/14/20kft, hot/cold day, 무부하 조건에서 운용 안정성 및 성능을 확인하였으며, 50psi FFD 장착 때와 달리 고도모사를 위한 압력강하시에도 안정적으로 엔진이 운용되었다. 그리고 10kft, 20kft Hot/cold day에서의 시동성 또한 '문제없음'을 확인하였다. 이는 secondary로 공급되는 압력이 증가함에 따라 연료량, 분무 질도 좋아지는 방향으로 진행, 화염 전파에 유리하게 작용하고, 이로 인해 전 구간에서 안정적인 운용이 가능했던 것으로 판단된다. Figure 5는 20kft Hot/cold day에서의 운용 안정성 및 엔진성능시험 결과를 나타낸 것이다.

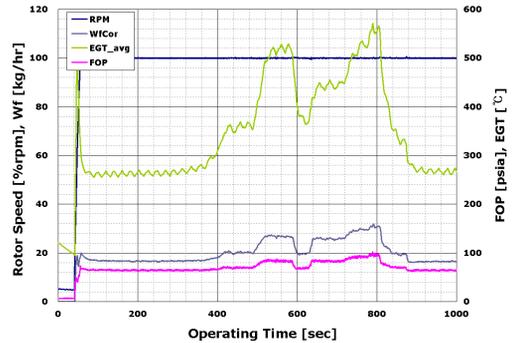


Fig. 5 Test result of air swirl combustor at 20kft (30psi FFD)

4. 결 론

엔진개발 단계에서 수립된 시동로직을 반영하여 air swirl 인젝터가 장착된 연소기를 이용, 고고도 운전영역에서의 시동 및 운용 안정성을 확보하였다.

참 고 문 헌

1. Lefebvre, A.H., Gas Turbine Combustion, McGraw-Hill, 1983.