

선회형 보염구조의 환형 역류형 연소기 최적화

박희호* · 김기태* · 성옥석* · 임병준**

Study of Design Optimization of Reverse-Annular Type Combustor for Small Gas Turbine Engine

Heeho Park* · Kitae Kim* · Okseok Sung* · Byeungjun Lim**

ABSTRACT

Although the APU combustors were developed successfully, it could face many unexpected hardships in a engine or a system operated under the severe environment. This study is to be verified and settled by experimently and analytically of the problems and issues occurred in a variety of engine and system operation tests.

초 록

성공적인 연소기 개발이 이루어졌다고 하더라도 엔진에 조립되어 실제 환경에서 조립/운용될 경우, 예상하지 못한 문제나 현상들이 발생하는 사례가 많이 있다. 본 연구는 APU 개발 및 완료 후 운용과정 동안 발생한 선회형 보염구조의 환형 역류형 연소기 관련 문제나 이슈 등을 유동해석과 엔진시험을 통해 최적화 해결, 검증한 것이다.

Key Words: APU, Tangential Swirl, Primary/ Secondary nozzle, Air Swirl Injector, UHC, CO, thermal paint, soot

1. 서 론

연소기는 연소기를 통과하는 가스의 유동방향에 따라서 직류형과 역류형 연소기로 분류한다. 직류형 연소기는 가스가 유동방향에 큰 변화없이 연소통 내를 통과하여 터빈으로 흘러가는 방식으로 대부분의 중대형 엔진에 사용된다. 이에

반해서 압축기에서 나온 공기유동을 180도 바뀌서 역방향으로 연소기에 들어가 연소를 한 다음 다시 180도 방향을 바꿔서 터빈으로 들어가는 형태의 연소기를 역류형 연소기라고 한다. 이러한 역류형은 엔진의 길이를 짧게 설계할 수 있다는 장점이 있기 때문에 보조동력장치에 주로 역류형 엔진이 사용되고 있으며, 본연구의 대상이 되는 APU의 연소기 형식이다.

연소기 라이너는 엔진개발 초기 단계에서 엔진의 용도가 결정되면, 그에 따라 연소기의 종류도 대부분 결정된다. 본 연구의 대상이 되는 연

* 삼성테크윈 파워시스템연구소

** 한국항공우주연구원

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

소기는 헤드부에 위치한 슬롯 형태의 공기 유입구로 유입된 공기가 접선 방향으로 회전하는 선회형(tangential swirl) 연소기이며, 이러한 형태는 연소기 입구 dome으로 들어오는 선회유동에 의한 강한 재순환 영역이 주 연소영역에서 형성되어 화염이 안정화되고, 연료/공기의 균일 혼합에 유리하여 빠른 연소를 일으킨다. 소형 엔진의 연소기에서 일반적으로 많이 채택되고 있다. 이렇게 엔진 개발 초기에 선정, 개발되는 연소기는 리그시험에서 점화, 성능, 고도 등 다양한 시험을 거치게 되고, 시제작 엔진에서도 각종 시험을 거쳐 최적화 된다. 그러나 이런 과정을 거쳐 성공적으로 test cell에서 운용이 된다고 하더라도 엔진에 조립되어 실제 환경에서 운용될 경우, 예상하지 못한 문제나 현상들이 발생하는 경우가 있다.

따라서 본 연구는 연소기 개발 후 엔진/체계 단위에서의 운용 시, 개발단계에서 검증하지 못한 다양한 문제들을 해석적으로 원인규명하고, 실제 운용조건과 유사한 환경을 모사하여 엔진 시험을 통해 검증한 것으로, 엔진 및 체계단위에서 발생한 선회형 보염구조의 환형 역류형 연소기 문제에 대한 해결방안 및 최적화 사례를 제시하였다.

2. 하드웨어 및 시험

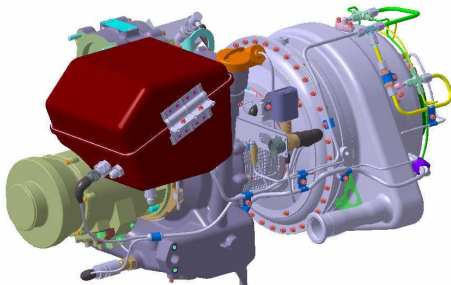
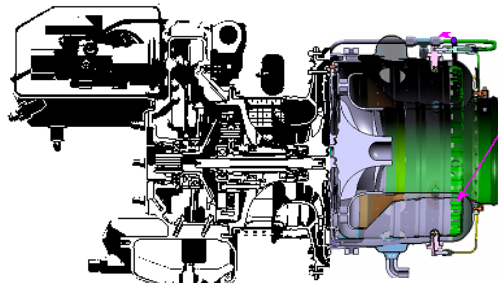


Fig. 1 수리온 APU

본 연구에 대상이 되는 APU는 민군겸용과제로 개발된 100kW급 보조동력장치(Auxiliary

Power Unit, APU)를 기반으로 한 발연기용 주동력장치(PPU) 및 K77 사격지휘 장갑차용 APU(이하, K77 APU), 그리고 주 엔진의 시동과 체계에 전기를 공급하기 위한 (항공용)수리온 APU이며, 연소기 단면과 주요 구성은 Fig. 2와 같다. 실제 엔진은 체계 장착 이전에 개발단계에서 Table 1과 같은 다양한 시험의 규격을 만족하여야만 하며, 이후에도 체계장착 상태에서 고객의 요구를 만족하는 시험을 통과하여야만 양산단계로 넘어갈 수 있다. 이런 과정을 통해 발생한 문제나 해결책의 몇 가지 사례를 다음과 같이 정리하였다.



주요 구성	
연소기	Tangential swirl (선회형)
점화방식	전기 점화 (점화플러그)
인젝터	Pressurized type (6개 장착)
분무방식	2단(primary 3 /secondary 3)
운용최대고도	~ 20kft (수리온 APU에 한함)

Fig. 2 Schematic of APU

Table 1 Lists of qualification test

기능시험	고도성능시험	수분유입시험
내구시험	고/저온시험	충격시험

3. 시험 결과

3.1 배기가스 중 UHC 감소를 위한 조치

K77 APU 운용시험 중 정비고 내에서 APU 가동 시 눈과 코가 맵다는 고객 불만이 접수되어 배기가스의 주요 성분을 측정된 결과, 무부하 구동 시 (A사의) 기장착 엔진 대비 UHC 수치가

크게 측정되었다. 배출가스의 냄새는 탄화수소에 의한 것으로 사료되며, 무부하 구간에서 크게 측정되는 것으로 볼 때, 불완전 연소영역에서 발생/배출된 것이다.

탄화수소는 연료성분으로 완전연소 하지 못한 미연의 연료가 배출되는 것으로 연료의 분무질이 떨어지거나, 연소성이 떨어지거나, 과도한 냉각공기 공급에 의해 발생할 수 있다. 무부하 운용구간의 경우, 정격 운용구간에 비해 연료량이 작고, 공기량이 많아 불완전 연소된 배기가스가 배출될 가능성이 크지만, 전기출력이나 ECS가 작동할 경우, 불완전한 연소가스는 감소하게 된다. 이는 설계 기준을 K77 APU의 주목적인 발전과 ECS가 가동될 때를 기준으로 설계하였고, 기존 APU에 비해 적은 양의 연료로도 동급의 성능을 낼 수 있도록 개발되었기 때문이다.

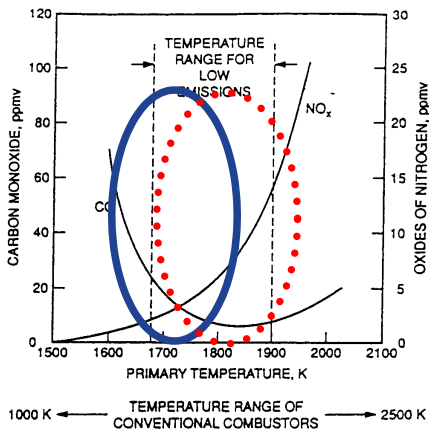


Fig. 3 Influence of temperature on CO and NOx

Fig. 3은 주연소영역의 온도에 따른 배기가스의 성분 변화를 나타낸 것으로 점선 방향으로 주 연소영역을 이동시킨다면 CO나 UHC의 불완전 연소가스를 줄일 수 있을 것이다. 이를 위해서는 엔진의 출력(APU의 축 출력) 증가를 통한 연료유량 증가(미립화 개선)나 연소기 입구의 공기압력/온도 상승으로 Primary zone에서의 화학반응률을 향상시킴으로써 가능할 것이나 저연비를 목표로 설계한 K77 APU의 기본 설계 개념을 벗어난다.

3.1.1 인젝터

LINER의 중심축을 기준으로 좌향각 40도(변경 전) 회전되어있는 노즐을 아래 Fig. 4와 같이 45도(변경 후) 변경시킴으로써 주 연소 영역에서의 체류시간을 증가시켜 미립화된 연료와 공기의 혼합/연소효율을 높이도록 하였고, 라이너 벽면으로 충돌되는 연료량을 최소화하여, Hot-spot 발생과 벽면의 wet한 연료로부터 발생하는 미연소 가스의 발생을 줄였다.

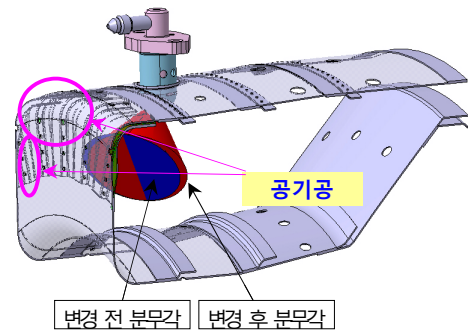


Fig. 4 Schematic of combustor liner with injector

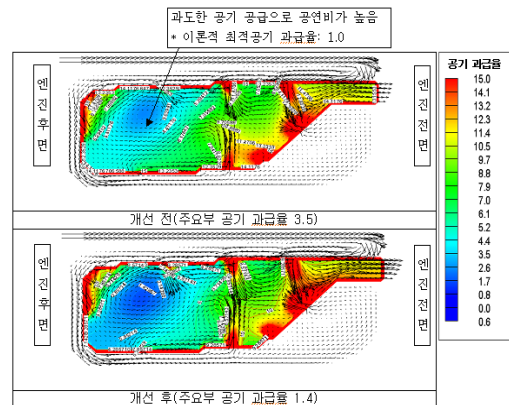


Fig. 5 Comparison of excessive air ratio for cooling hole diameter

3.1.2 라이너

Fig. 5는 무부하 운전조건(Idle)의 연소영역 내에서 일어나는 유동해석 결과를 나타낸 것이다. Fig. 4에 표시된 챔버 조립체, 연소실용 헤드 부위 공기공의 직경에 대하여 치수(직경) 변경 전(개선 전)의 해석 결과를 보면, 주 연소가 일어나

는 영역(화살표 지점)의 공기 과급율이 3.5로 높게 나타났으나, 공기공 직경 축소 후 공기 과급율이 1.4로 낮아졌다. 이는 주 연소영역으로 공기를 공급하는 공기공 면적을 축소하여 연소장 내부로 유입되는 공기의 배분을 조절을 통해 주 연소영역에서 공연비를 적정 수준으로 낮춰줌으로써 연소성능을 개선하고, 무부하에서 발생하는 미연의 불완전연소 가스를 줄이기 위함이다.

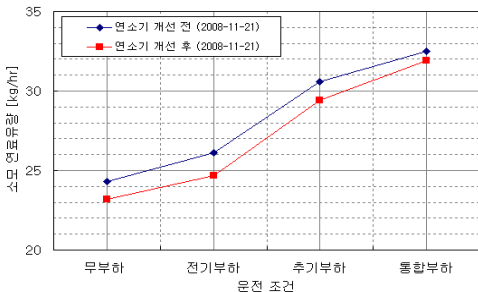


Fig. 6 Comparison of SFC after improvements

해석과 반복시험을 통해 인젝터와 라이너를 최적화함으로써 Fig. 6과 같이 운용 전 구간에서 연료소모량을 줄일 수 있었으며, UHC와 같은 변화추이를 보이는 CO의 측정결과, 개선 전 700~800ppm 수준이었으나, 개선 후 358ppm으로 거의 절반 이상 수준까지 떨어뜨릴 수 있었다.

3.2 연소기 열 손상

항공용 APU의 경우, 극한 환경조건에서의 운용이 요구된다. 또한 고고도에서의 운용이 많은 높은 신뢰성이 요구된다. 이를 위해 수행된 내구 시험 중 연소기 라이너 및 점화기의 열 손상이 발생하여 이에 대한 원인 파악 및 개선방안을 찾기 위해 엔진시험과 유동해석을 수행하였다.

3.2.1 라이너

현재 수리온 APU에 장착된 연소기의 경우, PPU나 KHP APU와 달리 고고도 운용을 위해 air swirler가 장착된 인젝터를 사용하고 있다. 따라서 기존 인젝터에 비해 연료의 분무도달거리가 짧아지고, 라이너 내부 선회 유동에 의해 분무된 연료액적들이 라이너 벽면에서 연소가

이루어져 벽면에 열 손상을 주는 것으로 예측된다. Fig. 7은 연소장 내부에서 air swirler의 유무에 따라 분무되는 액적의 분포를 나타낸 것으로 swirler가 장착된 경우, 벽면으로 작은 액적들이 분포된 모습을 확인할 수 있다.

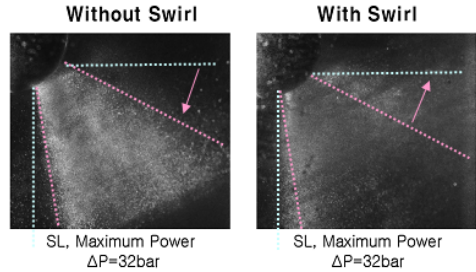


Fig. 7 Comparison of SFC after improvements

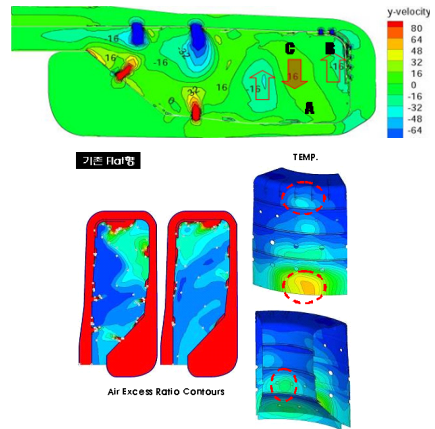


Fig. 8 Flow pattern inside combustor

Fig. 8은 유동해석을 통해 확인한 연소기 내부 유동장으로 B방향으로 진행되는 유동이 존재함을 알 수 있다. 그리고 Fig. 9는 연소시험을 통해 확인된 연소기 라이너 외곽 온도분포를 나타낸 것으로 유동해석 결과와 같은 위치에 열 손상을 예상할 수 있는 고온의 유동장이 존재함을 알 수 있다.

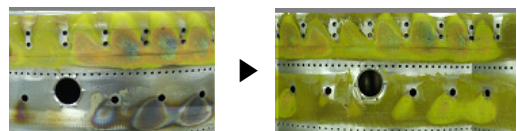


Fig. 9 Comparison of max. temperature of outer liner

장착된 스윌러를 제거하는 것이 가장 효과적일 것이나 이럴 경우, 고고도 운용이 어려워 스윌러 장착은 필수적이다. 따라서 해석결과와 같이 분무를 중심부로 집중하는 것이 효과적일 것이다. 이를 위해 Fig. 4의 인젝터 분무방향을 하향시켜 벽면으로 이동하는 액적들의 분포를 감소시키고 주연소영역으로 액적들을 집중시킨 결과, Fig. 9 와 같이 thermal paint 측정결과, 최대온도는 800도 수준으로 동일하나, 고온영역 범위는 상당히 감소됨을 알 수 있다.

3.2.2 점화기

하향각을 추가적으로 증가시킨다면, 벽면온도를 더욱 낮출 수 있을 것이나, 이는 점화를 위한 위치 차이 발생으로 스파크 발생 위치에 도달하는 액적의 양이 줄어들어 점화 신뢰성을 떨어뜨릴 수 있다.

점화기의 경우, 스파크가 발생하는 전극 부위는 항상 연소기 내부에 노출되어 있어 열에 의한 손상 확률이 가장 높다. 특히 앞서 언급된 바와 같이 점화기가 장착된 outer liner 위치에 화염존이 형성되어 내구시험 중 점화기 소손이나 과도한 soot 발생을 경험하였다.



Fig. 10 Damaged igniter tip and relative igniter position for fuel spray

Fig. 10은 연료 분무 상태와 점화기의 상대 위치를 나타낸 것으로 상황에 따라 화염이 직접적으로 영향을 미칠 수 있다. 관련하여 점화기와 같은 형상의 dummy를 제작, 온도센서를 부착하여 장착위치에서의 운용구간별 온도를 측정해본 결과, 800도 이상으로 열손상이 발생한 라이너 표면온도와 유사한 결과를 확인하였다. 추가적으로 점화기 깊이를 조절하여 측정한 결과, 점화가 가능한 위치에 한해서 최대 100도 수준의 온도 감소가 확인 되었다. Fig. 11은 깊이 조절

을 통한 운용조건별 온도추이를 센서위치별로 나타낸 것이다.

따라서 인젝터 하향각 조절과 점화기 깊이 조절, 그리고 신규 점화기 위치를 확보하여 열 손상을 최소화 할 수 있는 대책을 마련하였고, 추가 반복시험을 통하여 신뢰성을 확인하였다.

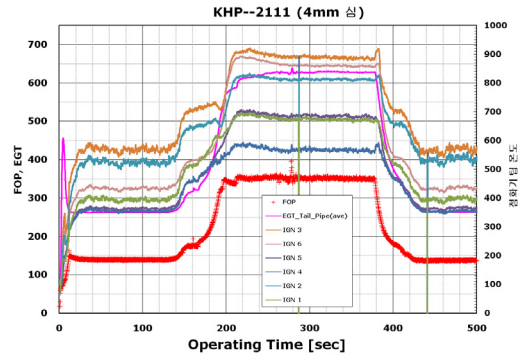


Fig. 11 temperature of igniter tip on operation condition

4. 결 론

성공적인 연소기 개발이 이루어졌다고 하더라도 엔진/체계 단위에서의 운용 시, 예상치 못한 문제들을 수없이 겪게 된다. 이는 제작/조립 과정에서 오차나 실수에 의한 고장일 수도 있으나, 통상 리그시험이나 개발단계에서 검증이 이루어지지 못한 문제가 발생하는 것이 대부분이다. 따라서 문제 발생의 원인을 정확히 분석/검증하여 적절한 대책이나 해결책을 제시하여야 한다.

참고 문헌

1. Lefebvre, A.H., Gas Turbine Combustion, McGraw-Hill, 1983.
2. Odger, J. et al., The Design and Development of Gas Turbine Combustors, Northern Research and Engineering Corp., 1980.
3. Stephen R.Turns, An Introduction to Combustion, MaGraw-Hill, 1996