엔진 및 체계시험 중 발생한 보조동력장치 연소기 문제해결과정

임병준*, 박희호**, 이성준***, 성옥석****

Troubleshooting of Combustor for Auxiliary Power Unit during Engine/System Test

Byeungjun Lim*, Heeho Park**, Seungjoon Lee**, Okseok Sung**

Abstract

Although the APU combustors were developed successfully, it could face many unexpected hardships in an engine or a system operating under the severe environments. But, it is not easy to change the combustion field or combustor structure at the engine/system development stage. So we must suggest practical ways to optimize the value quantitatively by engine test and flow analysis, and verify those by the cyclic test. This paper describes reverse-annular type combustor troubleshooting processes for verifying and settling of the problems and issues occurred in various engine and system operation tests by experiment and analysis.

초 록

보조동력장치 개발에서 성공적인 연소기 개발이 이루어졌다고 하더라도 엔진에 조립되어 실제 환경에서 운용될 경우, 예상하지 못한 문제나 현상들이 발생하는 사례가 많이 있다. 하지만, 엔진 또는 체계단위의 개발단계에서는 연소기의 유동장이나 하드웨어의 구조적 변경은 불가능하거나 아주 작은 범위 내에서 가능하다. 따라서 체계 운용 중 발생한 문제에 대하여 시험과 유동해석을 통해 원인 규명 및 해결 방안을 제시하고, 이를 반복시험을 통해 확인, 검증하여야 한다. 본 논문에서는 엔진 및 체계 시험과정 동안 발생한 환형 역류형 연소기 관련 문제들을 유동해석과 엔진시험을 통해 해결, 검증한 과정에 대하여 기술하였다.

키워드 : 보조동력장치 (auxiliary power unit), 미연소 탄화수소(unburned hydro carbon), 인젝터 (injector), 라이너(liner), 열손상(thermal damage), 점화기(ingniter)

1. 서 론

항공기용 가스터빈엔진의 연소기는 연소기를 통과하는 가스의 유동방향에 따라서 직류형과 역류형 연소기로 분류한다. 직류형 연소기는 가스가 유동방향에 큰 변화없이 연소통 내를 통과하

접수일(2012년 9월 18일), 수정일(1차 : 2012년 10월 19일, 2차 : 2012년 10월 22일, 게재 확정일 : 2012년 11월 1일)
* 터보샤프트엔진팀/bjlim@kari.re.kr ** 삼성테크윈 파워시스템연구소/hh810.park@samsung.com
*** 삼성테크윈 파워시스템연구소/sjoon.lee@samsung.com
**** 삼성테크윈 파워시스템연구소/os.sung@samsung.com

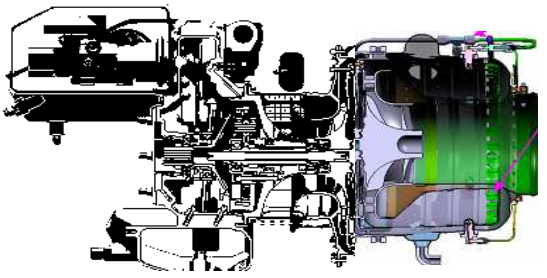
여 터빈으로 흘러가는 방식으로 대부분의 중대형 엔진에 사용된다. 이에 반해서 압축기에서 나온 공기유동을 180° 바꿔서 역방향으로 연소기에 들어가 연소를 한 다음 다시 180° 방향을 바꿔서 터빈으로 들어가는 형태의 연소기를 역류형 연소기라고 한다. 이러한 역류형은 엔진의 길이를 짧게 설계할 수 있다는 장점이 있기 때문에 보조동력장치(APU)에는 주로 역류형 연소기가 사용되고 있으며, 본 연구의 대상이 되는 APU의 연소기 형식이다.

연소기 라이너는 엔진개발 초기 단계에서 엔진의 용도가 결정되면, 그에 따라 연소기의 종류도 대부분 결정된다. 본 연구의 대상이 되는 연소기는 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[1]. 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 엔진시험설비에서 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 엔진시험을 통해 검증한 것으로, 엔진 및 체계단위에서 발생한 선회형 보염구조의 환형 역류형 연소기 문제에 대한 해결방안 및 최적화 사례를 제시하였다.

2. APU 사양 및 성능 평가

본 연구의 대상이 되는 APU는 민군겸용과제로 개발된 100kW급 보조동력장치(Auxiliary Power Unit, APU)[2]를 기반으로 한 발연기용 주동력장치(PPU) 및 K77 사격지휘 장갑차용 APU(이하, K77 APU), 그리고 주 엔진의 시동과 체계에 전기를 공급하기 위한 항공기용 APU이며, 연소기 단면과 주요 구성은 그림 1과 같다.



Main Features

Combustor	Tangential swirl
Ignition type	Electrical Ignition
Injector	Pressurized type (6 EA)
Spray type	2 Stage(primary 3 /secondary 3)
Max. operation Altitude	~ 6,096 m (20 kft) : Aircraft APU

그림 1. 대상 APU 연소기 단면 및 주요 사양

실제 엔진은 체계 장착 이전에 개발단계에서 기능, 내구, 고도성능, 수분유입, 충격, 고/저온 시험 같은 다양한 시험의 요구조건을 만족하여야만 하며, 양산 전까지 체계장착 상태의 지상 및 비행시험 등을 거쳐야 한다. 이런 개발단계에서 이루어진 시험과정 중 개발 APU의 배기가스 UHC(Unburned Hydro Carbon)의 과다 배출과 연소기 라이너 벽면의 열손상 문제가 발생하였다.

3. 성능개선

3.1 배기가스 UHC

K77 APU 운용시험 중 정비고 내에서 APU 가동 시 눈과 코가 맵다는 불만이 접수되어 배기가스의 주요 성분을 측정한 결과, 표 1과 같이 무부하 구동 시 기존 엔진(A사) 대비 UHC 수치

가 7배 크게 측정되었다. 특히 무부하 구간에서 크게 측정되는 것으로 볼 때, 불완전 연소영역에서 발생/배출된 것이며, 배출가스의 냄새는 탄화수소로부터 기인한 것이다.

탄화수소는 연료성분으로 완전연소하지 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 ECS(Environmental Control System)가 작동할 경우, 불완전한 연소가스는 감소하게 된다. 이는 K77 APU의 주 목적인 발전과 ECS가 가동될 때(100% gas turbine load)를 기준으로 설계하였고, 기존 APU에 비해 적은 양의 연료로도 동급의 성능을 낼 수 있도록 개발되었기 때문이다.

그림 2는 주 연소영역의 온도에 따른 배기가스의 성분 변화를 나타낸 것으로 점선 방향으로 주 연소영역을 이동시킨다면 CO나 UHC의 불완전 연소가스를 줄일 수 있다. 이를 위해서는 엔진의 출력(APU의 축 출력) 증가를 통한 연료유량 증가(미립화 개선)나 연소기 입구의 공기압력/온도 상승으로 주 연소영역에서의 화학 반응률을 향상시킴으로써 가능하나 저연비를 목표로 설계한 K77 APU의 기본 설계 개념을 벗어난다. 따라서 인젝터(injector)와 라이너(liner) 최적화를 통한 불완전 연소가스 저감을 목표로 연구를 수행하였다.

표 1. K77 APU emissions (fuel : diesel)

No Load

성분	CO (%)	CO2 (%)	HC (ppm)	O2 (%)	NOx (ppm)	매연 (%)
A사	0.01	0.86	3	19.68	0	7
STW	0.032	0.97	21	19.59	0	9

100% Gas turbine Load

성분	CO (%)	CO2 (%)	HC (ppm)	O2 (%)	NOx (ppm)	매연 (%)
A사	0.01	1.11	8	19.25	4	7
STW	0.021	1.4	10	18.86	0	5

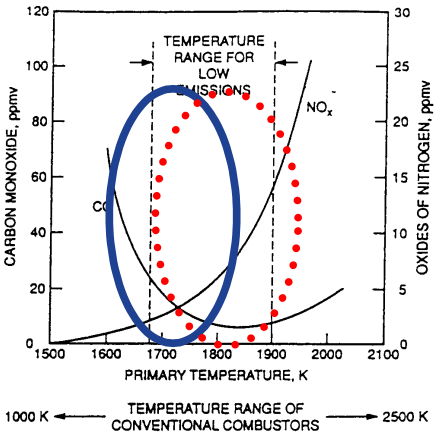
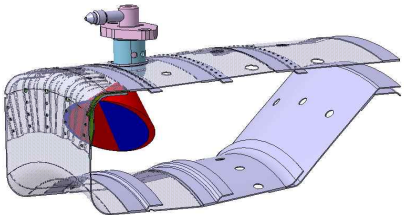


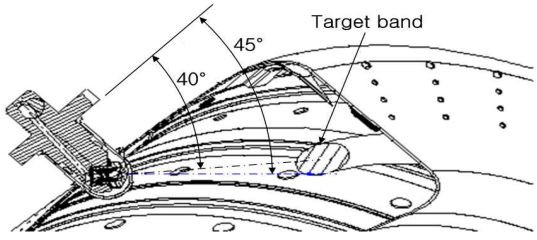
그림 2. Influence of temperature on CO and NOx[3]

3.1.1 인젝터

라이너의 중심축을 기준으로 좌향각 40° (변경전) 회전되어있는 노즐을 그림 3과 같이 45° (변경 후) 변경시킴으로써 주 연소영역에서의 체류시간을 증가시켜 미립화된 연료와 공기의 혼합/연소효율을 높이도록 하였다. 또한, 라이너 벽면으로 충돌되는 연료량을 최소화하여, hot-spot 발생과 벽면에서의 불완전 연소로 발생하는 미연소가스의 발생을 감소시켰다.



a. Spray direction in the combustor liner



b. Change of tilting angle

그림 3. Schematic of combustor liner with injector

3.1.2 라이너

그림 4는 무부하 운전조건(idle)의 연소영역 내에서 일어나는 유동해석 결과를 나타낸 것이다. 그림 5에 표시된 챔버 조립체, 연소실용 헤드 부위 공기공의 직경에 대하여 치수(직경) 변경 전(개선 전)의 해석 결과를 보면, 주 연소가 일어나는 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 배분율 조정을 통해 주 연소영역에서 공연비를 적정 수준으로 낮춰줌으로써 연소성능을 개선하고, 무부하에서 발생하는 미연의 불완전연소 가스를 줄이기 위함이다.

해석과 반복시험을 통해 인젝터와 라이너를 최적화함으로써 그림 6과 같이 운용 전 구간에서 연료소모량을 줄일 수 있었으며, UHC와 같은 변화추이를 보이는 CO의 측정결과, 개선 전 700~800ppm 수준이었으나, 개선 후 450ppm으로 거의 절반 수준까지 떨어뜨릴 수 있었다. 특히 무부하에서의 성능개선이 통합부하에 비해 효과적이었으며, 이는 통합부하의 경우, 연소효율이 98% 이상으로 성능개선을 위한 폭이 무부하에 비해 좁기 때문이다. 또한 정비고 내에서의 배기가스 발생 문제도 상기의 최적화 조치를 통해 해결되었다.

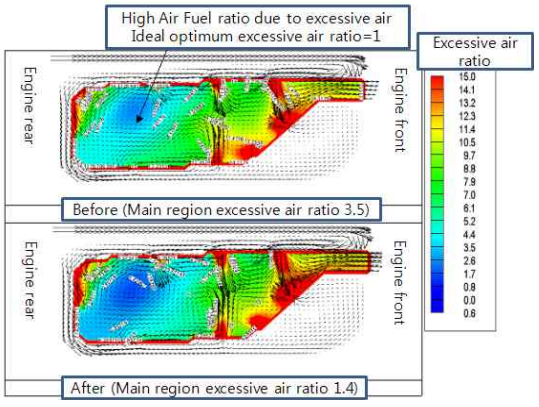


그림 4. Comparison of excessive air ratio for cooling hole diameter

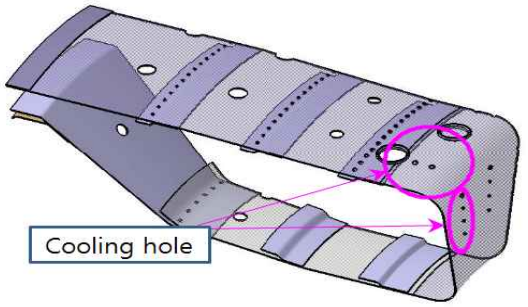


그림 5. Schematic of combustor liner section

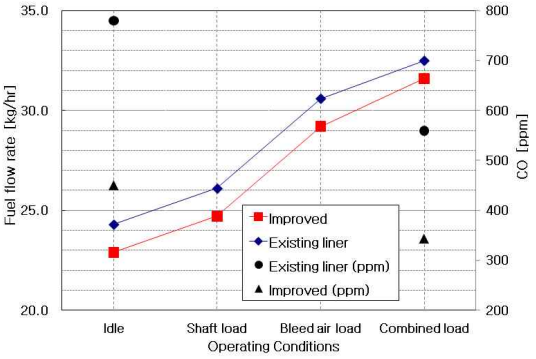


그림 6. Comparison of flow rate and CO after improvements

이는 인젝터의 분무방향 변경과 라이너 냉각홀의 조절을 통해 연소장 내에서 연료의 체류시간을 늘리고, 냉각공기량 최적화에 따른 개선의 결과이다[3].

3.2 연소기 열 손상

개발엔진은 양산단계로 넘어가기에 앞서 다양한 시험(qualification test) 규격을 만족하여야만 한다. 특히 내구시험은 엔진의 시동 신뢰성 및 내구성을 입증하기 위해 수행하는 것으로, 항공기용 APU의 경우, 총 40 cycle, 200 시간 (시동 횟수 : 1,960회)의 시험을 수행하였다. 시험규격 기준은 사전성능시험 대비 내구시험 수행 후 출력 95% 이상, 연료소모율 105% 이내여야 한다. 또한 시동 실패율과 분해검사를 통한 주요 부품의 손상 여부를 통해 성공여부를 평가한다.

그림 7은 내구시험 후 분해검사를 통해 확인된 균열을 나타낸 것으로, 용접부위 근처에 수개의 균열이 있음을 확인하였다. 추가 엔진시험을 통해 시험 전후의 균열 길이를 측정한 결과 더 이상의 진전이 일어나지는 않았다. 그러나 높은 열응력에 의한 파손으로 판단됨에 따라 점화기 팁 부위 열 손상과 함께 이에 대한 원인 파악을 위해 엔진시험과 유동해석을 수행하여 개선방안을 찾아 보완 조치하였다.

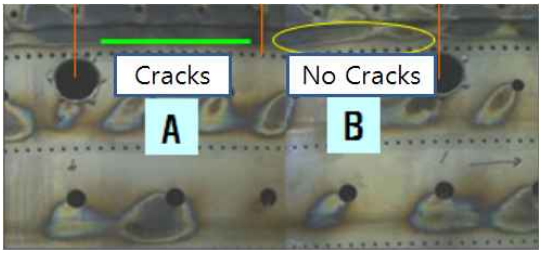


그림 7. Cracks of outer liner

3.2.1 라이너

항공기용 APU에 장착된 연소기의 경우, 고고도 운용을 위해 air swirler가 장착된 인젝터를 사용하고 있다[4]. 따라서 기존 인젝터에 비해 연료의 분무도달거리가 짧아지고, 라이너 내부 선회 유동에 의해 분무된 연료액적들이 라이너 벽면에서 연소가 이루어져 벽면에 열 손상을 주는 것으로 예측된다. 그림 8은 연소장 내부에서 air swirler의 유무에 따라 분무되는 액적의 분포를 나타낸 것으로 swirler가 장착된 경우, 벽면으로 작은 액적들이 분포된 모습을 확인할 수 있다. 그리고 그림 9는 유동해석을 통해 확인된 연소기 내부 유동장과 라이너의 온도분포를 나타낸 것으로 B방향으로 진행하는 선회유동이 존재하며, 그림 7의 균열부에 해당하는 위치에 고온부가 존재함을 알 수 있다. 이는 분무된 액적의 일부가 B방향으로 선회하는 유동에 의해 균열부위에 집중되어 라이너 벽면을 따라 예측된 온도분포와 같이 고온의 연소가스로 부터 영향을 받음을 알 수 있다[5]. 그림 10은 연소시험을 통해 확인된 연소기 라이너 헤드부 외곽의 온도분포를 나타낸 것으로 내구시험 중 균열이 발생한 부위에 열 손상을 예상할 수 있는 고온의 유동장이 존재함을 알 수 있다. 이를 해결하기 위해서는 선회유동방향

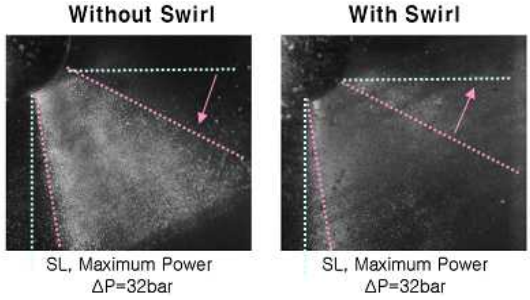


그림 8. Spray visualization (with and without swirl)

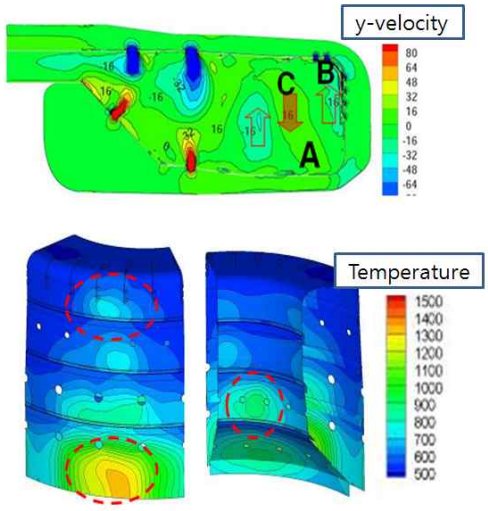


그림 9. Flow pattern inside combustor and temperature profile of liner

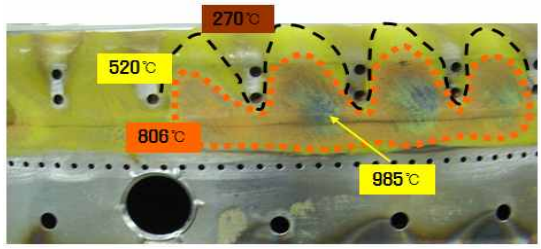


그림 10. Temperature profile of liner head

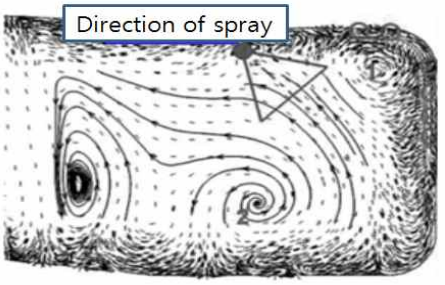


그림 11. The direction of spray and streamlines

그림 12. Comparison of max. temperature of outer liner

을 바꾸거나 장착된 air swirler를 제거하는 것이 가장 효과적이나 이 경우, 연소기는 설계 단계부터 다시 시작되어야 한다. 그림 11은 앞서 설명한 연료의 분무방향을 streamlines과 함께 나타낸 것으로 인젝터로 부터 분무되는 연료의 액적을 하향시킴으로써 라이너 벽면에 전달되는 액적의 양을 줄이고 균열 부위로 집중되는 고온가스의 온도 수준을 낮출 수 있을 것으로 판단된다. 그림 12는 인젝터 분무방향을 하향시키기 전과 후의 라이너 표면온도를 thermal paint를 이용하여 비교한 것으로 측정결과, 최대온도는 800℃ 수준으로 떨어졌으며, 고온영역 범위 또한 상당히 감소됨을 알 수 있다.

분무방향을 추가적으로 하향시키거나 역방향 streamlines을 피하여 연료를 분사시킬 수 있는 위치에 인젝터를 장착한다면 상당히 개선된 유동분포를 만들어 낼 수 있을 것이다. 그러나 엔진 개발과정에서의 하드웨어의 구조적 변화는 기 수행된 많은 시험을 재수행하여 성능을 검증하여야 하므로 엔진의 형상 변화를 가져오는 차원의 구조적 변경은 현실적으로 불가능하다.

3.2.2 점화기

라이너 균열부위의 온도 강하를 위해 추가적으로 하향각을 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 앞 절에서 언급된 바와 같이 점화기가 장착된 외부 라이너 위치(균열부위)에 화염영역이 형성되어 내구시험 중 점화기 소손이나 과도한 soot 발생을 경험하였다.

그림 13은 연료 분무 상태와 점화기의 상대위치를 나타낸 것이며, 내구시험 중 발생한 soot와 팁 부위의 손상 모습이다. 실제 엔진시험 중 점화기 팁에 손상을 미치는 온도 수준을 측정하기 위해서 그림 14와 같이 점화기 형상의 dummy를 제작, 방향/깊이별로 온도센서를 부착하여 점화기 장착 위치에서의 운용구간별 온도를 측정하였다. 측정결과, 최대온도가 800℃ 이상으로 열손상이 발생한 라이너 표면온도와 유사한 결과이다. 통상 소형 가스터빈엔진에 적용되는

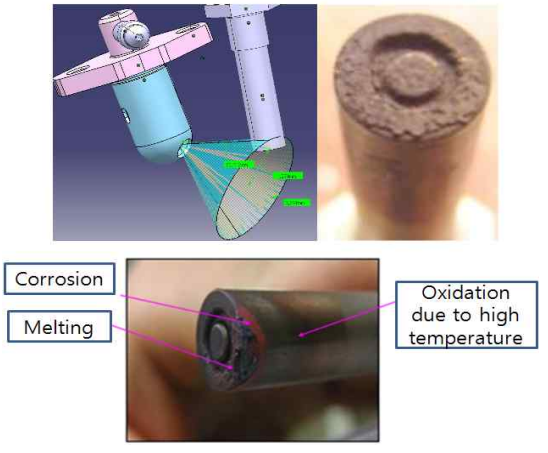


그림 13. Relative igniter position for fuel spray and damaged igniter

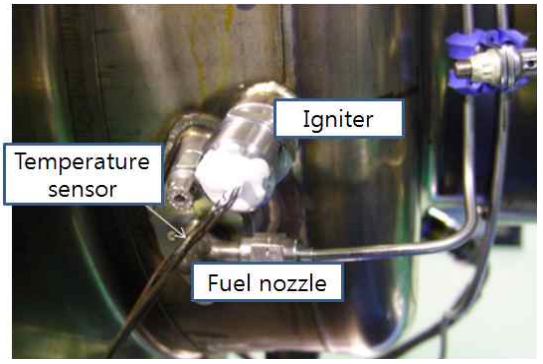


그림 14. Dummy igniter on combustor case

표 2. Igniter tip temperature on the located depth

Igniter Depth	-6mm	-5mm	As-is
Max. Temp.(℃)	700	750	800
Min. Temp.(℃)	450	500	650

전기점화기의 수명은 스파크 300,000번 으로, 1회 시동 시 30번 스파크가 작동한다고 할 때, 최대 10,000회 이상의 시동이 가능하다. 그러나 점화기 고온부에 노출될 경우, 절연체에도 심각한 영향을 줄 수 있어 수명은 단축될 수밖에 없다. 따라서 높은 연소가스로부터 보호될 수 있도록 연료의 직접적인 충돌을 피하거나 냉각공기가 흐르는 위치에 점화기가 위치될 수 있도록 해야 한다. 그러나 새롭게 점화기 위치를 선정하기보다는 점화의 신뢰성이 보장된 현재의 위치에서 최적 깊이를 찾아내는 것이 바람직하다. 따라서 점화기의 장입깊이에 대한 점화기 팁 부위의 최대온도 추이를 파악하고, 이를 통해 점화기 위치를 최적화하였다. 표 2는 점화기 장착 깊이에 따른 온도측정 시험 결과를 나타낸 것으로, 현재의 장착 위치를 기준으로 외벽에 가까워질수록 최대/최소 온도 모두 감소함을 알 수 있다. 특히 점화기 깊이를 기존 대비 6mm 외벽으로 이동시킬 경우, 최대온도는 700℃까지 떨어졌으며, 점화성능 또한 현 수준을 유지하였다. 이렇게 확인된 점화기 위치는 점화에 영향을 줄 수 있는 (저온/고온 등의) 환경에서도 엔진의 시동성능에 전혀 영향이 없음을 확인한 다음 최종위치로 선정하였다.

연소기의 구조적 변경이나 연소방식의 변경 없이 점화기의 깊이 변경만으로 연료 분무와의 직접적인 충돌을 피할 수 있었으며, 점화 신뢰성 및 점화기 수명을 확보하였다.

4. 결 론

엔진 또는 체계단위의 개발단계에서는 연소방식이나 유동장, 그리고 하드웨어의 구조적 변경은 제한적이므로 가능한 부품의 최적화를 통해 발생한 문제들을 해결하였다. 불완전 연소가스 배출 감소를 위해 연료 인젝터의 분무방향을 선회유동방향으로 40°에서 45°로 변경함으로써 연료의 연소기 내 체류시간을 증가시켜주고, 미연의 연료액적 발생을 줄여줌으로써 불완전 연소가스 발생량을 줄이고, 추가적으로 연료소모율도 개선할 수 있었다. 또한 내구시험을 통해 발생한 라이너의 균열이나 점화기의 열 손상 문제를 점화기 깊이 최적화를 통해 연소기 라이너의 최대 온도를 줄일 수 있는 방안을 제시하였고, 이를 반복시험을 통해 확인, 검증하였다.

후 기

본 연구의 일부는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용 핵심구성품 개발 사업의 지원으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. 이동훈, 최성만, 한영민, 고영성 “환형역류형 APU연소기 성능특성 연구”, 한국연소학회 제22회 KOSCI SYMPOSIUM 논문집, 2001.
2. 이대성, 양수석, 차봉준, 정영기 “100kW급 지상/항공용 보조동력장치(APU) 개발”, 한국군사과학기술학회 추계학술대회 논문집, 2000.
3. Lefebvre, A.H., Gas Turbine Combustion, McGraw-Hill, 1983.
4. 김형모, 최영호, 전병오, 박부민, 양수석, 박희호 “KHP APU엔진용 연소기 성능시험”, 한국

항공우주학회 추계학술발표회 논문집2, 2008.
5. 나상권, 심재경, 박희호, 이성준, 전승배 “3차원 CFD해석을 이용한 환형역류형 연소기설계”, 한국전산유체공학회 춘계학술대회 논문집, 2010.