

## 환형역류형 APU 연소기 성능특성 연구

이동훈\* · 최성만\* · 한영민\*\* · 고영성\*\*

### A study on the performance characteristics of annular-reverse combustor for APU

Dong-Hun Lee, Seong-Man Choi,  
Yeong-Min Han and Yeong-Sung Ko

**Key Words:** APU, annular reverse combustor, single vortex, tangential swirl, pattern factor

#### Abstract

The annular-reverse combustor was designed for APU combustor and a three dimensional analysis for reactive flow in the combustor was performed. At the same time, the experimental work was performed in KARI combustor test facility. In this study we found out that tangential swirl type combustor is good for flame holding than single vortex type combustor. The flame tube main hole size and relative position are very important parameters for combustor general performance. The ignition characteristics are strongly depend on the air fuel ratio with combustor inlet volume flow ratio.

#### 1. 서 론

보조동력장치(Auxiliary Power Unit)는 항공기용 주동력장치의 시동뿐 만 아니라, ECS(Environmental Control System)시스템의 공기 공급원, 지상에서의 비상발전용 등으로 사용되는 동력장치이다. 주

로 출력이 200마력 이하의 소형가스터빈 엔진을 사용하며, 고압공기와 전력을 동시에 제공할 수 있어 최근 그 수요가 늘고 있다.<sup>(1),(2)</sup>

APU와 같은 소형 가스터빈엔진은 높은 축회전속도를 가지며, 이는 엔진축의 진동문제를 일으키게 된다. 따라서 터빈과 압축기를 가까이 배치하고 엔진에서 연소기가 차지하는 공간을 최소화 하기

\* 삼성테크윈 파워시스템 연구소

\*\* 한국항공우주연구원 추진성능시험그룹

위하여 환형역류형 연소기(annular reverse combustor)를 적용하는 것이 일반적이다. 또한 APU는 저출력 엔진의 특성상 설계 조건에서의 연료사용량이 적어, 기존의 노즐과 스윌러를 결합한 형태의 frontal device를 장착하는 것이 어렵다. 따라서 스윌러를 통한 스윌유동의 형성 대신 연소기 내부에 하나의 큰 single vortex를 유발하거나 tangential swirl을 이용해 보임을 하게 된다. 소형 환형연소기는 구조적으로 연료노즐의 개수에 제한을 받게 되는데, single vortex나 tangential swirl은 이러한 문제의 좋은 해결책이 된다.<sup>(3),(4)</sup>

가스터빈 연소기의 성능, 즉 점화의 용이성, 높은 연소 효율, 안정된 연소, 출구온도분포의 균일성 등을 향상시키기 위해서는 연소기 라이너의 공력설계, 냉각방식, 노즐의 분무특성, 위치 등에 대한 최적화가 이루어져야 하며, 또한 운전의 경제성과 작동성을 감안하여야 한다.

본 논문에서는 100kW급 APU 연소기의 공력설계와 성능시험을 통해 소형 환형역류형 연소기의 성능특성에 대해 기술하였으며, 향후 성능 개선을 위한 기본적인 설계인자를 도출하고자 하였다.

## 2. APU연소기의 설계

### 2.1. APU 연소기의 설계점 및 목표

현재 개발중인 APU 연소기의 설계점에서의 성능과 운용조건은 표.1과 같다. 사용연료로는 디젤 및 JP유를 사용할 수 있도록 설계되었다. 설계요구 사양중 Pattern Factor는 연소기 출구 온도의 균일성을 나타내는 성능인자로, (식 1)로 정의된다. 이 때 Tmax는 출구최고온도,

T4는 출구평균온도, T3는 입구온도이다.

$$P.F = \frac{T_{\max} - T_4}{T_4 - T_3} \quad (\text{식 1})$$

표 1 APU 연소기의 운용조건

운용조건	설계점
입구온도(K)	482.3
입구압력(kPa)	397
공기유량(kg/sec)	0.84
연료유량(kg/hr)	58
설계요구사양	요구값
연소효율	99%
Pattern Factor	30% 이하
전압력 손실	4.5% 이하

### 2.2. APU 연소기 개념 설계

APU와 같은 소형 가스터빈의 경우, 사용연료량이 적어 기존의 conventional type의 frontal device를 가질 경우, 연료노즐의 개수가 많아져 연료압력이 낮아 효과적인 분무에 제한을 받게 된다. 또한 점화성능 및 균일한 출구온도분포를 얻기 위해서 많은 수의 연료노즐을 필요로 하나, 본 APU연소기의 제한된 크기로는 이를 수용할 수 없다. 따라서 연료노즐의 개수를 6개로 결정하고, 스윌러 대신 single vortex 및 tangential swirl 형태의 연소기를 설계, 개발하였다. 그림. 1에 single vortex를 이용한 연소기의 기본개념을 보였다.

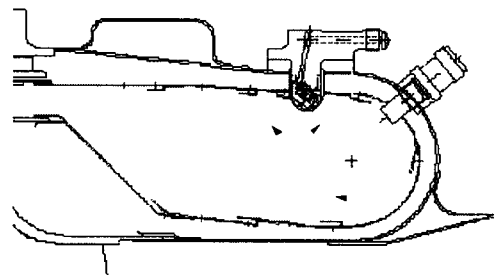


그림 1 Single Vortex 형 연소기 개념도

single vortex 연소기의 경우, 연소기 헤드부분에 하나의 큰 vortex를 형성함으로써, 보염과 연소안정성을 높일 수 있다. 그러나, 실제 제작 후 시험한 결과, 화염안정성이 떨어지며, 화염전파 능력이 부족해 점화성능이나 전체 연소 안정성이 떨어지는 것으로 나타났다. 또한 연소기 내 국부적인 온도 상승을 유발시키는 것으로 나타나 APU 연소기에는 적합치 않은 것으로 판명되었다.

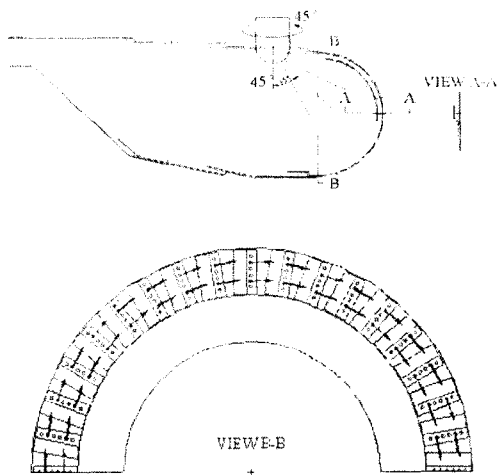


그림 2 Tangential Swirl 연소기 개념도

그림. 2는 single vortex 연소기를 대체하는 tangential swirl 연소기를 나타낸 것이다.

tangential swirl 연소기는 연소기 헤드에 슬롯을 부착해 연소기 원주방향으로 하나의 큰 swirl을 형성하는 방법이다. 슬롯을 통해 연소기에 유입된 공기는 연소기 헤드부에 대한 냉각효과와 더불어 원주방향의 공기 유동을 형성시켜 적은 수의 연료노즐로도 균일한 연료와 공기의 혼합을 얻는 장점이 있다. 본 논문에서는 주로 이 tangential swirl 연소기의 성능특성에 대해 기술하고자 한다.

그림. 3에 tangential swirl 연소기의 헤

드부 개선형태인 TS-2 연소기의 레이아웃을 보였다.

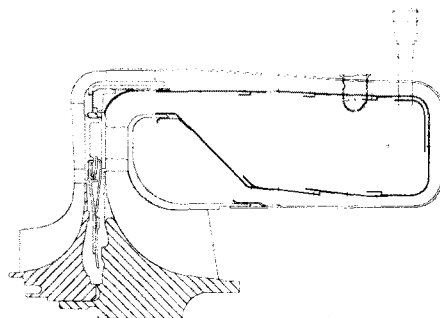


그림 3 TS-2 연소기 레이아웃

### 2.3. APU 연소기 공력 설계

연소기의 기본 크기는 연소부하율을 이용해 효율적인 연소 및 점화성능을 얻을 수 있도록 결정된다. 연소부하율은 발열량과 연소기의 크기에 대한 대략적인 정보를 나타내며 정의는 다음과 같다.

$$\text{연소부하율} = \frac{W_f \times LHV_f}{Vol_c \times P_{T3}} \quad (\text{식2})$$

위 식에서  $W_f$ 는 연료유량,  $LHV_f$ 는 연료의 발열량,  $Vol_c$ 는 연소기 체적,  $P_{T3}$ 는 압축기출구압력이다.

표 2 연소기 설계 변수 및 기본치수

연소기 체적	$5.52 \times 10^{-3} \text{ m}^3$
연소 부하율	$2.74 \times 10^4 \text{ Kcal/h/atm}^3$
Reference Vel.	5.2 m/sec
Length/Height	2.9

설계는 결정된 연소기 형상 및 기본 크기에 대하여 연소기가 효율적으로 작동할 수 있는 공기 배분량을 결정하고, 1차원 계산을 통해 연소기 내부, 외부의

공기유량, 유속, 압력 등을 계산한 후, 이를 활용하여 기본 설계를 하게 된다. 표.2는 설계된 연소기의 기본 치수 및 변수를 나타낸 것이다.

위와 같이 연소기의 기본 형상과 크기를 결정하고 연소기 내부에서 효율적인 연소가 일어나도록 연소기의 주연소 영역 및 회석영역 등에 공기를 배분하였다. 또한 1차원 공력계산 결과와 연소기 내부의 화염이 방출하는 복사 열전달량을 예측한 후 각 냉각섹션 별로 냉각에 필요한 공기량을 배분하였다.

배분된 공기량으로 연소성능과 냉각 성능을 평가한 후, 다시 반복 계산하여 연소와 냉각에 필요한 최적 공기량을 계산하였다. 표.3에 연소기의 main hole과 cooling hole에 대한 면적비와 공기과잉률을 보였다.

표 3 연소기 공기 배분 결과

섹션	면적비 (%)	공기과잉률 (누적)
dome	18.57	0.67
1st outer cooling	7.62	0.94
injector	3.85	1.08
outer main 1	6.84	1.33
2nd outer cooling	4.10	1.47
outer main 2	13.41	1.96
3rd outer cooling	3.38	2.08
outer main 3	14.88	2.62
1st inner cooling	6.90	2.86
2nd inner cooling	3.21	2.98
inner main 1	6.50	3.21
3rd inner cooling	3.21	3.33
iner dilution	7.54	3.60
total	100	3.6

#### 2.4.연료노즐 설계 및 분무특성

APU 연소기에 사용된 연료노즐은 스

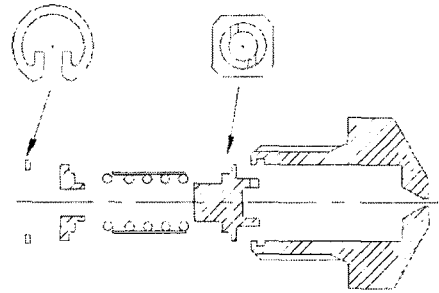


그림. 4 연료노즐의 구성 및 개략도  
 윌포트를 가진 압력분무식 노즐로 파일럿노즐과 메인노즐이 각각 3개씩 60도 등 간격으로 설치, 사용되었다. 파일럿노즐과 메인노즐의 설계는 동일하며, 오리피스의 크기가 각각 0.38mm, 0.4mm로 차이를 보인다. 그림.4에 사용된 노즐의 개략도를 보였다.

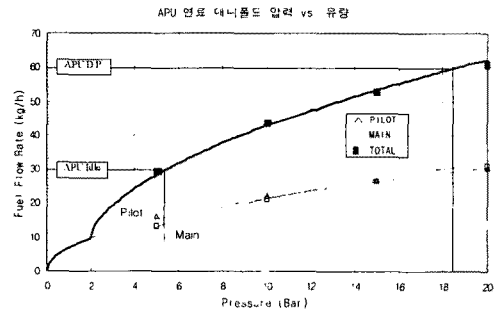


그림 5 APU 노즐의 압력에 따른 유량

APU 노즐의 압력에 따른 유량 특성을 그림.5에 보였다. 그림에서 볼 수 있는 바와 같이 점화된 후 메인 노즐이 작동하면서 설계점에 도달하면 메인노즐과 파일럿 노즐의 유량이 거의 같게 된다. 따라서 설계점 부근에서 연료분사량 차이에서 오는 연소의 불안정성과 출구온도분포를 개선하고자 하였다.

### 3. 수치해석

설계된 APU 연소기에 대해 수치해석을 수행하여 설계의 타당성을 검증하고, 수치해석 결과를 바탕으로 개선된 설계와 시험이 이루어지도록 하였다.

사용된 수치해석 프로그램은 삼성테크윈이 보유하고 있는 가스터빈 연소기 전용 해석 프로그램으로 실시하였으며, 효과적인 설계와 실험을 위해 연소기 내부의 연소에 가장 큰 영향을 미치는 1st main hole에 대해 위치와 크기를 변화시킨 3가지 모델에 대해 비교하고자 하였다. 표.4에 3가지 모델의 차이점을 보았으며, 그림.6-8에 각 모델에 대한 출구온도분포와 main hole주위의 온도분포를 보였다.

표 4 3모델의 1st main hole의 비교

구분	1st main hole 크기( $\phi$ )	secondary hole과의 상대위치
TS-2A	4.0mm	staggered
TS-2B	4.0mm	inline
TS-2C	5.0mm	staggered

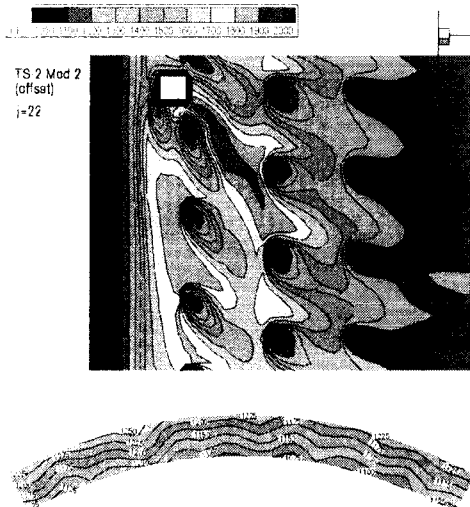


그림 6 TS-2A 온도분포

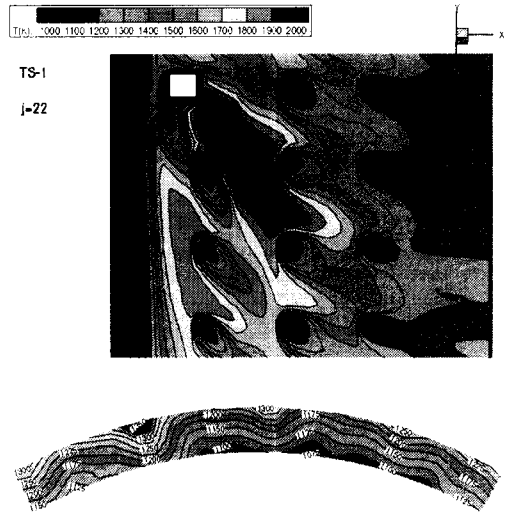


그림 7. TS-2B 온도분포

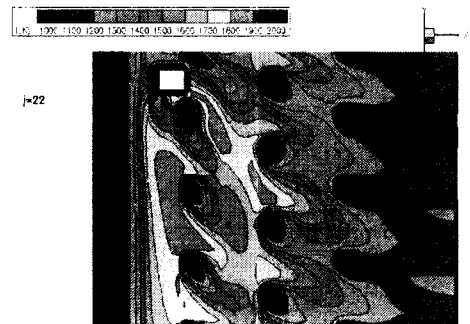


그림 8 TS-2C 온도 분포

계산된 결과를 정리하면, 표.5와 같다.

표 5 3모델에 대한 수치해석 결과

구분	P.F(%)	Tmean(K)	Tmax(K)
TS-2A	14.59	1176.4	1277.7
TS-2B	18.34	1176.9	1304.3
TS-2C	16.09	1177.0	1288.8

결과를 살펴보면, 각 모델에 대해 평

균온도는 대동소이하나 최대온도의 차이가 결국 출구온도의 분포도에 영향을 미치는 것으로 나타남을 알 수 있다.

1st main hole의 위치, 즉 홀 배치가 inline인 경우가 staggered hole인 경우보다 홀주위의 온도분포나 출구온도 분포면에서 악화됨을 볼 수 있는데, 이는 APU 연소기의 1st main hole 배치에서는 staggered 형태가 연료 및 가스의 혼합면에서 유리함을 보여준다. 그림.7의 inline hole 배치에서는 노즐 주위의 고온영역이 비교적 넓게 분포하며, 이 고온영역이 출구온도분포에 영향을 미쳐 출구의 좌측상단에 약 1300K의 고온영역을 형성하는 것을 관찰할 수 있다.

동일한 staggered type에서 1st main hole의 크기를 5.0mm로 확장한 그림.8의 TS-2C의 경우를 보면, TS-2A의 경우보다 메인홀 주위의 온도분포는 비교적 개선되었는데, 이는 홀의 크기 확장으로 인한 많은 공기의 유입 때문이다. 그러나, 이 경우, 회석영역에서는 TS-2A의 경우보다 성능이 떨어지는 것으로 예측되는데, 그 결과 출구온도 분포면에서는 TS-2A에 비해 약간 떨어짐을 알 수 있다.

수치해석 결과, TS-2A 모델이 가장 좋은 결과를 나타내었으며, 연소기의 primary hole 설계에서 홀의 배치 형태 및 크기가 연소성능에 중요한 영향을 미침을 예측할 수 있다.

#### 4. 연소성능시험

##### 4.1. 실험장치 및 방법

수치해석 결과를 바탕으로 성능이 좋을 것으로 예측되는 TS-2A, TS-2C모델에 대한 성능시험을 실시하였다.

연소기 성능시험은 한국항공우주연구원이 보유하고 있는 연소기 성능시험설비에서 수행되었다. 성능시험설비는 고압의 공기를 공급하는 압축기, 연소기 입구 온도를 모사할 수 있는 히터, 연소기가 장착되는 시험 rig, 배기부, 그리고 출구온도와 압력, 배기가스를 측정할 수 있는 측정부로 구성되어 있다. 표.6에 성능시험설비의 사양을 보였다.

표 6 연소기 성능시험설비 사양

mass flow rate	0.1 ~ 6.5kg/sec
max. inlet pressure	5.5atm
max. inlet temp.	400℃
max. outlet temp.	1200℃
gas analyzer	CO, CO2, HC, NO, H2, O2

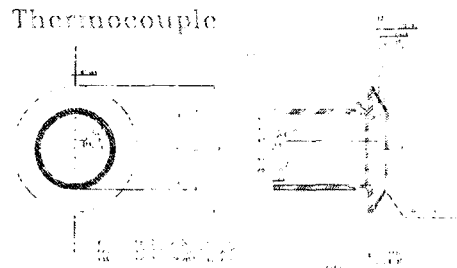


그림 9 출구온도분포 측정장치

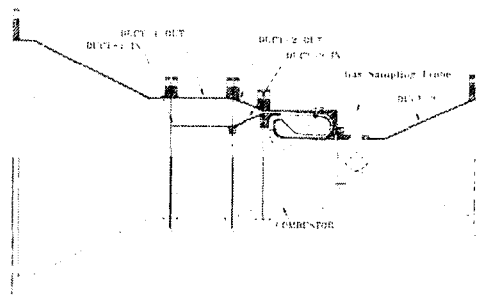


그림 10 APU 연소기 시험 Rig

연소기 출구 온도 분포의 측정을 위해서 그림.9과 같은 회전장치에 열전대 5개를 2.4mm 간격으로 배치하여 연소기

출구의 온도분포를 측정하였다. 또한 출구 각 부분에서의 압력손실 및 유동각 측정을 위하여 2개의 pitot tube와 1개의 5공 probe를 설치하였으며, 실험시 0.5°/sec로 회전하면서 데이터를 측정하였다.

그림.10에 연소기 성능시험 설비 rig를 보였으며, 표.7에 연소기 성능시험 조건을 보였다.

표 7 APU 연소기 시험 조건

구분	전압력	전온도	공기 유량	연료 유량	출구 온도
점화 조건	119-195kPa	285-296K	0.13-0.82kg/s	10-15kg/s	
설계점	397	482.2	0.84	58.08	1120

시험은 점화성능 시험과 설계점에서의 연소성능시험을 실시하였다. 가장 최적의 점화위치에서 점화Loop 시험을 수행하여 점화성능을 도출하였고, 설계점에서의 연소 성능 시험을 통해 연소기 성능 주요 인자인 pattern factor를 실험적으로 구하였다.

## 4.2. 실험결과

### 4.2.1. 점화 loop 시험결과

APU 연소기의 점화성능을 확인하기 위하여 입구 공기 유량 및 연료유량을 변화시키면서 점화성능을 관찰하였다.

그림.11에 그 결과를 보였는데, 체적 유량을 0.1~0.6m<sup>3</sup>/sec로 변화시키면서 공기과잉률을 달리 하였다. 실험결과, 체적 유량 약 0.3m<sup>3</sup>/sec부근에서 가장 높은 공기과잉률을 보여 이 영역에서의 점화성능이 가장 우수한 것으로 나타났으며, 체적 유량 0.1m<sup>3</sup>/sec이하와 0.5m<sup>3</sup>/sec이상

에서는 점화가 이루어지지 않았다. 실험결과, 점화는 공기과잉률 4~12사이에서 일어남을 알 수 있는데 이는 타 연소기에 비해 매우 우수한 점화성능을 가진 것이다.

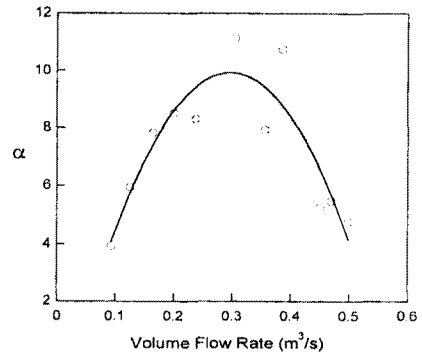


그림 11 TS-2A 점화 Loop 시험결과

### 4.2.2. 연소기 성능 시험

TS-2A 연소기의 설계점에서의 성능시험을 실시하여 연소성능을 관찰하였다. 그림.12에 실험결과를 도시하였다.

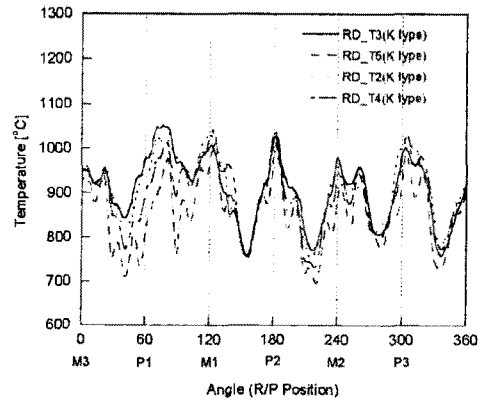


그림 12. 설계점에서의 온도분포(TS-2A)

실험결과, 출구평균 온도 891°C, pattern factor 23.6%, 연소효율 약 99.4%의 결과를 보였다. 이는 설계목표인 pattern factor 30% 이하와 연소효율 99% 이상을 충분히 만족시키는 값이며, 본 APU 연소기의 설계가 충분히 설계목표를 만족시킴을 보여주는 것이다.

결과의 그림에서 노즐 위치에 따라 최대온도 위치가 고르게 분포되는 것을 관찰할 수 있는데, 최고온도 및 최저온도 간의 편차가 각 위치에 따라 비교적 균일함을 볼 수 있다.

또한 압력손실의 경우, 측정결과 약 4%정도로 설계목표인 4.5%이하를 충분히 만족함을 확인하였다.

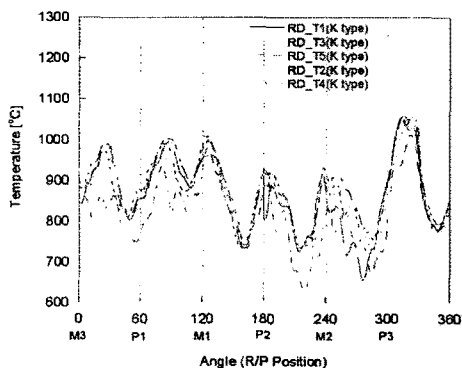


그림 13 설계점에서 온도분포(TS-2C)

그림.13에 TS-2C의 결과를 도시하였다. 수치해석 결과에서는 비교적 좋은 성능과 TS-2A 연소기와 큰 차이를 보이지 않았으나, 성능시험 결과, pattern factor가 약 31%로 설계요구조건을 초과하였으며, 최대 및 최저 온도의 분포도 비교적 균일하지 못함을 관찰할 수 있다. 연소효율과 전압력 손실면에서는 TS-2A연소기와 큰 차이를 보이지 않았다.

## 5. 결론

APU 연소기에 대한 공력설계와 성능시험을 실시한 결과, 연소기의 전체적인 성능이 설계조건과 요구사항을 충분히 만족시키는 것으로 나타났다.

1) 연소기의 수치해석을 수행한 결과,

연소기의 primary hole 설계시, hole의 위치와 상대위치가 성능의 중요한 변수가 됨을 알 수 있었다.

2) 설계/제작된 연소기의 점화성능시험을 실시하여 본 연소기의 점화성능이 공기과잉을 4-12사이에 위치함을 알았고, 점화성능이 매우 우수함을 확인하였다.

3) 연소기의 설계점 성능시험 결과, 주요성능인자인 pattern factor가 23-24%로 설계 요구 목표인 30% 이하를 만족시키고 있음을 확인하였다.

본 연소기의 설계/시험 결과를 바탕으로 향후 APU에 적용할 연소기의 최적 설계 및 성능향상을 지속적으로 추진해 나갈 것이다.

## 참고문헌

- (1) Lefebvre, A. H., *Gas Turbine Combustion*, McGraw-Hill, 1983
- (2) Mellor, A. M., *Design of Modern Turbine Combustors*, Academic Press, 1990.
- (3) 이강이 외, "APU 개발 동향 및 개념 설계 절차", 한국항공우주학회지 24권 제5호, 1996. 10,
- (4) 고영성 외, "보조동력장치용 환형 역류형 연소기 성능 시험(I)", 한국항공우주학회지 28권 제8호, 2000. 12.