

보조동력장치용 환형 역류형 연소기 (TS2) 성능 시험

고영성* · 한영민* · 양수석* · 이대성* · 윤상식** · 최성만**

Performance Test of A Reverse-Annular Type Combustor (TS2) for APU

Young-Sung Ko, Yeoung-Min Han, Soo-Seok Yang, Dae-Sung Lee,
Sang-Sig Yun, Sung-Man Choi

Key Words: Reverse-Annular combustor(환형역류형 연소기), tangential swirler(선회기), pattern factor(패턴 팩터), dilution hole(희석공)

Abstract

Development of a small gas-turbine combustor for 100kW class APU(Auxiliary Power Unit) has been performed. This combustor is a reverse-annular type and has a tangential swirler in the liner head to improve the fuel/air mixing and flame stability. Three main and three pilot fuel injectors of the simplex pressure-swirl type are used. The performance target at the design condition includes a turbine inlet temperature of 1170K, a combustion efficiency of 99%, a pattern factor of 30%, and an engine durability of 3000 hours. Under developing the combustor, we conducted performance test of our first prototype(TS1) with some variants. As a result of the test, the performance targets of the combustor are satisfied except that the pattern factor is about 4% higher than target value. So, we redesigned the second prototype(TS2) and conduct performance test with the critical focus on pattern factor and exit mean temperature. We adopted TS2 four variant to check the improvement of pattern factor. As the result, the pattern factors of several variants were satisfied with the performance target. Finally, We chose the TS2A variant as a final combustor for our APU model.

기호설명

TS	Tangential Swirl
P.F.	Pattern factor
C_d	유량 계수
T_{mean}	평균 온도
T_{max}	최대 온도
ϕ	직경

1. 서 론

가스터빈 연소기의 경우 압축기나 터빈과 달리 수치해석적인 접근이 용이치 않으므로 상당 부분

경험에 의존하여 설계하여야 한다. 따라서 1차 설계 후 연소기 입구 조건을 모사하여 점화/성능 시험을 수행하여 다시 설계 변경/재시험을 반복하여 최종 설계 목표를 만족하는 방식으로 진행된다.

1997년부터 현재까지 한국항공우주연구원과 삼성테크윈이 공동 개발하고 있는 보조동력장치(APU)는 100kW급 소형 가스터빈으로서, 공간 활용의 극대화를 위하여 환형-역류형 연소기를 채택하였다. 개발 초기 단계에서는 단일 와류(Single vortex) 형태의 연소기가 설계되었으나, 점화 성능을 만족하지 못하여, 연소기 헤드부를 냉각 슬롯 형태로 구성된 선회형(tangential swirl) 연소기(TS로 명칭)로 재설계/제작하여 성능시험을 수행하였다[1,2]. 본 개발과정 중 2차 설계로 제작된 선회형 연소기를 TS1으로 명칭하고, 3차 설계로 재제작된 선회형 연소기를 TS2로 명칭하였다. 2차

* 한국항공우주연구원

** 삼성테크윈 엔진연구소

설계된 TS1 연소기의 라이너 공기공의 변경을 통한 각 개정형(variant)에 대하여 실험을 수행한 결과, 가장 양호한 성능을 보인 연소기의 성능이 대부분의 설계 목표를 만족하였으나, 연소기/터빈의 수명과 직접적인 관계를 가지는 pattern factor의 경우 목표치를 약 4% 초과하는 값을 나타내었다[2,3].

본 연구에서는 이러한 TS1 연소기의 성능 개선을 위해 재설계된 TS2 연소기 개정형에 대한 성능 시험이 수행되었으며, 본 논문에서는 TS1의 최종 결과와 TS2 성능 시험 결과를 비교하여 설명하도록 한다.

2. 실험 장치 및 방법

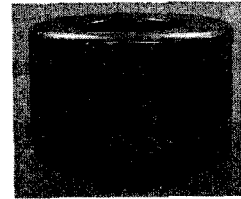
항공우주연구원이 보유하고 있는 가스터빈 연소기 성능시험 설비 및 연소기 시험부(test rig)에 대한 자세한 내용은 이전 논문[2-4]에 설명되었으며, 보조동력장치 개발 과제 중 연소기 설계 목표는 참고문헌 3에 나타내었다. 본 개발 연소기의 산화제는 압축기를 이용하여 공급된 공기가 사용되었으며, 연료는 디젤유가 사용되었다.

TS2 연소기는 TS1 연소기와 기본형태는 동일하며, TS1의 헤드부가 원형인 것에 비하여 TS2의 헤드부 형상은 그림 1, 2와 같이 편평하게 제작되었다. 성능 시험이 수행된 TS2 연소기 라이너의 공기공 배열은 그림 3과 같이 기본적으로 TS1 연소기 중에서 가장 양호한 성능을 보인 TS1A 라이너 주공기/희석공의 배열을 유지한 형태로 이루어져있다. 시험에 사용된 라이너는 TS1의 개정형에서 수행되지 못한 primary zone의 공기량을 늘리기 위해 표 1과 같이 main hole을 확공한 TS2H형과 TS1A와 동일한 공기공을 가진 TS2A형으로 제작되었다. 두 가지 라이너 형태에서 연료 인젝터 air shroud에 50도의 스윙각을 가지는 스윙러를 도입한 총 4가지 형태의 개정형을 도입하였다. 그림 4와 같은 스윙러를 장착한 라이너 시험 명칭은 각각 TS2AS와 TS2HS로 명칭한다. 본 연구에서 스윙러는 분무각을 확대하여 연료/공기의 혼합을 양호하게 하기 위하여 도입되었으며, air shroud의 냉각홀이 그림 5와 기존에는 원형이었으나 슬릿형으로 변경되었다.

TS2의 성능시험은 라이너 헤드 형상 변화로



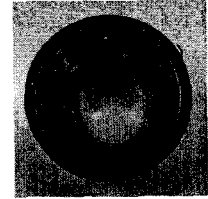
Fig. 1 Schematic of TS2 combustor liner



(a) side view

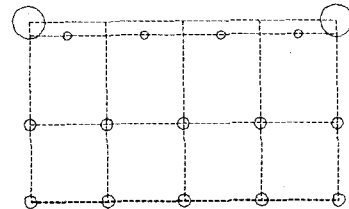


(b) top view

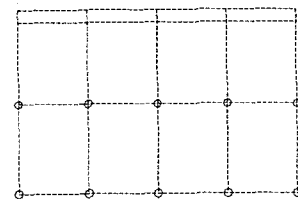


(c) bottom view

Fig. 2 Photographs of TS2A combustor liner



(a) liner holes(outside)



(b) liner holes(inside)

Fig. 3 Arrangement of main/dilution hole of TS2A, TS2H

인한 점화 성능의 비교 검토를 위하여 점화 loop 시험과 TS1에서 만족하지 못한 pattern factor의 개선 특성 파악을 위해 연소기 출구 온도 분포의 측정을 위주로 진행되었다. 연소기 출구 온도 분포를 측정하기 위하여 연소기 출구 후류에 설치된 K type 열전대의 형상은 다음 그림 6과 같다. 회전부에 총 5개의 열전대가 180도의 간격으로 각각 2/3개 설치되었으며, 이 회전부가 360도 회전하면서 출구온도를 측정한다.

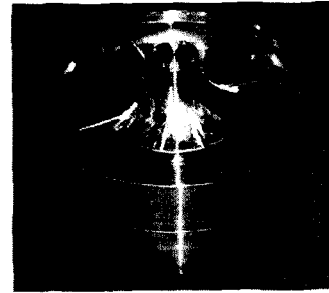


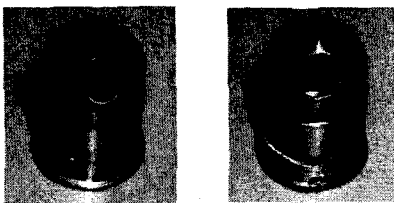
Fig. 6 Rotating head with TC

Table 1. Sizes of main/dilution holes

	Outer surface			Inner surface	
	Primary	Dilution I	Dilution II	Dilution I	Dilution II
TS1	18 × Ø4.0	24 × Ø5.6	24 × Ø5.9	24 × Ø3.9	24 × Ø4.2
TS1A TS2A	24 × Ø4.0	24 × Ø5.6	24 × Ø5.9	24 × Ø3.9	24 × Ø4.2
TS2H	24 × Ø5.0	24 × Ø5.6	24 × Ø5.9	24 × Ø3.9	24 × Ø4.2



Fig. 4 Fuel injector with swirler



(a) without swirler (b) with swirler

Fig. 5 Photographs of air shroud

표 2는 TS1 및 TS2 개정형 라이너의 대표적인 공기공 배열에서 공기 배분율을 나타낸 것으로서, 각 공기홀에 대한 유량 계수(C_d) 값은 고려되지 않고 면적비만을 계산하여 간략히 비교한 것이다. Primary zone의 공기 배분율 합계는 냉

Table 2 Air distribution of each variants

		TS1	TS1A,2A	TS2H
Primary zone	Dome	18.89	18.57	17.88
	Injector	3.92	3.85	3.71
	Main	5.22	6.84	10.29
	sum	42.79	43.77	45.85
Dilution I		27.69	27.21	26.21
Dilution II		29.52	29.02	27.94

각홀의 면적까지 포함한 것이며, TS2H의 primary zone 공기 배분율이 가장 큰 것을 알 수 있다.

3. 실험 결과 및 검토

3.1 점화 성능 시험

연소기 헤드부의 변경에 의한 TS2 연소기의 점화 특성을 확인하기 위하여 점화 loop 시험이 수행되었으며, 이 결과를 TS1 결과와 비교한 것이 그림 7과 같다. TS1 개정형 연소기에서는 TS1 연소기에서 점화시험이 수행되었으며, TS2 개정형에서는 TS2A에서 점화시험이 수행되었다. 표 2에서 볼 수 있는 바와 같이 primary zone으로의 공기 배분율과 연소기 헤드부의 변화에 의한 유동장의 변화로 인해 점화 특성이 변경된 것을 볼 수 있다. 그림에서 TS1의 점화 성능이 TS2A에 비해 2배 이상 큰 것을 볼 수 있는데, 이는 그림의 세로축인 공기 연료비가 전체 연소기로 공급되는 공기를 기준으로 작성된 것을 감안하면, 표 1에서 볼 수 있는 바와 같이 TS1의 main hole의

개수가 TS2A보다 25% 작으므로 그 차이는 감소할 것이다. 그러나, 전반적으로 TS2A의 점화 성능은 아직도 타 연소기의 공연비에 비하면 우수한 성능을 나타내었다.

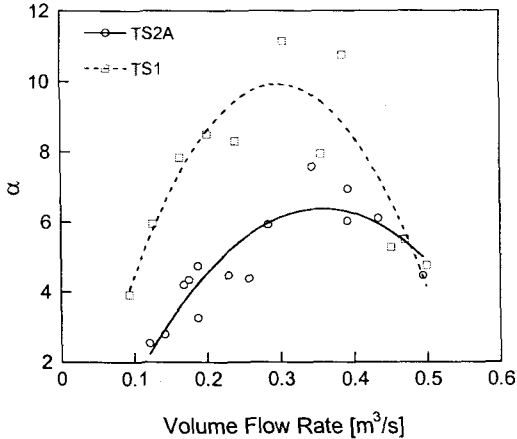


Fig. 7 Result of ignition loop test of TS combustor

3.2 연소 성능 시험

다음 표 3에서는 설계점 시험 조건 및 실제 시험 조건을 나타내었다. 각 시험에서 전압력/온도 조건은 설계점 조건과 거의 유사하지만 공기과잉률은 최대 5.6%의 오차를 보이고 있다. 이러한 오차에 의한 평균적 화염 온도를 계산한 결과, 1140~1171K로서 최대 31도까지 차이가 나는 것을 알 수 있다. 이는 primary zone으로 유입되는 공기만을 고려한 것이 아니라, 연소기 전체로 유입되는 공기와 연료량에 의한 화염 온도를 나타낸 것이다. 이러한 평균 온도의 저감은 만약 동일한 최대 온도를 갖는다고 가정할 경우 약 5%까지의 pattern factor의 차이를 가질 수 있다.

그림 8~11은 TS2A~TS2HS5까지의 연소기 출구 온도 분포 측정 결과를 나타낸 것이며, 표 4는 pattern factor 및 평균 온도 등을 정리하여 나타낸 것이다. 표 4에서 볼 수 있는 바와 같이 TS2 개정형 연소기의 pattern factor는 모두 설계 목표치인 30%를 만족시키며, 이 중 TS2A와 TS2AS5의 성능이 가장 우수함을 알 수 있다. 이러한 결과로부터 연소기 헤드부의 형상 변화에 의한 효과가 가장 크게 나타난 것을 확인할 수

Table 3 Actual/design test condition

	전압력 (kPa)	전온도 (K)	공기유량 (kg/s)	연료유량 (g/s)	공기 과잉률
설계점조건	397	482	0.84	16.13	3.60
TS1A	394	482	0.832	15.82	3.63
TS2A	398	480	0.845	15.76	3.70
TS2AS5	400	483	0.861	15.65	3.80
TS2H	399	482	0.854	15.87	3.71
TS2HS5	399	480	0.829	15.70	3.64

Table 4 Design target and actual performances

	P. F. [%]	T _{mean} [K]	T _{max} [K]
설계목표치	30.0	1170	
TS1A	33.7	1161	1389
TS2A	24.5	1177	1347
TS2AS5	24.6	1156	1321
TS2H	29.4	1146	1342
TS2HS5	29.3	1139	1333

있다. 헤드부의 형상이 편평해진 TS2의 헤드부 스윌이 보다 강화된 것을 추측할 수 있다. 또한 TS2A나 TS2H의 공기공 배열에서는 스윌러를 도입하여 분무각을 확대하여도 크게 성능의 개선은 나타나지 않는 것을 알 수 있다. 이러한 결과로부터 전체 조립품의 단가나 제작성을 고려할 때 스윌러의 도입은 바람직하지 못한 것으로 결론지어졌다.

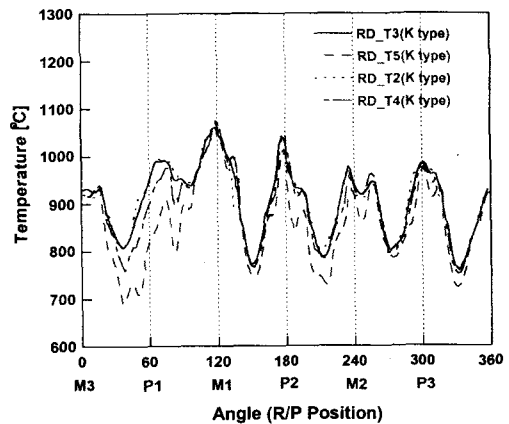


Fig. 8 Combustor exit temperature profile of TS2A

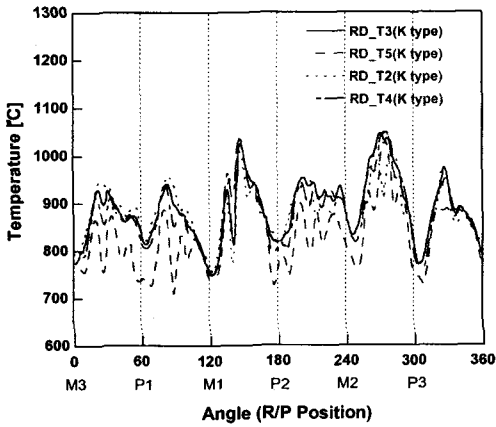


Fig. 9 Combustor exit temperature profile of TS2AS5

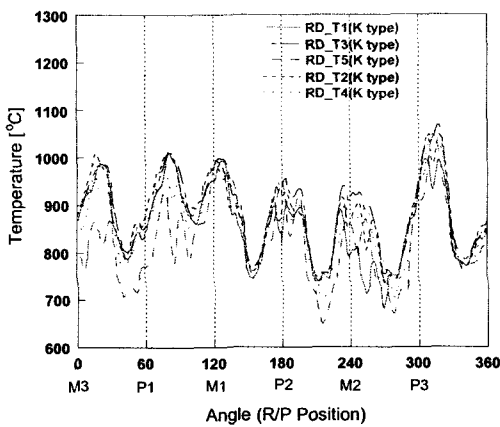


Fig. 10 Combustor exit temperature profile of TS2H

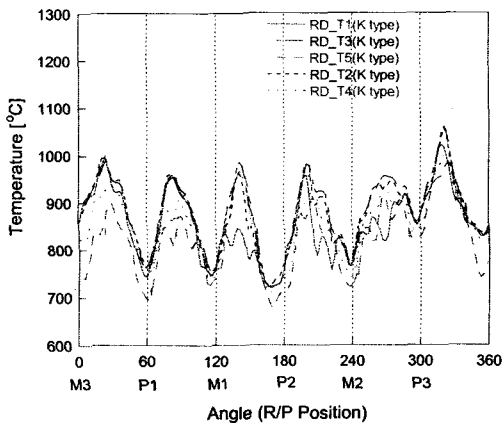


Fig. 11 Combustor exit temperature profile of TS2HS5

TS2H와 TS2HS5의 시험 결과에서 스윌러의 도입으로 인한 평균 온도와 최대 온도의 저감을 볼 수 있는데, 이는 표 2에서 볼 수 있는 바와 같이 TS2H 라이너의 primary zone으로의 공기 배분율이 가장 커서 더욱 희박연소가 이루어진 데 기인한다. 또한 그림 5와 같이 스윌러를 조립하기 위하여 새로 가공된 air shroud의 냉각홀 단면적이 넓은 점을 고려할 때 primary zone으로의 공기 유입율이 다소 증가한 것도 더욱 희박 연소를 일으킬 수 있다.

즉 TS2A의 경우 평균 온도가 설계 목표치인 1170K를 거의 만족시키지만, TS2H의 경우 평균 온도가 설계 목표치에 다소 못 미치는 것을 알 수 있다. 이는 pattern factor의 감소뿐만 아니라 연소 효율의 감소를 의미하므로 바람직한 결과가 못 된다. 이러한 TS2 개정형 시험 결과와 TS1 개정형의 공기공 배열로부터 본 APU 개발 과정에 가장 적합한 공기공 배열은 TS2A 형태인 것으로 결론지을 수 있다.

4. 결론

본 논문에서는 한국항공우주연구원과 삼성테크윈이 공동 개발하고 있는 100kW급 보조동력장치 개발 과제 중 연소기 개발 과정을 설명하였다. 본 논문에서는 이전의 모델인 TS1 연소기 성능 시험의 간략한 결과와 보조동력장치의 최종 연소기로 적용될 TS2 연소기의 성능시험 결과를 취급하였다.

Table 5 Achievement of final performance test

항 목	설계목표치	성능시험결과	달성도
압력 손실	< 4.5 %	3.54 %	121%
라이너표면온도	< 900°C	~ 830°C	108%
연소효율	> 99 %	99.4%	100.4%
출구온도	< 1171 K	1167 K	100.3%
P. F.	< 30 %	24.5%	118%

이상의 연소기 시험/재설계 과정을 통하여 최종적으로 보조동력장치의 설계 목표를 모두 만족시키는 연소기의 형상을 결정하였으며, 최종 선

정된 TS2A 형태의 성능 입증 시험 결과를 나타내었다. 이를 설계 목표 조건 대비 달성도를 표 5에 나타내었으며, 여기서 모든 목표 조건을 상회하는 보조동력장치용 연소기의 개발을 국내 순수 설계/제작/시험 기술을 통하여 달성한 것을 알 수 있다.

후기

본 과제는 민군겸용개발과제의 일환으로 수행된 것으로서 과기부의 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) 고영성, 한영민, 양수석, 이대성, 김명환, 최성만, 2000, "보조동력장치용 환형 역류형 연소기 시험, 한국항공우주공학회 춘계학술대회, pp. 508~512
- (2) 고영성, 한영민, 양수석, 이대성, 윤상식, 최성만, 2001, "보조동력장치용 환형 역류형 연소기 (TS1) 성능 시험", 한국항공우주공학회 춘계학술대회
- (3) 고영성, 한영민, 양수석, 이대성, 2000, "보조동력장치용 환형 역류형 연소기 성능 시험 (I)", 한국항공우주공학회 제28권 8호, pp. 109~114
- (4) 이대성 외, 2000, "한국항공우주연구소 가스터빈 엔진 요소부품 및 시스템 성능시험기", 한국항공우주학회지 제28권 1호
- (5) Lefebvre, A. H., 1983, Gas Turbine Combustion, McGraw-Hill
- (6) Odger, J. et al., 1980, The Design and Development of Gas Turbine Combustors, Northern Research and Engineering Corp.
- (7) NREC Report NO. 1344-1, 1980, The Design And Development of Gas Turbine Combustors : Volume I Component Theory and Practice, NREC