

보조동력장치용 환형 역류형 연소기 (TS2) 성능 시험

고영성* · 한영민* · 이강엽* · 양수석* · 이대성*

(2001년 8월 30일 접수, 2002년 4월 2일 심사완료)

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

Young-Sung Ko, Yeoung-Min Han, Kang-Yeop Lee, Soo-Seok Yang and Dae-Sung Lee

Key Words: Reverse-Annular Combustor(환형역류형 연소기), 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 the 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 the target value. Therefore, the second prototype(TS2) was redesigned and the performance test was conducted with the critical focus on the pattern factor and the exit mean temperature. We adopted TS2 four variants to check the improvement of the pattern factor. As a result, the pattern factors of several variants were satisfied with the performance target. Finally, the TS2A variant was chosen as a final combustor for our APU model.

기호설명

APU : Auxiliary Power Unit
TS : Tangential Swirl
P.F. : Pattern Factor
 C_d : 유량 계수
 T_{mean} : 평균 온도
 T_{max} : 최대 온도
 ϕ : 직경

1. 서론

가스터빈 연소기의 경우 압축기나 터빈과 달리 수치 해석적인 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.⁽¹⁾

일반적으로 보조동력장치는 주동력장치의 시동 뿐만 아니라 ECS(Environmental Control System)의 공기 공급원, 지상 비상 발전용으로 사용되는 동력장치로서, 고압 공기와 전력을 동시에 공급할 수 있어 최근 그 수요가 늘어나고 있다.⁽²⁻⁴⁾ 1997년부터 현재까지 한국항공우주연구원과 삼성 테크윈이 공동 개발하고 있는 보조동력장치(APU)는 100kW급 소형 가스터빈으로서, 공간 활용의 극대화를 위하여 환형-역류형 연소기를 채택하였다. APU는 저출력 엔진의 특성상 설계 조건에서의

† 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원

E-mail : koys@kari.re.kr

TEL : (042)860-2335 FAX : (042)860-2602

* 한국항공우주연구원

연료 사용량이 적어서, 기존의 노즐과 선회기를 결합한 형태의 frontal device를 장착하는 것이 어렵다. 따라서 선회기를 통한 선회 유동의 형성 대신 연소기 내부에 하나의 큰 single vortex를 유발하거나 접선 방향의 선회를 이용해 보임을 하게 된다. 소형 환형 연소기는 구조적으로 연료 노즐의 개수에 제한을 받게 되는데, 단일 와류(single vortex)나 접선 선회는 이러한 문제의 좋은 해법이 된다.

개발 초기 단계에서는 단일 와류 형태의 연소기가 설계되었으나 점화 성능을 만족하지 못하여, 2차 설계로 Fig. 1과 같이 연소기 헤드부가 냉각 슬롯 형태로 구성된 선회형(tangential swirl) 연소기(TS1형으로 명칭)로 재설계/제작하여 성능 시험을 수행하였다.^(5,6) 선회형 연소기의 슬롯을 통해 연소기에 유입된 공기는 연소기 헤드부에 대한 냉각 효과와 더불어 원주 방향의 공기 유동을 형성시켜 적은 수의 연료 노즐로도 균일한 연료와 공기의 혼합을 얻을 수 있는 장점을 가진다.

TS1형 연소기의 라이너 공기공의 변경을 통한 각 개정형(variant)에 대하여 실험을 수행한 결과, 가장 양호한 성능을 보인 TS1A 연소기의 성능이 대부분의 설계 목표를 만족하였으나, 연소기/터빈의 수명과 직접적인 관계를 가지는 P.F.(pattern factor)의 경우 목표치를 약 4% 초과하는 값을 나타내었다.^(6,7)

이에 따라 TS1 연소기의 성능 개선을 위해 3차 설계된 TS2형 연소기 개정형에 대한 성능 시험을 수행하여 최종 목표 성능을 만족시켰으며, 본 논문에서는 TS2 성능 시험 결과를 주로 설명하고자 한다.

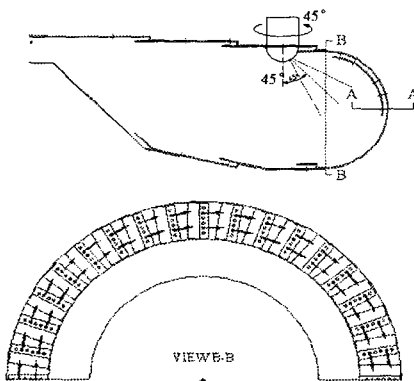


Fig. 1 Schematic of TS1 combustor liner

2. 실험 장치 및 방법

항공우주연구원이 보유하고 있는 가스터빈 연소기 성능시험 설비 및 연소기 시험부(test rig)는 이전 논문^(6~8)에 자세히 설명되었으며, 보조동력장치 개발 과제 중 연소기 설계 목표는 참고문헌 6에 나타내었다. 개발된 연소기의 연료로는 디젤유가 사용되었으며, 설계점 운용 조건은 Table 1과 같다.

Table 1 APU operating condition

운용 조건	설계점 조건
입구 온도(K)	482.3
입구 압력(kPa)	397
공기 유량(kg/sec)	0.84
연료 유량(kg/hr)	58

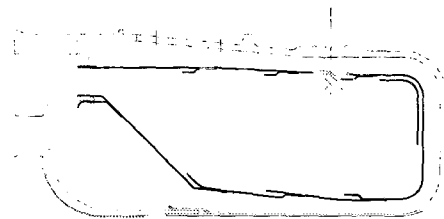
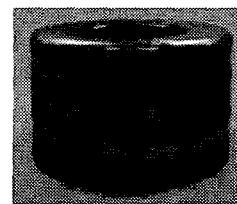
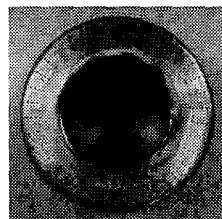


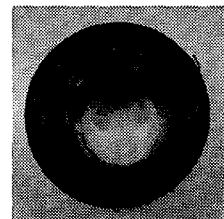
Fig. 2 Schematic of TS2 combustor liner



(a) Side view



(b) Top view



(c) Bottom view

Fig. 3 Photographs of TS2A combustor liner

TS2형 연소기는 Fig. 2, 3과 같이 TS1형 연소기와 기본형태는 동일하며, TS1의 헤드부가 원형인 것에 비하여 TS2의 헤드부 형상은 편평하게 제작되었다. 기본적으로 TS2형 연소기 라이너의 공기공 배열은 Fig. 4와 같이 기본적으로 TS1 연소기 중에서 가장 양호한 성능을 보인 TS1A 라이너 주공기/희석공의 배열을 유지한 TS2A형으로 이루어져있다. 또한 삼성 테크윈이 보유하고 있는 가스터빈 연소기 전용 해석 프로그램을 통하여 양호한 성능을 보일 것으로 예상되는 main hole을 확공한 형태(Table 2참조)인 TS2H형으로 구성되어 있다.⁽⁹⁾

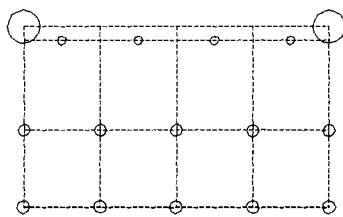
위 두 가지 라이너 형태에서 Fig. 5와 같이 연료 인젝터 air shroud에 50도의 스윙각을 가지는 스윙러를 도입한 총 4가지 형태의 개정형(TS2AS5와 TS2HS5로 명칭)을 도입하였다. 본 연구에서 스윙러는 분무각을 확대하여 연료/공기의 혼합을 양호하게 하기 위하여 도입되었으며,

air shroud의 냉각홀이 Fig. 6과 같이 기존에는 원형이었으나 슬릿형으로 변경되었다.

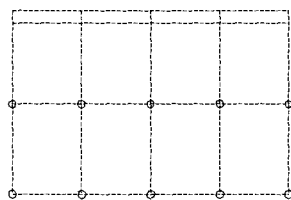
TS2의 성능시험은 라이너 헤드 형상 변화로 인한 점화 성능의 비교 검토를 위하여 점화 loop 시험과 TS1에서 만족하지 못한 P.F.의 개선 특성 파악을 위해 연소기 출구 온도 분포의 측정을 위주로 진행되었다. 연소기 출구 온도 분포를 측정하기 위하여 연소기 출구 후류에 설치된 K type 열전대의 형상은 다음 Fig. 7과 같다. 회전부에 총 5개의 열전대가 벽면에서 2mm 떨어진 부분부터 시작하여 각각 2.4mm의 간격으로 설치되었으며, 이 회전부를 360도 회전하면서 출구온도를 측정한다. 본 연구에서 사용된 자세한 시험 방법은 참고문헌 5~7에 언급되어 있으므로 본 논문에서는 생략하기로 한다.

Table 2 Size of main/dilution holes [mm]

	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	24 × Ø4.0	24 × Ø5.6	24 × Ø5.9	24 × Ø3.9	24 × Ø4.2
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



(a) Liner holes(outside)

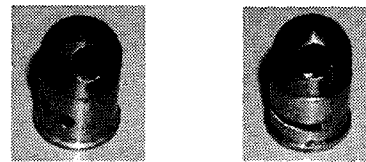


(b) Liner holes(inside)

Fig. 4 Arrangement of main/dilution hole of TS2A, TS2H



Fig. 5 Fuel injector with swirler



(a) Without swirler (b) With swirler

Fig. 6 Photographs of air shroud

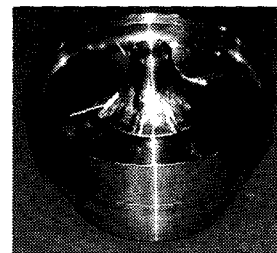


Fig. 7 Rotating head with Thermocouples

Table 3 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

Table 3은 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 냉각홀의 면적까지 포함한 것이며, TS2H의 primary zone 공기 배분율이 가장 큰 것을 알 수 있다.

3. 실험 결과 및 검토

3.1 점화 성능 시험

본 연구에서 사용된 점화 성능 시험 방법은 참고 문헌 5, 7에 자세하게 설명되어 있으므로 본 논문에서는 생략하기로 한다. 연소기 헤드부의 변경에 의한 TS2 연소기의 점화 특성을 확인하기 위하여 점화 loop 시험이 수행되었으며, 이 결과를 TS1 결과와 비교한 것이 Fig. 8과 같다. TS1 개정형 연소기에서는 TS1 연소기에서 점화 시험이 수행되었으며, TS2 개정형에서는 TS2A에서 점화시험이 수행되었다. Table 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, Table 2에서 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

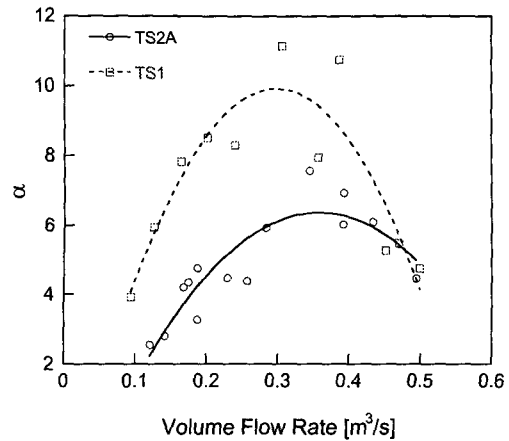


Fig. 8 Result of ignition loop test of TS combustor 성능을 나타내었다.

3.2 연소 성능 시험

Table 4는 설계점 운영 조건 및 실제 시험 조건을 나타낸 것이다. 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 P.F.의 차이를 가질 수 있다.

Figure 9~12는 TS2A~TS2HS5까지의 연소기 출구 온도 분포 측정 결과를 나타낸 것이며, Table 5는 P.F. 및 평균 온도 등을 정리하여 나타낸 것이다. Table 5에서 볼 수 있는 바와 같이 TS2 개정형 연소기의 P.F.는 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 있다. 헤드부의 형상이 편평해진 TS2의 헤드부 스웰이 보다 강화된 것을 추측할 수 있다. 또한 TS2A나 TS2H의 공기공 배열에서는 스웰러를 도입하여 분무각을 확대하여도 크게 성능의 개선

Table 4 Actual/Designed test condition

시험모델	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 5 Desing target and actual performances

시험모델	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

은 나타나지 않는 것을 알 수 있다. 이러한 결과로부터 전체 조립품의 단가나 제작성을 고려할 때 스왈러의 도입은 바람직하지 못한 것으로 결론지어졌다.

TS2H와 TS2HS5의 시험 결과에서 스왈러의 도입으로 인한 평균 온도와 최대 온도의 저감을 볼 수 있는데, 이는 Table 3에서 볼 수 있는 바와 같이 TS2H 라이너의 primary zone으로의 공기 배분율이 가장 커서 더욱 희박연소가 이루어진 데 기인한다. 또한 Fig. 6과 같이 스왈러를 조립하기 위하여 새로 가공된 air shroud의 냉각출 단면적이 넓은 점을 고려할 때 primary zone으로의 공기 유입률이 다소 증가한 것도 더욱 희박연소를 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 P.F.의 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 결론 지을 수 있다.

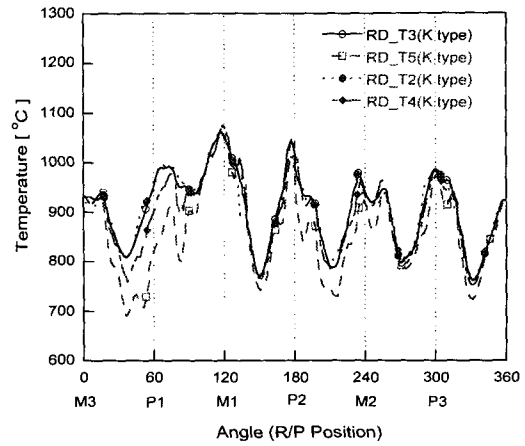


Fig. 9 Combustor exit temperature profile of TS2A

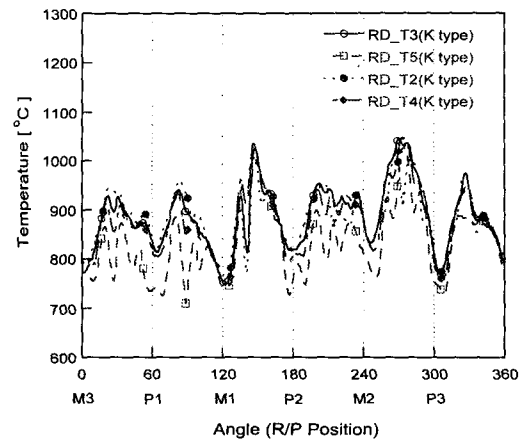


Fig. 10 Combustor exit temperature profile of TS2AS5

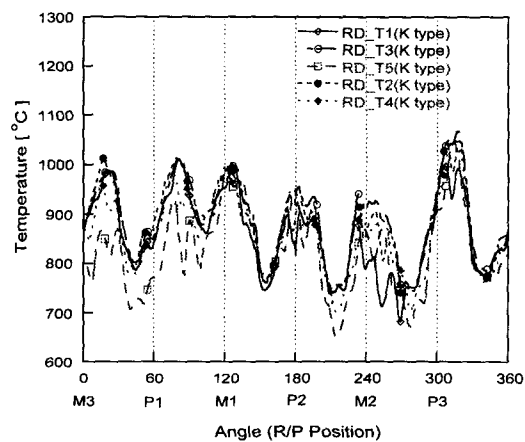


Fig. 11 Combustor exit temperature profile of TS2H

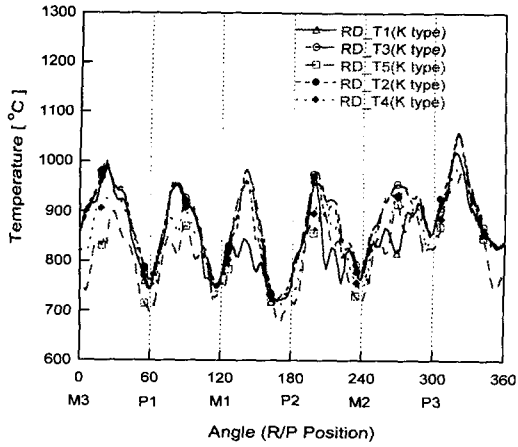


Fig. 12 Combustor exit temperature profile of TS2HS5

Table 6 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%

4. 결 론

본 논문에서는 한국항공우주연구원과 삼성 테크윈이 공동 개발하고 있는 100kW급 보조동력장치 개발 과제 중 연소기 개발 과정을 설명하였다. 개발 초기의 단일 와류형 연소기로부터 TS1형 연소기의 재설계로 제작된 TS2형 연소기까지의 개발 과정을 통하여 최종적으로 개발 목표 성능을 만족시킨 TS2A형 연소기까지의 성능 시험 결과를 제시하였다.

최종 선정된 TS2A 형태의 성능 입증 시험 결과와 설계 목표 조건 대비 달성도를 Table 6에 나타내었으며, 여기서 모든 목표 조건을 상회하는 보조동력장치용 연소기의 개발을 국내 순수 설계/제작/시험 기술을 통하여 달성한 것을 알

수 있다.

후 기

본 과제는 민군겸용개발과제의 일환으로 수행된 것으로서 과기부의 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Ahn, Kook-Young, Kim, Han-Seok, Antonovsky, V. I., 2001, "Model and Field Testing of a Heavy-Duty Gas Turbine Combustor," *KSME International Journal*, Vol. 15, No. 9, pp. 1319~1327.
- (2) Lefebvre, A. H., 1983, *Gas Turbine Combustion*, McGraw-Hill.
- (3) Odger, J. et al., 1980, *The Design and Development of Gas Turbine Combustors*, Northern Research and Engineering Corp.
- (4) NREC Report NO. 1344-1, 1980, *The Design And Development of Gas Turbine Combustors : Volume I Component Theory and Practice*, NREC.
- (5) 고영성, 한영민, 양수석, 이대성, 김명환, 최성만, 2000, "보조동력장치용 환형 역류형 연소기 시험," 한국항공우주공학회 춘계학술대회, pp. 508~512.
- (6) 고영성, 한영민, 양수석, 이대성, 윤상식, 최성만, 2001, "보조동력장치용 환형 역류형 연소기 (TS1) 성능 시험," 한국항공우주공학회 춘계학술대회, pp. 196~200.
- (7) 고영성, 한영민, 양수석, 이대성, 2000, "보조동력장치용 환형 역류형 연소기 성능 시험(I)," 한국항공우주공학회 제28권 8호, pp. 109~114.
- (8) 이대성, 차봉준, 한영민, 윤민수, 김춘택, 고영성, 2000, "한국항공우주연구소 가스터빈 엔진 요소부품 및 시스템 성능시험기," 한국항공우주학회지 제28권 1호, pp. 166~176.
- (9) 이동훈, 최성만, 한영민, 고영성, 2001, "환형 역류형 APU 연소기 성능특성 연구," 제22회 KOSCO SYMPOSIUM 논문집, pp. 67~74.