

1,000마력급 터보샤프트엔진 역류형 환형 연소기 성능시험평가 연구

김재호^{a,*} · 이상윤^a · 김형모^a · 이동호^a · 황동현^b · 김주평^c · 안철주^c · 서중보^d

Research on Performance Test of Reverse Flow Annular Combustor of 1,000 shp-Class Turboshaft Engine

Jaiho Kim^{a,*} · Sangyoon Lee^a · Hyungmo Kim^a · Dong-ho Rhee^a · Donghyun Hwang^b ·
Jupyoung Kim^c · Chulju Ahn^c · Jung-bo Seo^d

^a *Aeropropulsion Research Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea*

^b *Aerospace Technology Research Institute - 3rd Directorate, Agency for Defense Development, Korea*

^c *Aerospace R&D Center, Hanwha Aerospace, Korea*

^d *Defense Rapid Acquisition Technology Research Institute, Korea*

* *Corresponding author. E-mail: kimjh27@kari.re.kr*

ABSTRACT

This paper presents research on the performance test evaluation of the reverse flow annular combustor used in the 1,000 shp (shaft horsepower)-class turboshaft engine development project conducted by the Korea Aerospace Research Institute and Hanwha Aerospace. The combustor development process was conducted in the order of fuel nozzle burner test, sector combustor performance test, and annular combustor performance test. An Air-blast fuel nozzle and a combustor liner with the Effusion Cooling method are used in gas turbine engines for the first time in Korea. Through the performance test of the combustor, the combustion test results demonstrated that all requirements for combustor performance, including maximum exit temperature, combustion efficiency, pattern factor, and profile factor, were met. The final shape of the combustor was derived.

초 록

본 논문은 한국항공우주연구원과 한화에어로스페이스에서 수행하고 있는 1,000 마력급 터보샤프트엔진 개발과정에 활용될 역류형 환형 연소기 성능시험평가에 관한 내용이다. 연소기 개발과정은 노즐 버너시험, 섹터 연소기 성능시험, 환형 연소기 성능시험순으로 진행되었다. 연소기는 분무 성능이 뛰어난 공기 충돌 연료노즐과 유출냉각 방식이 적용된 라이너를 국내 최초로 사용하였다. 연소기 구성품의 성능시험 통해 엔진 개발 요구성능 목표 항목인 연소효율, 압력손실, Pattern Factor, Profile Factor의 성능 조건을 모두 만족함을 확인하였다.

Received 11 October 2023 / Revised 27 December 2023 / Accepted 2 January 2024

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Key Words: Turboshaft Gas Turbine Engine(터보샤프트 가스터빈 엔진), Reverse Flow Annular Combustor(역류형 환형 연소기), Air-blast Fuel Nozzle(공기충돌형 연료노즐), Effusion Cooling(유출냉각), Combustor Performance Test(연소기 성능시험)

1. 서 론

최근 무인항공기는 전 세계적으로 군수뿐만 아니라 농업, 소방, 교통 등 민간 분야에서도 폭 넓게 활용되고 있다. 무인항공기 운용목적에 따라 고정익 무인항공기와 회전익 무인항공기로 나뉘고, 무인항공기 임무와 필요 출력에 따라 다양한 추진시스템을 적용한다. 무인항공기에 적용되는 추진시스템은 가스터빈 엔진과 왕복동 내연기관, 전기추진시스템, 전기추진-하이브리드시스템 등이 있다. 최근 배터리 기술이 발전함에 따라 전기를 사용하는 무인기의 개발이 활발히 이루어지고 있으나 아직은 단위 중량당 가장 많은 출력을 내는 가스터빈엔진이 무인항공기에 가장 널리 활용되고 있는 추진시스템이다. 무인기에 사용되고 있는 가스터빈엔진은 터보제트, 터보팬, 터보샤프트엔진으로 구분되고, 터보제트 엔진은 주로 소형 무인기에 활용되고 있으며 무게가 작고 속도가 빠른 무인항공기에 주로 활용된다. 터보팬 엔진은 터보제트 엔진보다 효율이 높고 구조가 복잡하여 대형 고정익 무인항공기 엔진에 활용된다. 터보샤프트엔진은 가스터빈에서 터빈에서 발생하는 축동력으로 날개를 회전하여 운용하는 방식의 헬리콥터와 같은 회전익 무인기에 주로 활용된다.

한국항공우주연구원(항우연)과 한화에어로스페이스는 복합형 회전익 무인기에 동력원으로 활용되는 1,000 마력급 터보샤프트엔진을 개발하고 있다. 본 엔진은 Fig. 1과 같이 2 단 원심압축기, 역류형 환형 연소기, 2 단 축류 터빈으로 구성되어 있다. 이중 역류형 환형 연소기는 총 12개의 공기 충돌형(Air-blast) 연료노즐과 고온 연소환경에서 라이너 강건성을 확보하기 위한 유출냉각(공기 충돌)과 열차폐 코팅 (TBC, Thermal Barrier Coating)을 적용하고, 라이너 소재는 니켈계 초내열 합금으로 제작된 연소기이다[1~4].

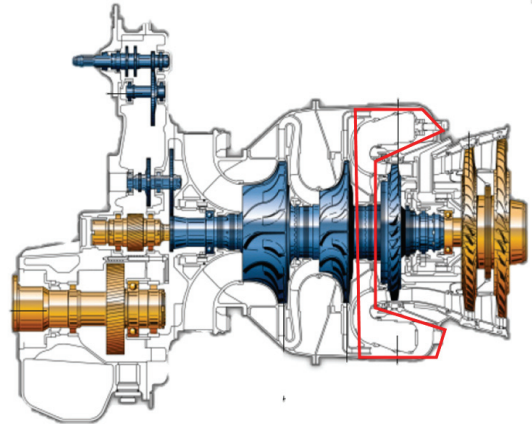


Fig. 1 Reverse flow annular combustor applied turboshaft gas turbine engine[5].

일반적으로 터보샤프트엔진 연소기 개발을 위해서는 구성품 단위인 연료노즐 분부 시험, 단일 연료노즐 버너시험, 섹터 연소기 연소시험과 실제 연소기와 동일한 형상인 환형 연소기 성능시험을 수행한다. 본 논문에는 연소기 개발을 위해 수행된 여러 시험들과 마지막 단계인 환형 연소기 성능시험에 관한 내용을 서술 하고자 한다.

2. 개발 대상 연소기

역류형 환형 연소기는 입구 유동 방향과 연소기 주 연소 유동 방향이 반대인 연소기로 터보샤프트엔진과 터보프롭엔진과 같이 엔진 크기가 작은 엔진에 주로 사용된다. 연소기의 구성품은 크게 연료노즐과 라이너로 구성되어 있다.

2.1 연료노즐

본 연구에서 사용된 연료노즐은 공기 충돌 연료노즐이다. 이 노즐은 연료공급 압력과 공기공급 압력이 낮아도 분무 성능이 기존 압력 선회

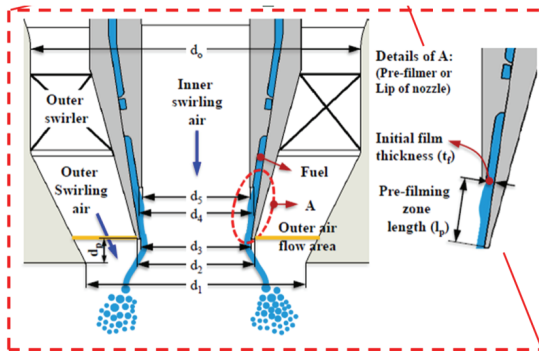


Fig. 2 Schematic and dimension of nozzle[9].

식 노즐보다 좋아 화염 안정성에 좋고, 연소효율 및 배기가스 저감에 효과가 있는 노즐이다[6~8].

공기 충돌 연료노즐은 Fig. 2과 같이 내부, 외부, 돔 스월러가 장착된 공기 유로와 연료 유로로 구성되어 있다. 본 연료노즐의 미립화 원리는 Fig. 2와 같이 Pre-Filming 된 연료가 내부 스월러 공기로 인해 크게 무화 되고 연료유로 출구 팁에서 서로 다른 회전 방향을 가지는 외부 공기를 만나 그사이에 연료 액막이 충돌하여 발생하는 강한 전단력으로 연료가 미립화가 이루어진다[8, 9]. 연료노즐은 공기 돔/내부/외부 유로 단면적과 스월 각도, 스월러 수량, 연료유로의 면적과 스월 형상 등 다양한 설계 변수 조합으로 특성 시험이 가능하고 분해/조립이 쉽게 제작되었다.

2.2 역류형 환형 연소기 라이너

환형 연소기 기본 설계는 엔진 체계의 개발 요구도로부터 도출된 1차원 / 2차원 설계를 바탕으로 엔진 레이아웃이 결정되고 이를 바탕으로 연소기 레이아웃에 대한 요구도가 도출된다[1, 2]. 연소기 기본 레이아웃을 기본으로 아래와 같이 연소기 상세설계를 진행한다. 연소기 해석은 기본 연소기의 형상에 대한 유동 해석을 수행하여 연소기 Effusion 홀에 공급되는 연소 공기 유량과 연소기 내부의 공기압력 분포와 전압력 손실을 계산하여 유동에 최적화된 형상을 도출한다. 이후 유동장에 연소 모델을 추가하여 화염 장에서의 연소기 전압력 손실, 연소효율, 연소기

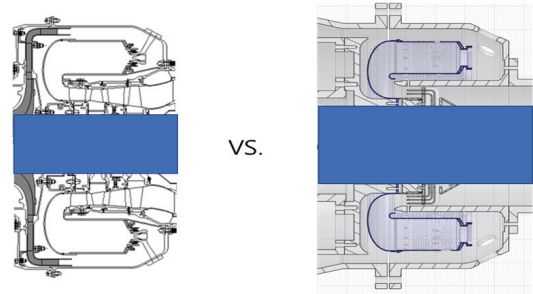


Fig. 3 Comparison of configuration of real engine combustor and performance test combustor.

출구 온도를 해석하고 최적화된 연소기 형상을 도출한다. 이후 수치해석(CFD, Computational Fluid Dynamics) 해석 기법으로는 한계가 있는 연소기 라이너 온도를 예측하기 위해서 복합열 전달 수치해석 (CHT, Conjugate Heat Transfer) 해석을 수행함으로써 연소기 라이너와 화염 간의 열전달을 고려하여 정밀한 수치해석을 진행한다. 마지막으로 대와류모사(LES, Large Eddy Simulation) 모델을 활용하여 더 정밀한 수치해석을 수행하여 연소기 최종 형상들을 선별하고 전체적인 엔진 개발 요구도를 검토하여 최적의 형상을 도출한다. 대와류모사는 해석 부하가 높으므로 연소기의 성능시험 결과를 최대한 반영한 경계조건을 적용하여 계산 부하를 최소화하여 해석을 수행하였다[10]. 이러한 방식으로 본 연구를 위해 환형 연소기는 초기 시제 성능시험 후 성능시험 결과를 해석에 반영하여 최종 시제의 형상설계에 적용하여 최종 연소기 성능시험용 시제 설계와 제작에 활용하였다. 이러한 절차로 수행된 수치해석 결과는 더욱 정확한 연소기 설계와 터빈노즐 성능해석을 위한 입구조건으로 활용하기 위한 보조데이터로 활용한다[10]. 연소기 설계와 수치해석은 Fig. 3의 왼쪽과 같이 엔진 장착용으로 설계한다. 하지만, 성능시험용 연소기는 다양한 계측장비의 설치를 위해 시험리그에 조립이 가능한 형태인 Fig. 3의 오른쪽과 같이 수정 제작되어야 한다. 성능시험용 연소기와 실제 연소기의 내부 유동은 거의 유사하고, 연소기 출구만 Fig. 3의 왼쪽처럼 터빈 위치에

연소기 출구 온도분포를 측정하기 형상으로 수정하여 제작하게 되었다.

3. 연소기 시험리그 및 시험 설비

연소기의 개발 요구조건을 확인하기 위해 각 구성품에 대한 성능시험이 필요하다. 성능시험은 연료노즐 버너 시험, 섹터 연소기시험, 환형 연소기시험 총 3가지로 구성되고, 각 시험리그는 해당 시험 특성을 고려하여 설계/제작되었다.

3.1 연료노즐 버너 시험리그

공기 충돌 노즐의 분무성능시험[8,9]이 완료되면 우수한 분무 특성을 갖는 노즐을 선정하고, 항우연 버너 시험리그를 활용하여 각 형상에 대해 점화 특성과 연소 특성을 확인하였다. 버너 시험리그와 시험 장치는 Fig. 4와 같다. 시험리그와 시험 장치는 다양한 형상의 연료노즐의 점화시험을 위해 교체가 쉽고, 공기와 연료 공급유량을 미세 조절할 수 있도록 하였다. 또한, 최적의 점화특성을 확인하기 위해 연료노즐은 설치

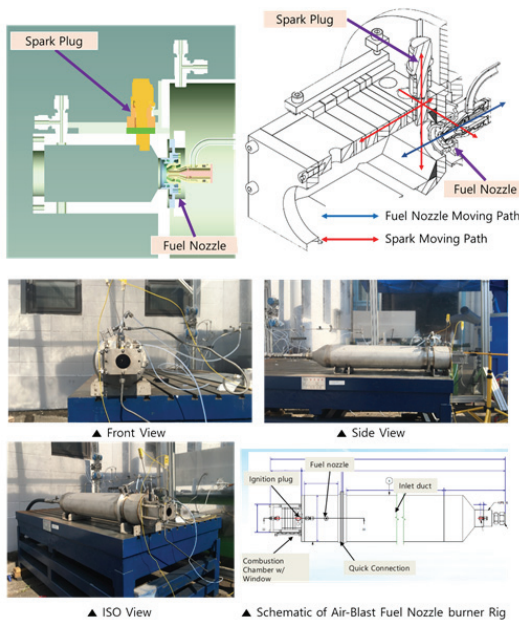


Fig. 4 Schematic of Air-blast fuel nozzle burner test rig.

깊이를 조절할 수 있도록 하였고, 점화기는 설치 위치 선정을 위해 앞뒤/좌우/깊이를 조절할 수 있도록 하였다. 또한, 점화 형상과 초기 연료노즐 연소 특성을 확인하기 위해 화염 관찰이 가능한 퀴즈창을 시험리그 측면에 설치하였다.

3.2 섹터 연소기 시험리그

본 논문에서 사용하는 연소기 라이너는 공기 충돌 노즐과 유출냉각을 동시에 사용하는 연소기로 국내에서 최초로 개발하는 연소기이다. 따라서, 다양한 형상과 조건에서 성능시험을 수행하였다. 이를 위해 처음부터 환형 연소기로 시험을 수행하지 않고 섹터시험을 수행하는 검증 과정을 거쳤다. 섹터 연소기는 환형 연소기 설계/제작 전 기본적인 성능 검증을 위해 제작하였다. 섹터 연소기를 활용한 성능시험은 환형 연소기 설계/제작과정의 개발 시간과 비용을 절감하였다. 일반적으로 섹터 연소기는 Fig. 5와 같이 연료노즐의 수량을 기준으로 1 섹터, 3 섹터, 5 섹터 등으로 등분하여 제작한다. 등분된 연소기는 연료노즐과 라이너 냉각 공기구멍의 사이즈와 위치 변경을 통해 최적화된 형상으로 하는 연소기를 제작하고 연소 성능시험을 수행한다. 본 연구에서 사용한 섹터 연소기는 화염의 관찰을 통한 연료노즐과 라이너의 최적화에 가중치를 두었기에 단일섹터의 형태로 구성하여 활용하였다. 섹터 연소기 시험리그는 실제 역류형 환형 연소기의 연소기 출구처럼 연소기 출구 면적이 작아지는 역 사다리꼴 단면 형태인 라이너를 적용하고, 연소기 내부의 가시화가 가능한 형태의 이중 격실 형태의 시험리그이다. 이중 격실 형태의 시험리그는 총 4개의 가시화 창이 설치되었다.

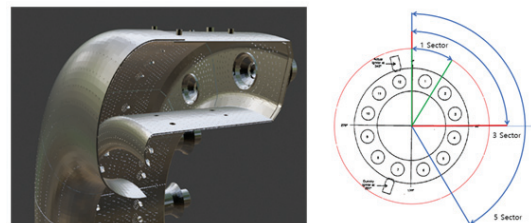


Fig. 5 Reversed sector combustor schematic and nozzles layout of combustor.

가시화 창은 연소장과 맞닿아 있는 내부 가시화 창과 시험리그 외부와 맞닿아 있는 외부 가시화 창으로 구성되어 있고, 이중 격벽 시험리그의 내부 가시화 창을 배치하여 연소기 내/외부 압력 차이가 작게하여 창 내/외부 압력에 따른 손상 가능성을 줄였으며, 외부 가시화 창의 두께를 크게 하여 강건성을 확보하였다.

3.3 환형 연소기 시험리그 및 시험 설비

역류형 환형 연소기 시험리그는 섹터 시험을 통해 식별된 수정 및 개선 항목을 환형 연소기 설계/제작에 반영 하였다. 실제 엔진에 장착되는 연소기는 비교적 간단한 형상과 조립 인터페이스를 가지고 있지만, 성능시험용 연소기는 연소기 성능시험 중 연소기의 특성과 그 성능을 확인하기 위해 다양한 계측 시스템과 부품들이 함께 설치되어야 한다. 따라서 실제 엔진과 달리 연소기 성능시험용 시험리그에는 상대적으로 다양한 구성품이 설치할 수 있도록 제작해야 한다.

환형 연소기의 실제 엔진 입구조건 구현을 위해서는 실제 엔진 압축기 출구 조건을 수치해석과 선행연구를 통해 확보된 결과[10]를 활용하여 스웰 베인을 제작하여 시험리그에 설치하여 연소기 입구에 공급되는 공기 선회특성을 모사하였다. 또한 연소기의 성능을 대표하는 성능지표인 전압손실, 연소기 출구 온도분포를 계측하기 위해 연소기 입구에는 전압력 센서를 설치하였고, 연소기 출구 압력/온도측정용 360° 회전 측정 레이크를 설치하였다. 또한 회전 측정레이크 후류에는 이중 냉각 연소배기가스 포집관을 설치하여 연소시험 중 배기가스 농도를 실시간으로 측정할 수 있도록 하였다.

환형 연소기 시험은 항우연에서 보유하고 있는 중압 연소기성능시험 설비를 활용했다. 항우연이 보유하고 있는 시험 설비는 공기 공급을 최대 9bar.A, 450°C, 7kg/s까지 가능하다. 설비의 전체적인 구성은 Fig. 8과 같고, Fig. 9는 항우연에 설치된 환형 연소기의 실제 시험리그이다.

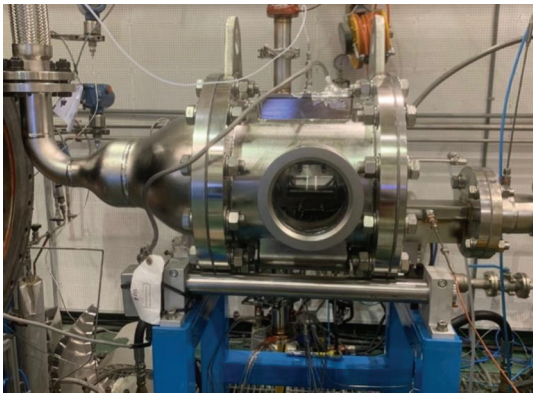


Fig. 6 Type 1 Sector combustor test rig.

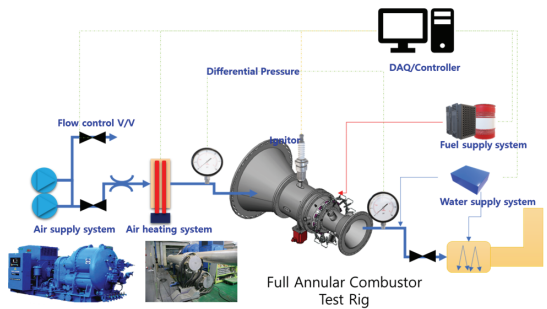


Fig. 8 Full annular combustor test facility.

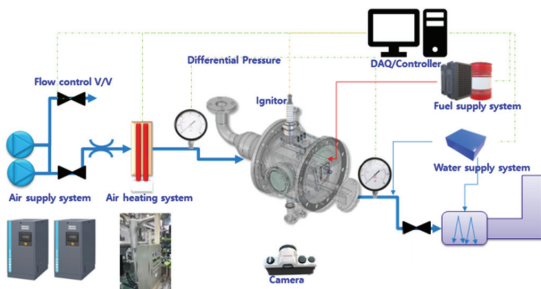


Fig. 7 Sector combustor test facility.

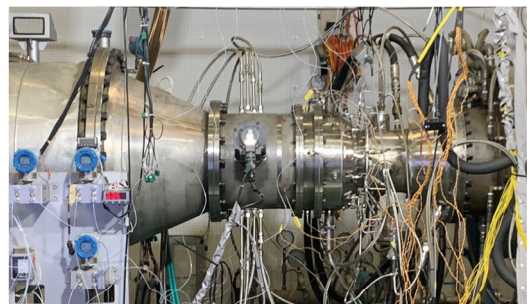


Fig. 9 Full annular reverse flow combustor.

4. 연소기 성능시험 결과

4.1 연료노즐 버너 점화시험 결과

버너 점화시험에 사용된 공기 증돌 노즐은 전북대학교에서 분무 시험[9,10]을 통해 선정된 총 3 종류의 노즐을 사용하였다. 버너 점화시험은 각 노즐에 대하여 설계 예상 공기유량조건에서 화염의 형상과 점화 위치에 따른 점화 특성을 확보하였으며 점화 시 화형 형상을 Fig. 10, 점화위치별 및 점화루프 시험결과를 Fig. 11에 나타내었다.

4.2 섹터 연소기 성능시험 결과

섹터 연소기 성능시험은 1차와 2차에 나뉘어 총 두 번 수행하였다. 1차 섹터 연소기 성능시험은 분무 시험[8,9]과 연료노즐 버너 시험에서 선정된 연료노즐을 활용하되 돔스월러의 형상 및

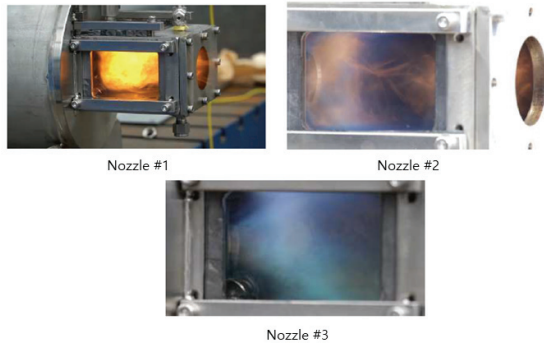


Fig. 10 Flame characteristics of fuel nozzle.

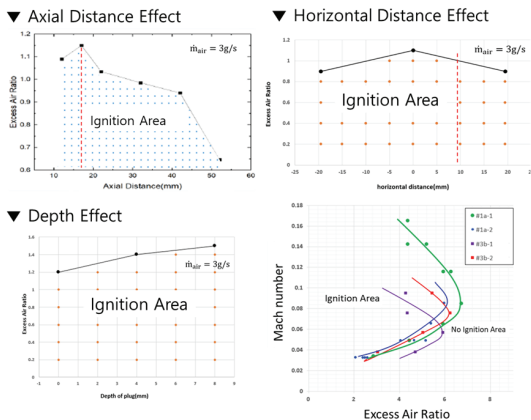


Fig. 11 Ignition characteristic of fuel nozzle.

위치변화를 통한 연소 최적화를 위하여 수행하였으며 그 결과를 Fig.12에 나타내었다. 돔스월러 형상에 따라 코안다 효과로 인해 화염길이를 감소시켜 라이너 온도를 높이는 특이점을 시험으로 확인하였으며 일반적인 스월화염에 가까운 노즐을 2차 시험 형상으로 선정하였다[11].

2차 섹터 연소기 시험에서는 1차 시험에서 결정된 최종 인젝터를 활용하되 화염 전단면과 충돌하는 열부하가 높은 부위의 라이너의 냉각을 보완하여 시험하였다. Fig. 13의 연소 화염구조는 Fig. 12에서의 코안다 화염(좌측 1열과 2열)과는 달리 내부/외부 스월러 전단면을 따라 형성된 전형적인 스월 화염이 안정적으로 그 형태를 유지함을 확인하였다. 연소기 압력이 3 bar.a에서 9 bar.a까지 압력이 증가하면 화염 강도와 내부 반응영역(Center Reaction Zone)도 하류까지 확장되는 것을 알수 있었다. 또한, 설계점과 근접한 당량비인 0.35에서도 공기냉각과 화염의 형상에는 문제가 없었으나 시험 주변 환경에 비하여 화염 강도가 과도하여 위험 상황으로 판단하여 현장에서 최소시간만 확인만 하고 시험을 중

Nozzle	Chamfered Recess Edge (45° -1mm) #1	Chamfered Edge (45°+1mm) #2	Chamfered+Recess Edge (60° -1mm) #3
Phi = 0.15			
Phi = 0.25			
Phi = 0.37			

Fig. 12 Visualized combustion test of sector #1.

	3bar	6bar	9bar
Phi = 0.20			
Phi = 0.25			
Phi = 0.30			
Phi = 0.35			N/A

Fig. 13 Visualized combustion test of sector #2.

료하였다. 이러한 시험결과를 토대로 최종 연료 노즐과 라이너 형상을 확정하였으며 환형 연소기 성능시험을 수행할 수 있게 되었다.

4.3 환형 연소기시험

4.3.1 점화시험

점화시험은 엔진의 예상 점화 회전수에 해당하는 유량을 포함하여 총 다섯 가지 공기유량에 대하여 수행되었으며 점화시험 방법은 버너시험에서의 점화시험과 동일하게 수행하였다. 확보된 시험 결과를 Fig. 14에 나타내었다. 특정 공기량을 중심으로 점화한계를 보이는 전형적인 형태를 보이고 있으며 공기유량에 영향을 많이 받는 공기 충돌 연료노즐 특성을 고려해볼 때 작은 유량에서도 점화 및 화염전파가 잘 이루어짐을 알 수 있다.

4.3.2 압력손실

환형 연소기에서의 압력손실은 연료노즐에서 연료 미립화와 공기/연료 혼합 및 재순환영역 생성을 위하여 적절한 압력손실이 필요하다. 연소기 성능시험에서 연소기 전/후단 전압력 차이를 측정하여 연소기 입/출구에서의 압력손실을 측정하였다.

Fig. 15에서 적색 실선은 환형 연소기에 대한 냉간(비연소장) 압력손실 데이터를 선형화하여 나타낸 결과이며 둥근 적색으로 표현된 점들은 연소상태 설계점과 최대추력에서의 설계점 압력손실 데이터이다. 냉간 유동시험에서는 유량이 증가함에 따라 압력 손실값이 선형적으로 증가하며 같은 마하수 조건이더라도 연소상태에서는 부피 팽창에 의한 압력손실이 커지는 것을 관찰할 수 있다. 본 시험에서는 설계조건에서 4.75%의 압력손실을 얻었으며 이는 엔진에서 요구하는 압력손실 조건을 충족하는 결과이다.

4.3.3 연소기 후류 온도분포

연소기 시험리구에 설치된 회전 레이크를 통해 측정된 연소기 출구 환형 온도분포는 Fig. 16과 같고, 반경 방향의 프로파일은 Fig. 17과 같다. 연소기 출구 평균 온도는 설계조건(DP)에서는 1,500 K 이상이고, 최대 출력조건(DPmax)에

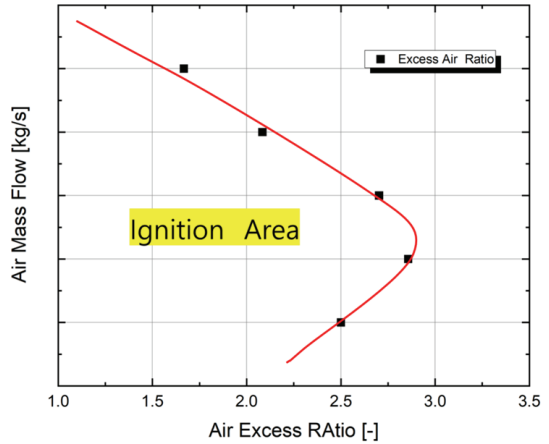


Fig. 14 Ignition loop of the combustor.

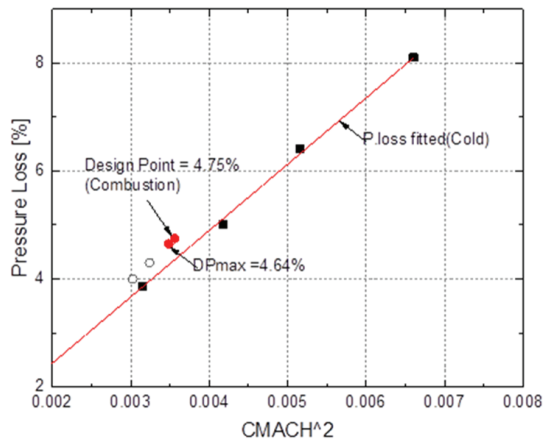


Fig. 15 Pressure loss of the combustor.

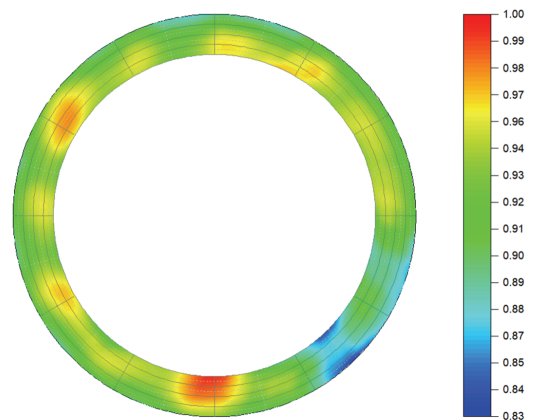


Fig. 16 Circumferential exit temperature distribution of the combustor under the DP condition.

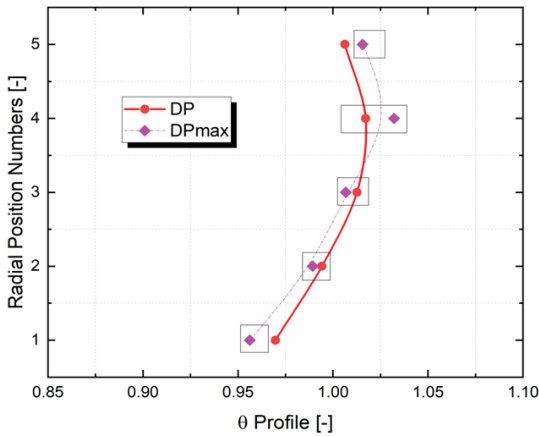


Fig. 17 Theta profile of the combustor.

서는 1,600 K 이상임을 확인하였다. 또한, 설계 조건에 연소기 Pattern Factor와 Profile Factor 각각 11.9%와 2.6%로 연소기 개발 요구도를 모두 만족하였다.

4.3.4 연소기 배기가스 및 연소효율

연소기의 연소효율 계산을 위해 연소기 출구에 설치된 배기가스 포집관을 사용하여 연소기에서 발생하는 미연가스인 UHC(Unburned Hydrocarbon)와 CO를 포집하여 농도를 측정한 결과를 Fig.18에 나타내었다. 연소기 무부하 조건에서는 상대적으로 연소기 출구 온도와 당량비가 낮아 연소기 내부에서 부분적인 불완전 연소가 발생하여, 미연가스 농도가 상대적으로 높다. 하지만, 설계점조건과 최대출력조건에서는 배기가스 농도가 매우 낮아 연소기 내부에서 완전연소가 이루어짐을 확인하였다. 이 수치를 통해 계산된 연소효율은 무부하 조건일 때 98.3% 설계점과 최대출력 조건 모두 99.9% 이상임을 확인하였다. 이 결과는 개발 요구도를 모두 만족하는 결과이다.

4.3.5 라이너 온도 측정 결과

라이너 표면온도를 측정하기 위하여 최초 연소기 성능 시험에서 고온 변색부상에 총 14개의 표면온도센서(직경 1 mm, k-type 열전대)를 점용접과 세라믹본딩 처리하여 설치하였다. 시험 결과를 통하여 설계점 조건에서 최대 온도가 요

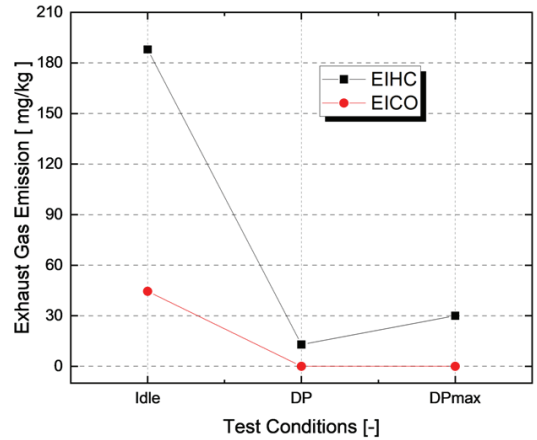


Fig. 18 Exhaust gas emission index of combustor #2.

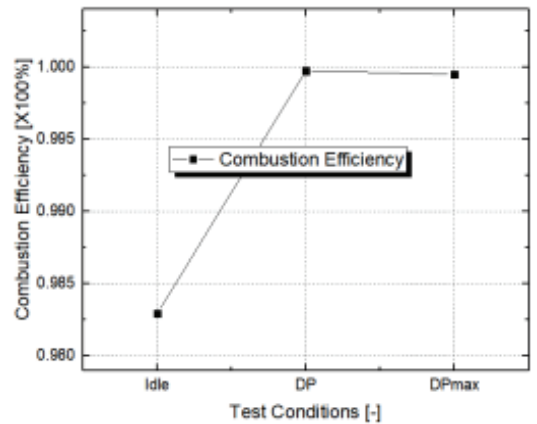


Fig. 19 Combustion efficiency of each conditions.

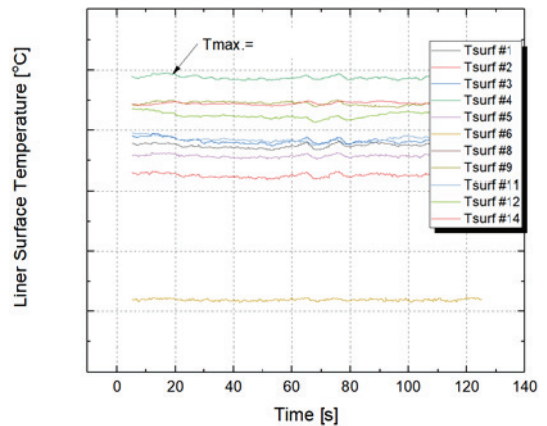


Fig. 20 Combustor liner surface temperature.

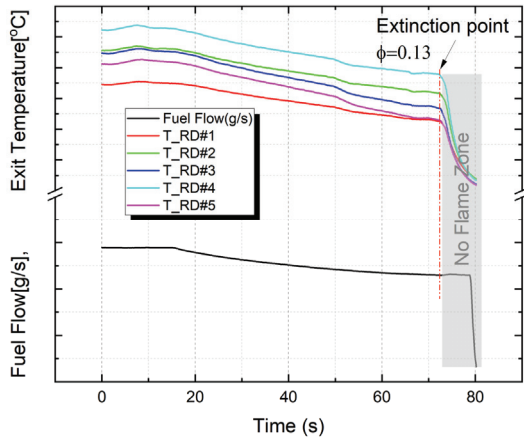


Fig. 21 Idle extinction of combustor #2.

구 조건 이내로 성능만족함을 보였다.

4.3.6 무부하 연소안정성(Turn-down ratio)

엔진에서의 무부하 조건은 연소기 유입 공기 압력과 유량이 낮고 당량비도 낮은 연소기 측면에서는 극악한 운전조건이다. 따라서 무부하 조건에서의 안정적인 운용을 위해서 화염 유지하는 최저 당량비를 확인하는 것이 중요하다. 연소기의 화염 유지 최저 당량비는 Fig. 21과 같이 연료유량을 서서히 줄여 소염당량비 0.13을 얻었으며 이는 연소 안정성으로 변환하면 (무부하 당량비/소염당량비) 최대 1.38에 해당하며 소염 온도와 무부하 온도의 차도 100℃를 충분히 넘는 것을 확인하였다.

5. 결 론

본 연구에 사용된 연소기는 국내 최초로 공기 충돌 연료노즐과 유출냉각이 적용된 라이너를 함께 사용하는 역류형 환형 연소기이다. 본 논문에서는 해당 연소기 개발에 필요한 시험리그 구축, 버너 성능시험, 섹터 연소기 성능시험 및 환형 연소기 성능시험 방법과 그 결과를 소개하였다. 이를 통해 최종 제작된 역류 환형 연소기 형상이 엔진 개발에 필요한 요구조건을 모두 만족함을 확인하였다.

후 기

본 연구는 국방신속획득기술연구원 지원으로 ‘복합형 회전익용 터보샤프트엔진 핵심 구성품 개발 과제(UC190008D)의 일환으로 수행되었습니다.

References

1. Ko, K., Ryu, S., Shin, D., "1000 shp Class Turbo-Shaft Engine Cycle Design for Rotorcraft," *Korea Society of Aeronautical and Space Science Spring Conference*, pp. 420-421, 2020.
2. Ko, K., Cho, S., Ahn C., Lee, B., "Preliminary Design of Turbohaft Engine for UAV," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Spring Conference Paper*, 2021.
3. Kim, J., Jung, S., Park. H., Kim,h., Kim, J., Lee, J., Dafsari, R.A., "Design of Turbohaft Engine Combustor for UAV Applications" *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Fall Conference Paper*, 2020.
4. Kim, J., Kim, S., Ahn, C., Park. H., Kim,h., Kim, J., Lee, S., Rhee, D., Lee, B., "A Study on 1,000shp-class Turbohaft Engine Combustor Performance Tests " *Korea Society of Aeronautical and Space Science Fall Conference*, 2022.
5. Ardiden 1h1, Safran Helicopter Engine Online Catalog, World Wide Web location https://pdf.aeroexpo.online/pdf/safran-helicopter-engines/ardiden-1h1-sale-brochure-0/170453-273-_2.html.
6. Lefebvre, A.H., "Gas Turbine Combustion", Hemisphere Publishing Corporation, New York, N.Y., U.S.A., 1983.
7. Kim, J., Kim, S., Cho. S., Kim, H., Kim, J., "Development of Aircraft Engine Combustor", *The KSFM Journal of Fluid Machinery, Spring Conference Paper*, 2022.

8. Kim, J., Kim, S., Dafsari, R., Lee, J., Kim, H., Kim, J., Ahn, C., Park, H. and Lee, B., "Spray and Combustion Characteristics of Prefilming Airblast Nozzle," *62nd KOSCO Symposium*, Jeju, Korea, Nov. 2021.
9. Dafsari, R.A., Kasabi, M.K., Kim, J. and Lee, J., "Effect of flare geometry and swirl ratio on the Coanda effect in unconfined spray of Pre-filming air-blast nozzle with triple swirler," *31st Annual Conference on Liquid Atomization and Spray Systems*, North and South America, Madison, W.I., U.S.A., May 2021.
10. Kim, S., Kim, J., Cho, S., Lim, B., Son, G., Ahn, C., Kang, Y., Jung, H., Rhee, D., "Development of Reverse Annular Combustor: Integrated Simulation of Combustor and Turbine" *KSEFM Journal of Fluid Machinery*, Winter Conference Paper, 2022.
11. Kim, H., Kim, J., Lee, S., Rhee, D., Kim, J., Ahn, C., Park, H., Lee, B., "Gas Turbine Combustor Performance Characteristics with Swirl Stabilized Flame and Coanda Stabilized Flame" *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol 27, No. 2, pp.10-19, 2023.