

한국항공우주연구원 가스터빈엔진 및 고온부품 선행기술 연구개발

이동호*† · 김형모* · 김재호* · 강영석* · 정희윤* · 김석민** · 이동은** · 허재성* · 김재환*

Advanced Technology Research and Development on Gas Turbine Engines and Hot Section Components at Korea Aerospace Research Institute

Dong-Ho Rhee*†, Hyung Mo Kim*, Jaiho Kim*, Young Seok Kang*, Heeyoun Chung*, Seokmin Kim**, DongEun Lee**, Jae-Sung Huh*, Jaehwan Kim*

Key Words : Korea Aerospace Research Institute(한국항공우주연구원), Gas turbine engine(가스터빈엔진), Hot section component(고온부품), Turboshift engine(터보샤프트엔진), Gas turbine based hybrid electric propulsion system(가스터빈 기반 하이브리드 전기추진시스템), Micro gas turbine engine(마이크로 가스터빈엔진), Additive manufacturing(적층제조), Ceramic matrix composite(세라믹복합소재)

ABSTRACT

The Korea Aerospace Research Institute (KARI) has conducted extensive research and development on gas turbine engine and hot section components of the gas turbine engines for over 30 years. Until the early 2010s, KARI primarily played a role to lead or participate in national development programs on gas turbine engines - for example, development of the main engine and APU (auxiliary power unit) in Korean Utility Helicopter (KUH) Program. Since then, KARI has not only continued its gas turbine engine research and development but also focused on advanced technology researches for performance improvement. In recent years, KARI has been participating in 1,000-SHP class turboshift gas turbine development program, conducting performance tests and evaluations of core components, validating the design of hot section components, and high-fidelity numerical analysis of the components. For this, the test and evaluation infrastructure and HPC cluster at KARI have also been expanded and upgraded to simulate the actual engine operating pressure and temperature conditions. Furthermore, KARI has been conducting research on various advanced system and component technologies such as hybrid electric propulsion system, additive manufacturing and ceramic matrix composite components, recognizing the strategic importance of these technologies. This paper introduces the recent achievements and ongoing research activities on aviation gas turbine engines carried out by KARI.

1. 서론

한국항공우주연구원 항공추진연구부에서는 1990년대 중반 가스터빈엔진 압축기 및 연소기 구성품 시험평가 인프라 구축, 항공엔진 고도시험설비 구축을 시작으로 30여 년간 다양한 항공용 가스터빈엔진 및 핵심 구성품, 산업/발전용 가

스터빈엔진 관련 연구를 수행하여 왔다.

100kW급 보조동력장치 개발, 1.2MW 및 5MW급 산업용 가스터빈엔진 개발에 참여하였고, 2000년대에 들어서는 2006년 개발이 착수된 한국형 기동헬기 사업에서 주엔진 및 보조동력장치 구성품 개발을 주관하여 한화에너지(구, 삼성테크윈)와 엔진 개발을 성공적으로 수행하였다.

* 한국항공우주연구원 항공추진연구부(Korea Aerospace Research Institute)

** 과학기술연합대학원대학교 항공우주시스템공학전공(Department of Aerospace System Engineering, University of Science and Technology)

† 교신저자, E-mail : rhee@kari.re.kr

2010년대 이후로는 항공엔진의 핵심 구성품(압축기, 고압 냉각터빈, 제어기 기술 등)에 대한 핵심기술 연구개발, 적층제조 기술 및 내열소재 기술 평가 등의 선도기술, 수십 kW급 소형 항공용 엔진 및 구성품 연구개발을 병행하여 국내 선도기술 확보 및 국내 가스터빈엔진 개발 지원을 수행하여 왔다.

2010년대 후반부터는 국내 독자 개발 항공용 터보샤프트엔진의 핵심 구성품 성능 시험평가 및 해석 연구, 친환경 추진시스템 기술의 일환으로 가스터빈 기반 하이브리드 전기 추진시스템 기술 연구개발, 저비용 소형 무인기용 마이크로 가스터빈엔진 기술 연구 등 다양한 항공용 가스터빈엔진 기술 연구개발을 수행 중이며, 대형 시험평가 인프라 및 대규모 병렬해석을 위한 인프라를 증설 확장 구축하여 왔다. 이와 더불어, 산업/발전용 가스터빈엔진 개발 지원을 위하여 한국항공우주연구원에 구축되어 있는 시험평가 인프라를 활용한 구성품 시험평가, 설계 검증 및 설계 데이터베이스 확충과 관련된 연구활동을 지속하고 있다.

이와 같은 항공용 가스터빈엔진 관련 다양한 연구 활동 및 인프라에 대한 소개는 Kim 등⁽¹⁾에 정리되어 있으며, 본 논문에서는 한국항공우주연구원에서 최근 들어 수행 중인 항공용 가스터빈엔진 연구개발 관련 주요 성과 및 수행 현황을 소개하였다.

2. 항공용 가스터빈엔진 및 추진시스템 연구

2.1 무인기용 터보샤프트엔진 핵심 구성품 연구개발

한국항공우주연구원은 2019년부터 방위사업청의 지원 하에 한화에어로스페이스가 주관하는 터보샤프트엔진(Fig. 1) 핵심 구성품 기술 개발 과제, 가스발생기 모듈 통합 과제, 동력터빈 기술개발 과제 등에 참여하여 터보샤프트엔진 구성품 설계/해석 및 시험평가 기술을 연구개발 중이다. 그 일환으로 한국항공우주연구원에서는 터보샤프트엔진의 가스발생기 핵심 구성품(원심형 압축기, 역류형 연소기, 축류형 냉각터빈)에 대한 엔진 상사조건에서의 성능시험평가 연구, 고온 고압의 엔진 실제 운용조건을 구현하여 구성품 성능검증 및 설계/해석 신뢰도를 개선하는 시험평가 기술을 개발하는 연구, 역류형 연소기 및 고압 냉각 터빈에 대한 고신뢰성 해석 기법 연구 등을 수행하고 있다. 아래 절에서 주요 수행 실적

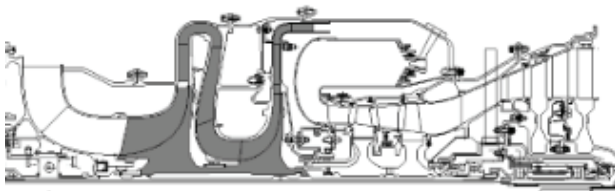


Fig. 1 Schematic of turboshaft engine and core components⁽²⁾

및 현황을 기술하였다.

2.1.1 핵심 구성품 엔진 실운용 조건 구현 기술

무인기용 1,000마력급 터보샤프트엔진의 고온 부품은 소재의 한계를 초과하는 높은 압력과 온도 조건에서 운용되기 때문에, 이를 고려한 공력-열-구조설계가 수행되어야 하며 설계를 검증하는 시험평가가 반드시 수반되어야 한다.

미국 일본 등 해외 주요 국가에서는 항공용 가스터빈엔진 고온 부품의 설계 검증을 위하여 TRL(technology readiness level) 수준별로 시험평가가 가능한 설비를 구축, 운영하고 있으며⁽³⁻⁵⁾, 특히 고온고압의 운용조건 하에서 시험평가가 가능한 설비를 운용하여 설계의 신뢰성을 높이고 엔진 개발 과정에서의 위험도를 완화할 수 있도록 하고 있다.

국내에서는 과거에는 시험평가 설비 용량의 제한으로 인하여 핵심 구성품에 대하여 엔진 운용조건을 상사하거나, 주요 운용조건 중 일부만 모사하는 제한된 조건에서 시험평가가 수행되어 왔으나, 이 경우 정확한 성능평가에 한계가 있을 수밖에 없다. 이러한 문제를 개선하기 위하여 한국항공우주연구원에서는 2022년부터 연구개발을 수행 중인 과제를 통해서 1,000마력급 터보샤프트엔진의 연소기 및 1단 터빈 노즐이 실제로 운용되는 조건을 구현할 수 있도록 시험평가 인프라의 증설 확충을 수행 중이다.

한국항공우주연구원에 구축되어 있는 기존 시험평가 인프라 및 최근 신규 증설 확충된 인프라가 반영된 구성도가 Fig. 2에 제시되어 있다. 5,000마력급의 대형 고압공기 공급장치 및 2.4MW급 전기식 가열장치를 추가로 구성하였고(Fig. 3), 이를 통해 1,000마력급 터보샤프트엔진을 포함하여 중대형 항공용 가스터빈엔진의 핵심 구성품 성능검증 시험평가가 가능하도록 하였다. 세부 사양 정보는 Kim 등⁽⁶⁾에 기술되어 있다. 최근 해당 설비의 구축 및 시운전을 수행하였고, 해당 시운전을 통하여 터보샤프트엔진 고온 부품의 실운용조건(압축기 출구 압력 및 온도)이 구현되는 것을 확인하였다.

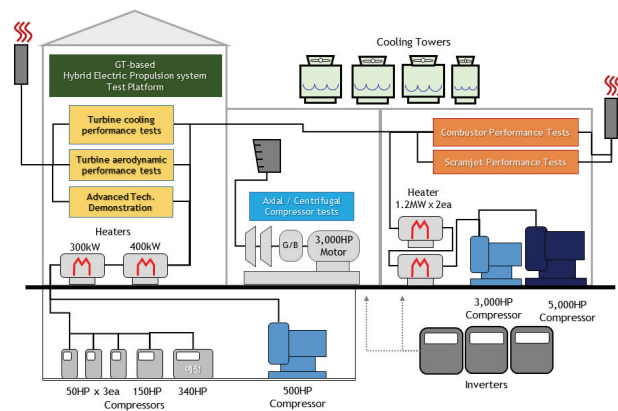


Fig. 2 Schematic diagram of gas turbine component test facilities at KARI

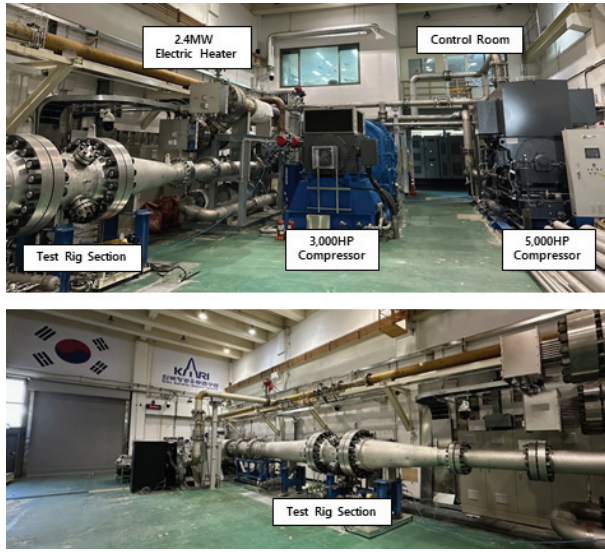


Fig. 3 Photograph of test facilities of hot component tests for turboshaft engine at KARI

실운용조건 구현과 연계하여 고온고압의 조건에서 운용되는 구성품에 대한 성능평가를 위하여 다양한 측정기법에 대한 연구를 수행 중이다. 특히 구성품의 구조 강건성 및 수명과 직접적인 관련이 있는 표면온도 측정과 관련된 기술을 연구 중이며, 적외선 열화상 카메라 및 2색 파이로미터 기법과 연계한 비접촉식 온도측정기술을 연구개발 중이다.

2.1.2 핵심 구성품 시험평가 기술

한국항공우주연구원에서는 2019년 착수한 터보샤프트엔진 가스터빈 핵심 구성품 기술 개발 과제를 통하여 1,000마력급 터보샤프트엔진의 핵심 구성품인 다단 원심형 압축기, 역류형 연소기, 축류형 냉각 터빈의 엔진 상사조건에서의 성능 시험평가를 수행하였고, 2022년부터는 가스터빈 모듈 통합기술 개발 과제에 참여하여 엔진 실운용 조건에서의 연소기 및 축류형 냉각 터빈에 대한 성능 시험평가 기술 연구를 수행 중이다.

Fig. 4는 한국항공우주연구원에 구축되어 있는 압축기 성능시험설비와 터보샤프트엔진용 2단 원심형 압축기 시험리그의 형상 및 단면도를 나타낸다. 한국항공우주연구원에서는 국내에서 최초로 고압력비의 다단 원심압축기에 대한 성능시험을 성공적으로 수행하여 설계 검증에 활용하였고, 케이싱트리트먼트 형상에 따른 서지 특성을 평가하여 다양한 시험평가 데이터베이스를 구축할 수 있었다⁽⁷⁻⁹⁾.

Fig. 5는 역류형 연소기 구성품에 대한 엔진 상사조건에서의 성능시험평가 수행 결과를 제시한 그림으로, Fig. 5(a)는 역류형 연소기 성능시험평가를 위한 섹터형 연소기 시험리그 및 다양한 당량비 조건에서의 화염 가시화 결과, Fig. 5(b)는 환형(full annular) 연소기 시험리그 및 설비 구성도, Fig. 5(c)는 연소기 출구에서의 온도측정 결과를 나타낸 그

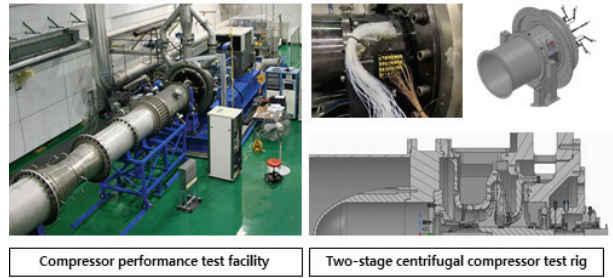
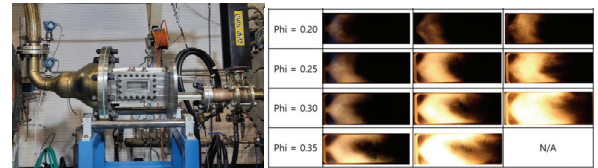
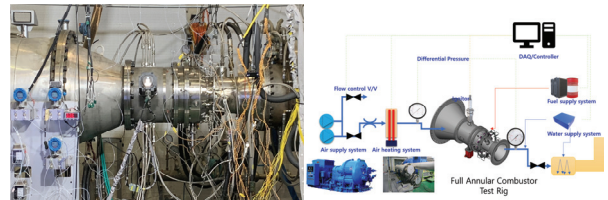


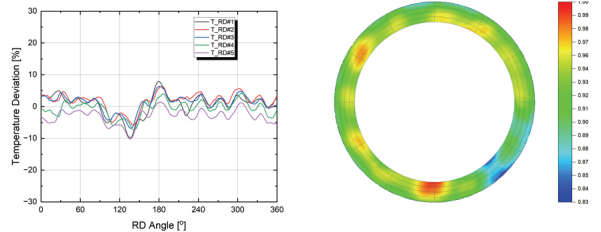
Fig. 4 Compressor performance test facility and two-stage centrifugal compressor test rig



(a) sector combustor test rig and flame visualization test



(b) full annular combustor test rig and test facility



(c) Combustor exit temperature profile measurement results
Fig. 5 Reversed flow combustor performance test⁽¹⁰⁾

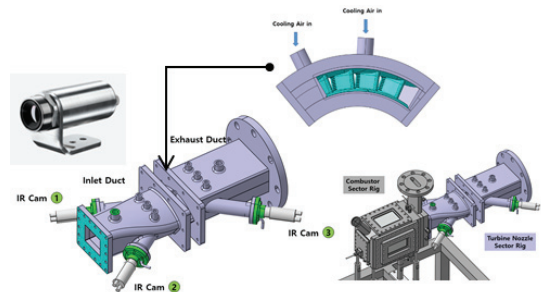
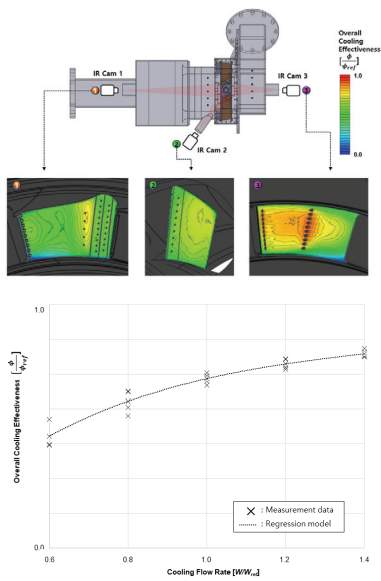
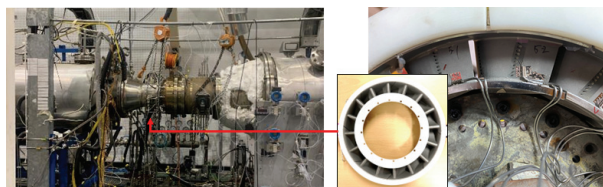


Fig. 6 Schematic of turbine sector cascade test rig

림이다. 해당 시험은 모두 중압(10 bar 이하)의 상사조건에서 수행한 결과로, 섹터 연소기 시험을 통해 다양한 연료노즐 형상에 대해서 성능을 검증하고 최적의 연료노즐 형상 설계 균을 도출하였으며, 환형 연소기 시험을 통해 최종 성능



(a) Overall cooling effectiveness measurements using IR cameras⁽¹¹⁾



(b) full annular combustor-turbine cascade test rig

Fig. 7 Turbine nozzle vane cooling performance tests

을 검증하였다. 현재는 2022년도부터 착수한 가스발생기 모듈 통합기술 개발 과제에서 Fig. 3에서 설명한 엔진 실운용 조건 시험평가 인프라를 활용한 연소기 성능시험을 준비 중이다.

본 과제에서는 축류형 냉각 터빈에 대한 엔진 상사조건에서의 냉각성능 시험평가를 수행하였으며, 냉각유량에 따른 냉각효율 설계 요구사항을 만족하는 것을 확인하였다. Fig. 7(a)에는 1단 터빈 노즐 베인에 대한 냉각효율 측정시험 결과를 제시하였다. 또한, 환형 연소기 시험리그와 통합한 고온 환경 시험리그를 구현하여(Fig. 7(b)), 중압(10 bar 이하) 고온(1,600K 이상)의 연소가스 환경에서의 냉각 성능을 평가하고 이를 설계조건, 상사조건 시험결과와 비교하였다. 해당 시험을 통하여 냉각 터빈 구성품에 대한 중온중압의 엔진 상사조건 시험과 고온고압의 실운용조건에서의 성능시험결과를 상호 보완적으로 활용할 수 있음을 확인하였다.

냉각 터빈의 경우도 연소기 구성품과 마찬가지로 2022년 착수한 후속 연구개발과제를 통하여 엔진 실운용조건에서의 냉각성능평가 및 표면온도 측정기술 연구를 수행 중이다.

앞서 언급한 엔진 상사조건 및 실운용조건에서의 성능 시험평가 기술 고도화를 위하여 다양한 측정기술에 대한 연구 개발을 병행하여 수행 중이다. 특히 열화상 카메라와 연계하

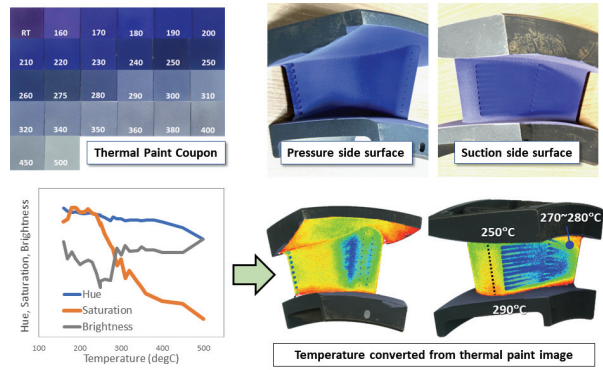


Fig. 8 Examples of surface temperature measurement using thermal paint technique for turbine nozzle guide vane under similarity testing conditions⁽¹²⁾

여 2-color 파이로미터 기법을 적용한 표면온도 측정기법 연구, Fig. 8에 예시된 써멀페인트를 적용한 표면온도 측정 연구⁽¹²⁾, 광학 프로브를 구현하여 외부에서 광학적으로 측정이 어려운 영역에 대한 비접촉식 온도측정기법 등 측정 정확도 개선 및 측정 가능 영역 확장 연구를 병행하고 있다.

2.1.3 핵심 구성품 열유동 고신뢰성 해석 기술

한국항공우주연구원에서는 2010년대 초반부터 가스터빈 엔진 고압터빈 및 냉각기술, 냉각이 적용된 고압터빈에 대한 대용량 해석 기술을 연구하여 왔으며, 신뢰성을 높이기 위한 방안으로 대와류모사기법(Large Eddy Simulation)을 적용한 냉각 성능해석 연구를 수행하여 왔다.

연구개발 초기 단계에는 Fig. 9 및 Fig. 10과 같이 비교적 단순한 형상인 평판에서의 막냉각기법에 대한 해석 및 시험 결과와의 비교, 개선 연구를 수행하였고^(13,14), 최근 연구개발 과제에서는 3차원 형상의 터빈 구성품, 즉 1단 터빈 노즐 베인 및 블레이드 형상에 대한 대와류모사 해석을 수행하였다. (Fig. 11) 특히 실제 시험조건과 유사한 경계조건을 구현하기 위하여 경계층 처리기법 연구, 주유동 난류생성 모사기법 적용, 비정상상태의 연소기 출구 조건을 터빈 입구에 부여하는 기법을 적용하는 등 해석 정확도를 높일 수 있는 기법 연구

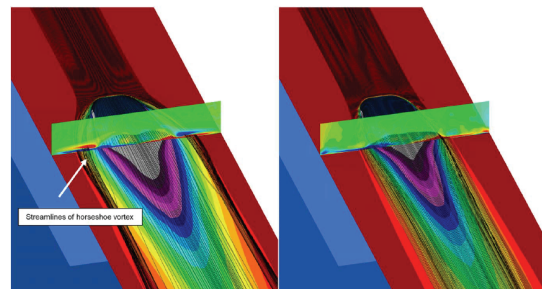


Fig. 9 Time-averaged streamline distributions without trip (left) and with 0.5D trip strip at 20D upstream of the film cooling hole (right)⁽¹³⁾

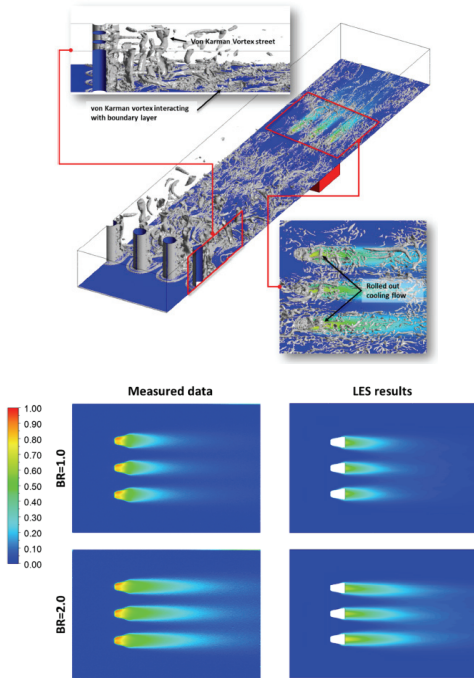


Fig. 10 Comparison of film cooling effectiveness distributions between experimental measurements and LES results with turbulence generating grid⁽¹⁴⁾

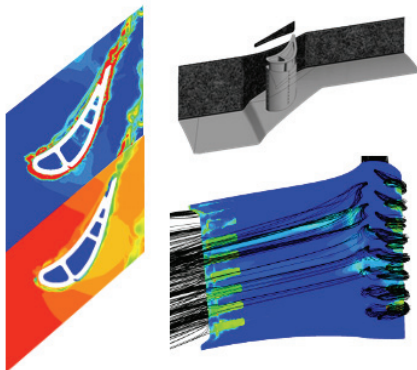


Fig. 11 LES of cooled turbine vane

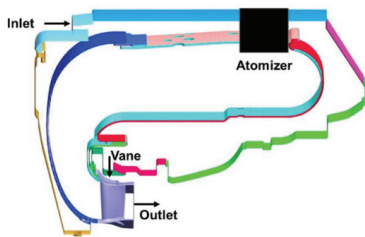


Fig. 12 Example of schematic of the combustor-NGV joint model⁽¹⁶⁾

를 수행하였다.

터빈의 냉각성능은 연소기와의 상호작용에 따른 영향이 크기 때문에, 해외에서도 최근 들어 연소기와 터빈의 상호작용

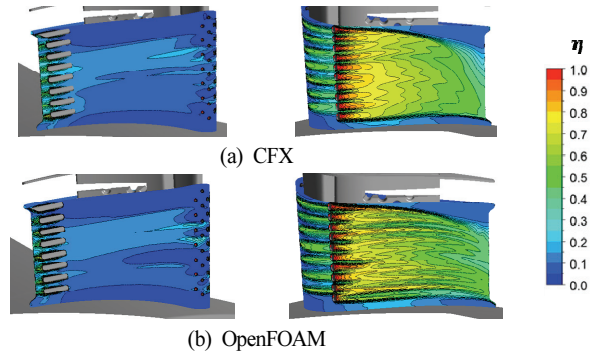


Fig. 13 Comparison of adiabatic film cooling effectiveness on the nozzle surface⁽²⁰⁾

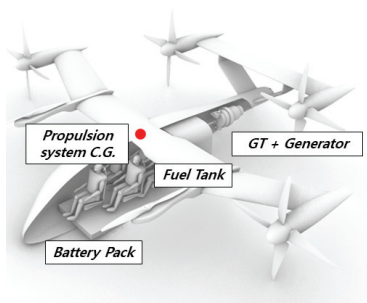
용에 대한 연구를 심도 깊게 수행 중이다⁽¹⁵⁻¹⁹⁾. Fig. 12는 터보샤프트엔진 역류형 연소기-축류 터빈 통합해석 형상의 예시를 나타낸다. 이러한 연구개발 동향을 고려하여, 한국항공우주연구원에서는 한화에어로스페이스와 함께 터보샤프트엔진의 연소기-터빈을 통합한 모델에 대한 열유동 해석을 수행하고 있다. 이러한 연구를 통해 기존의 단위 구성품 별 해석 시의 성능과 비교 분석을 수행하고, 엔진 개발 단계에서의 설계 시 고려사항 식별 및 개선하는 연구를 수행 중이다.

위에서 기술한 가스터빈엔진 핵심 구성품 열유동 해석기술 연구는 ANSYS CFX 등의 상용 소프트웨어를 활용하여 수행되었다. 한국항공우주연구원에서는 이와 병행하여 오픈소스 기반의 열유동 해석기법을 연구개발 중이다. Fig. 13에 제시된 바와 같이, OpenFOAM을 활용하여 가스터빈 구성품에 대한 열유동 해석을 수행하고 이를 상용 소프트웨어와 비교하여 OpenFOAM 해석기법의 가용성을 평가하였고⁽²⁰⁾, 이를 확장, 발전시켜 독자적인 해석 소프트웨어를 확보할 수 있도록 추진하고자 한다.

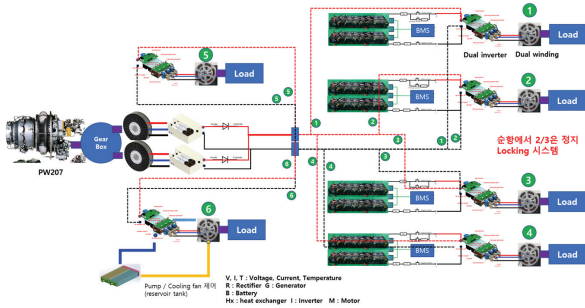
이러한 대규모의 해석기법 연구는 고성능 병렬해석 인프라를 구축하고 운영하는 것이 필요한데, 항공추진연구부에서는 자체적으로 약 2,000코어의 CPU로 구성된 병렬해석 클러스터를 구축하여 운영하고 있으며, 이와 병행하여 한국과학기술정보연구원에 구축되어 있는 슈퍼컴퓨터를 활용한 해석 연구를 수행하고 있다.

2.2 가스터빈 기반 하이브리드 전기추진시스템 연구개발

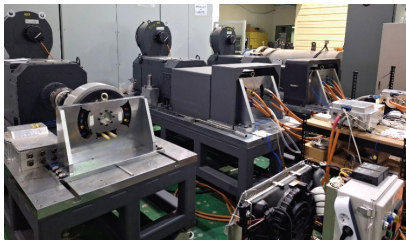
UAM(Urban Air Mobility)는 도심 내(intra-city)의 차세대 이동수단으로 주목받으며 2010년대 후반부터 전 세계적으로 활발한 연구개발이 수행되어 왔다. 최근에는 AAM(Advanced Air Mobility)라는 개념으로 확장되면서 도심 내 및 도심 간(inter-city) 이동수단으로의 활용이 고려된 연구개발이 이루어지고 있다. 이때 UAM/AAM 기체의 추진시스템으로는 현재까지는 대부분 배터리 기반의 전기동력 추진시스템을 채용하고 있으나, 상대적으로 적은 유상하중 및 짧은



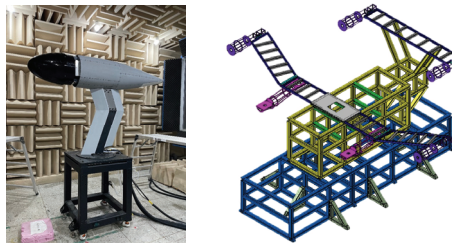
(a) Conceptual design of eVTOL with hybrid propulsion system



(b) schematic of GT based hybrid propulsion system



(c) hybrid propulsion system performance test rig



(d) nacelle-integrated cooling system and iron bird design

Fig. 14 Gas turbine based hybrid propulsion system research activities at KARI

비행시간으로 인한 문제가 대두되고 있다. 이에 대한 대안으로 가스터빈엔진 기반의 하이브리드 전기추진시스템이 고려되고 있으며, 해외 가스터빈엔진 제조사에서는 터보제너레이터(turbogenerator)라는 가스터빈-발전기 시스템을 이용한 전기추진시스템을 제안하고 있다.

한국항공우주연구원에서는 2021년부터 전기동력 추진시스템의 문제를 해결하기 위한 방안으로 4~5인승급 eVTOL (Fig. 14(a))에 대한 가스터빈엔진 기반 하이브리드 전기추진시스템에 대한 연구개발에 착수하였다.

Fig. 14는 주요 연구개발 결과를 제시한 그림이다. Fig. 14(b) 및 Fig. 14(c)는 한국항공우주연구원에 구축된 가스터빈 기반 하이브리드 전기추진시스템의 구성도 및 통합성능시험장치의 사진을 나타낸다. 설계 상 400kW급 이상 급의 가스터빈 발전기 시스템이 요구되나, 현재 수행 중인 과제에서는 시스템 통합 운용 및 제어기술 개발을 위하여 160kW급 가스터빈엔진(PBS사 TS-100 엔진)을 활용하여 통합 시험평가를 수행 중이다.

전기추진시스템은 각 구성품들의 냉각을 위한 열관리(thermal management)가 매우 중요한 요소기술 중 하나이다. 따라서 나셀(nacelle)과 통합된 수냉식 냉각시스템을 설계/제작하였고, 이를 Fig. 14(d)에 제시된 바와 같이 공동시험을 통한 성능 검증 및 개선 설계 연구를 수행 중이다.

현재 수행 중인 하이브리드 추진시스템의 지상 통합시험 및 냉각시스템 연구의 성숙도가 확보되는 2026년도에는 Fig. 14(d)의 우측에 예시된 것과 같은 아이언버드(iron-bird)에 추진시스템을 장착하여 통합성능시험을 수행할 예정이다.

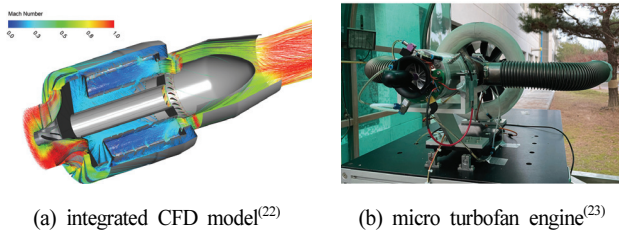
2.3 마이크로 가스터빈엔진 연구개발

마이크로 가스터빈엔진은 통상 추력 1,000N 이하의 엔진을 의미하며, 기존에는 레저용 비행기에 적용되는 사례가 많았으나, 최근 저비용 소형 무인항공기(UAV) 분야를 중심으로 군사용 및 상업용 플랫폼에서 수요가 지속적으로 증가하고 있다. 특히 2010년대 중반부터 군사용 다목적 무인기 및 무인기용 마이크로 가스터빈엔진의 활용도가 급격히 증가하면서, 독일, 네덜란드 등 대표적인 해외 마이크로 가스터빈엔진 제작사로부터의 엔진 수급이 어려워지고 수출 통제를 강화하는 움직임이 있는 등 기술의 중요도가 높아지고 있다.

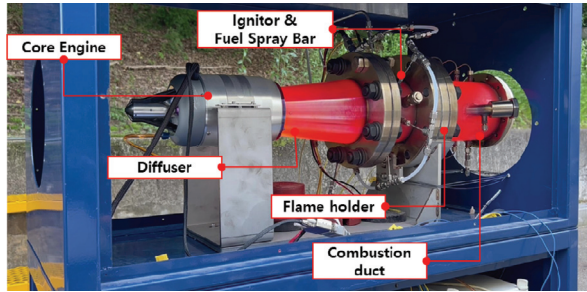
우리나라에서는 2000년대 초반 몇몇 기업에서 마이크로 가스터빈엔진 연구개발을 수행한 바 있으나, 수요처 확보의 어려움, 가격경쟁력 확보의 어려움 등으로 인하여 상용화까지 연계되지는 못하였다.

한국항공우주연구원에서는 2010년대 중반부터 항공용 마이크로 가스터빈엔진에 대한 연구를 지속적으로 수행하여 오고 있다. 이러한 연구는 마이크로 가스터빈엔진의 설계 및 성능해석, 구성품 성능 전산해석을 비롯하여 엔진 통합해석 모델 개발, 아두이노를 활용한 엔진 제어로직 구현, 터보프롭엔진을 활용한 터보팬 엔진 개조개발, 애프터버너 장착 고속 추진시스템 연구 등 다양한 방향의 연구를 포함하며, 이외에도 국내 중소기업과의 협력을 통한 최대 추력 300N급 마이크로 가스터빈엔진 국산화 연구개발을 병행하였다.

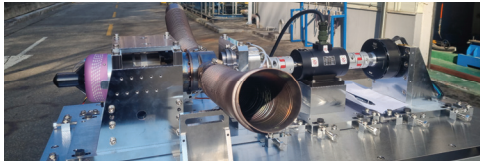
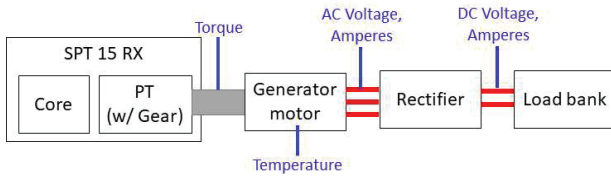
한국항공우주연구원에서 수행한 마이크로 가스터빈엔진 관련된 연구개발 수행내용은 Kang 등⁽²¹⁾에 상세히 기술되어 있으며, 대표적인 연구성과들은 Fig. 15에 제시되어 있다.



(a) integrated CFD model⁽²²⁾ (b) micro turbofan engine⁽²³⁾



(c) micro turbine engine with afterburner⁽²⁴⁾



(d) micro gas turbine based turbogenerator

Fig. 15 Examples of micro gas turbine engine research activities at KARI

3. 가스터빈 고온부품 관련 선행기술 연구개발

3.1 적층제조 기술 연구개발

적층제조(additive manufacturing) 기술은 가스터빈엔진의 복잡한 설계 형상을 비교적 용이하게 구현하면서 고성능화 및 고효율화, 부품 수 및 공정 절감을 할 수 있는 선행기술로, 미국과 유럽에서는 이미 1990년대부터 적층제조 기술에 대한 연구를 수행하였고, 일부 구성품에 대해서 금속 적층제조기술을 이용한 항공용 가스터빈엔진 부품 상용화가 이루어진 상황이다. 우리나라는 해당 기술의 후발주자로서 2010년대 초반부터 다양한 연구개발이 추진되어 왔으나, 아직 엔진 부품 상용화를 위한 기술, 즉, 적용 소재기술, 제조 기술, 물성치 데이터베이스 구축, 적층제조 기반 설계 기술 등은 일부 산업/발전용 가스터빈엔진 부품화를 제외하면 기초적인 단계에 있으며, 기술성숙도를 높이기 위한 연구가 필요한 실정이다.

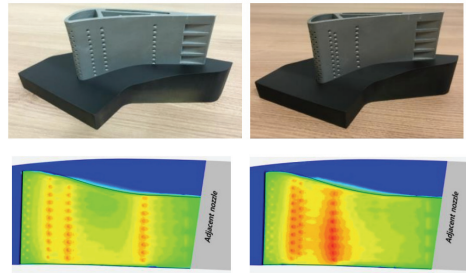


Fig. 16 Overall cooling effectiveness measurements for additively manufactured(AM) turbine nozzle vanes⁽²⁵⁾

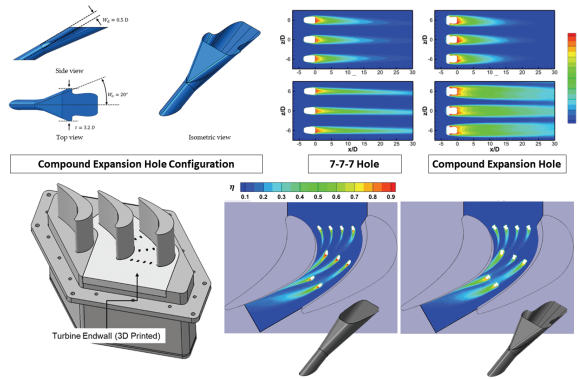


Fig. 17 Film cooling performance improvement study with compound expansion holes^(26,27)

한국항공우주연구원에서는 2010년대 초반부터 가스터빈 열전달 및 냉각설계기술, 시험평가기술 관련 원천 연구개발 과제를 수행하여 왔으며, 냉각설계 시험평가용 시제 제작에 적층제조기술을 활용하여 왔다. Fig. 16 및 Fig. 17에 예시된 바와 같이, 터빈 노즐 베인 및 블레이드 시체에 대하여 다양한 냉각설계를 적용한 시험평가를 수행하였고, 적층제조형상 구현 특성을 고려한 성능평가를 수행하였다.

특히 Fig. 17에 예시된 복합확장 막냉각홀은 막냉각홀의 전연(leading edge) 부분에 추가 확장 형상을 적용한 형상으로, 기존의 가공방식으로는 구현이 어려우나 적층제조 기술을 적용하면 용이하게 형상을 구현할 수 있다.

복합확장 막냉각홀을 적용하는 경우 높은 분사비 조건에서도 막냉각 유체가 안정적으로 표면을 보호할 수 있도록 설계된 형상으로, 분사비가 낮을 때는 기존 7-7-7 막냉각홀과 유사한 냉각효율을 보이나, 분사비가 높을 때 기존 7-7-7 막냉각홀에 비해 월등히 높은 냉각효율을 보이는 것을 확인하였다.

2016년부터는 마이크로 가스터빈엔진 연구개발과 연계하여 금속 적층제조 기술을 활용한 설계/해석 및 부품화 연구를 수행하여, 핵심 구성부품의 고성능화 및 경량화, 부품/공정수 절감 설계기술에 대한 연구를 수행하였다.

Fig. 18에 제시된 바와 같이, 엔진 부품에 대한 금속 적층제조 제작을 수행하여 적용성을 평가하고, 핵심 구성품에 대한 적층제조 기반 설계 개선 연구를 수행하여, Fig. 19에 예

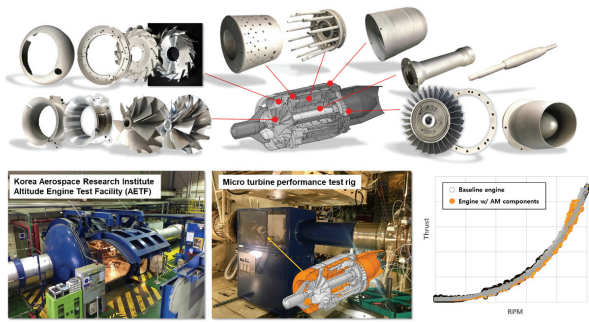


Fig. 18 Additively manufactured components in micro gas turbine engine and performance test with AM components at KARI Altitude Engine Test Facility⁽²⁸⁾

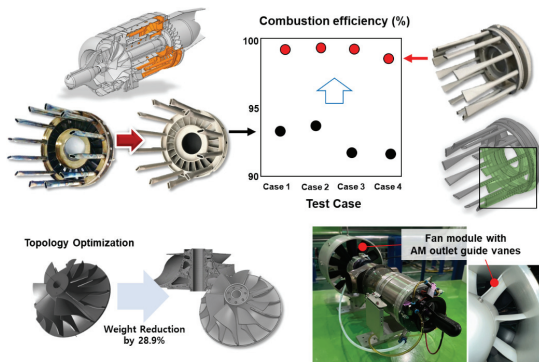


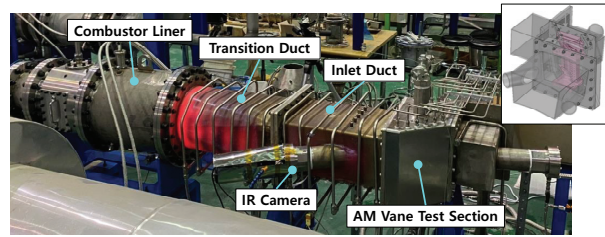
Fig. 19 Examples of part consolidation and performance improvements for micro turbine engine using AM technology⁽²⁸⁾

시된 바와 같이 연소기의 경우 연소효율이 대폭 개선되는 결과를 얻을 수 있었다. 연소기 시험평가 형상 및 개선설계에 따른 성능 개선결과는 Kim 등^(29,30)에 제시되어 있다. 또한, 위상최적화(topology optimization) 연구를 통하여 회전체 부품에 대한 경량화 설계형상을 도출하였다.

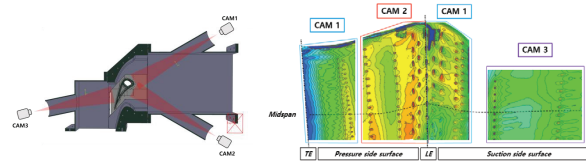
최근에는 발전용 가스터빈엔진 터빈 노즐 베인에 대한 적층제조 시제 성능 시험평가 연구를 수행하여 오고 있다. 2022년부터 2024년까지 연세대학교에서 주관한 과제에 참여하여, 한국항공우주연구원에 구축되어 있는 시험평가 인프라를 활용한 7FA급 발전용 가스터빈엔진 1단 터빈 노즐 베인에 대한 냉각성능 평가를 수행하였고, 900°C 이상의 높은 연소가스 환경에서 터빈 냉각설계 형상 및 냉각유량에 따른 성능평가 연구를 수행하였고, 적층제조 설계에 따른 영향성을 평가하였다. (Fig. 20)

최근에는 두산에너빌리티의 지원 하에, 두산에너빌리티에서 개발 중인 대형 가스터빈엔진에서 적층제조기술 기반 설계가 적용된 터빈 노즐 베인에 대한 엔진 상사조건에서의 냉각성능 평가 연구를 수행 중이며, 가스터빈 핵심 구성품에 대한 적층제조 기술 적용성 및 성능 개선, 시험평가 연구를 지속적으로 수행할 예정이다.

이와 같이 한국항공우주연구원에서는 금속적층제조기술



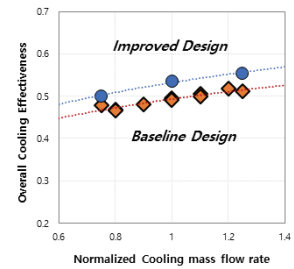
(a) cooling performance test rig



(b) contour plots of overall cooling effectiveness on the surface



(c) AM turbine vane



(d) average overall cooling effectiveness

Fig. 20 Cooling performance tests for AM turbine vane under warm air and hot combustion gas conditions

에 대한 설계/해석, 제작 및 부품화, 부품 및 시스템 단위 시험평가 등의 연구를 수행하여 왔으며, 이는 차후 첨단항공엔진 및 터보샤프트엔진 등 유무인 비행체용 가스터빈엔진 부품화를 위한 연구에 활용될 수 있을 것이다.

3.2 초내열 복합소재 기술 연구개발

세라믹복합소재(ceramic matrix composite, CMC)는 Fig. 21에 예시된 바와 같이 기존의 니켈계 금속 대비 200°C 이상 내열 한계온도가 높으며, 구조적 물성치는 동등 수준 이상, 밀도는 니켈계 금속의 1/3 수준이기 때문에 가스터빈 엔진의 고성능화 및 경량화를 위한 핵심 요소기술로 인식되고 있다. 이에 따라 미국을 선두로 하여 세라믹복합소재부품에 대한 연구개발 및 상용화가 활발히 진행 중이다. 일례로써, 미국 GE에서는 CFM LEAP 엔진에 대하여 슈라우드 부품에 대한 상용화 적용 중이며⁽³²⁾, XA100, T900 등 차세대 항공엔진에 대하여 CMC를 적용한 연구개발을 지속적으로 수행하고 있다. 일본 IHI사에서는 차세대 전투기용 항공엔진 XF9-1의 터빈 슈라우드 부품에 CMC를 적용한 바가 있다⁽³³⁾.

한국항공우주연구원에서는 2010년대 중반부터 산업통상

자원부의 지원 하에 SiC_f-SiC 세라믹 복합소재 부품에 대한 고온 환경 및 열주기 시험평가 연구를 수행하여 오고 있다.

가스터빈 고온부품을 모사한 세라믹 복합소재 시제 제작은 국내 중소기업 및 출연연에서 담당하였으며, 해당 시제에 대하여 최고 1,500°C 이상의 연소가스 환경 하에서 내열 성능을 평가하였다. 이때의 시험 대상 시제 형상은 터빈 노즐 베인을 모사한 익형 형태의 시제, 터빈 슈라우드 형상을 모사한 시제, 원형 덕트형 시제 등이다. 연소가스 환경은 가스터빈 연소기 출구에서의 온도 및 마하수를 모사하였고, NASA에서의 연구사례⁽³⁴⁾를 참고하여, Fig. 22와 같은 주기적인 온도 변화 조건을 구현하여 최대 200주기 이상의 열주기 시험(thermal cycle test)을 수행하여 내열 성능을 평가하였다.

Fig. 23은 시험리그의 구성 개략도를 보여주며, Fig. 24는 에어포일 시제 및 슈라우드 시제에 대한 고온 연소가스 환경 열주기 시험 중의 사진을 나타낸 그림이다. 2024년도 기준 총 200주기 이상의 열주기 시험을 수행하고, 시험 전과 후의 비파괴 검사(CT 촬영)를 통해 내부조직의 손상을 평가하는 연구를 수행하였다. Fig. 25는 CT 촬영 결과를 예시로 나타낸 그림으로, CT 촬영결과 분석을 통해 세라믹 복합소재 시제 내부의 결함 여부, 시험 후 균열 발생, 표면 삭마 정도 등을 평가할 수 있었다.

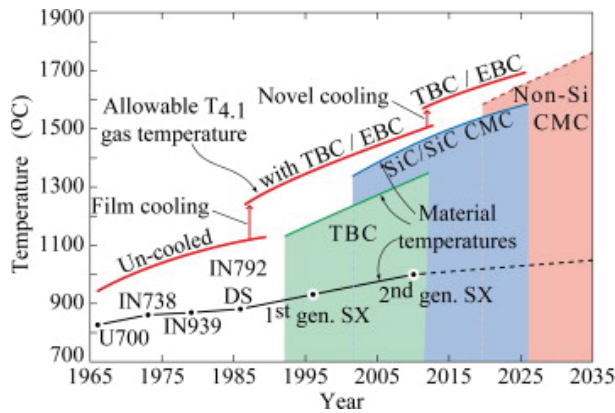


Fig. 21 The evolution of turbine blade materials, coatings, and turbine inlet gas temperature⁽³¹⁾

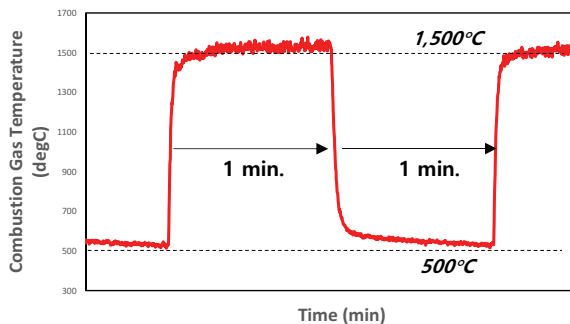


Fig. 22 Combustion gas temperature profile during one whole cycle of CMC airfoil and shroud thermal cycle tests

이러한 연구를 통하여 세라믹 복합소재의 내열성능 및 가스터빈 고온부품으로의 적용성(feasibility)을 평가할 수 있었으며, 항공엔진 국산화 개발 및 성능개량 연구를 위한 세라믹복합소재 부품화 기술 연구개발을 추진 중이다.

4. 결 언

우리나라에서는 2022년 말 ‘첨단항공 가스터빈엔진·부품’ 기술이 과학기술정보통신부에서 발표한 12대 국가전략기술의 50개 중점기술분야에 포함되었으며, 2024년 말 산업통상자원부에서 발표한 국가첨단전략기술, 2023년 방위사업청에서 발표한 10대 국방전략기술에 반영되는 등, 항공용 가스터

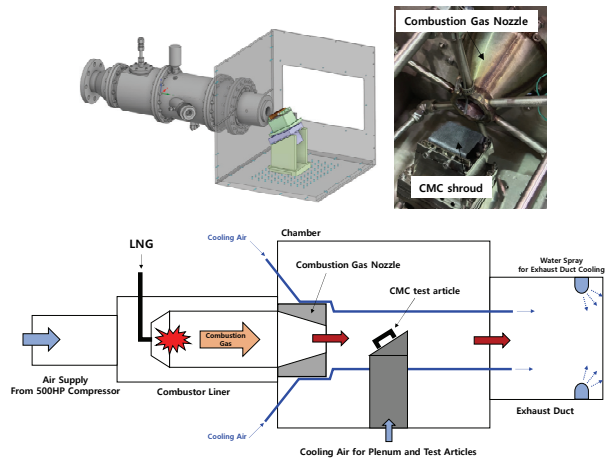


Fig. 23 Burner rig test apparatus for thermal cycle tests

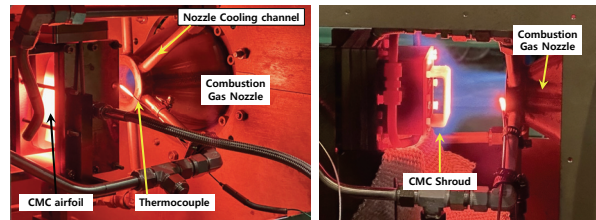


Fig. 24 Photographs of thermal cycle tests for CMC airfoil and shroud using burner rig test apparatus

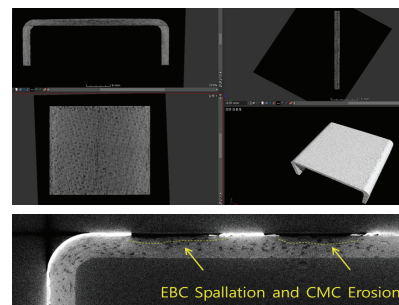


Fig. 25 Examples of CT images of CMC shroud after thermal cycle test

빈엔진 기술의 중요성이 그 어느 때보다 높아진 것을 알 수 있다. 이에 따라 최근 방위사업청에서는 14년간 3.35조원을 투입하여 추력 16,000 lbf급 첨단항공 가스터빈엔진을 개발하고자 하는 추진계획을 공식 발표하기도 하였다. 또한 우리나라에서는 2010년대 후반부터 1,000마력급 터보샤프트엔진 및 터보프롭 엔진 국산화 개발, 다양한 무인비행체용 가스터빈엔진 연구개발을 수행 중으로, 그 어느 때보다 독자 기술 확보 및 기술경쟁력 강화를 위한 노력을 기울이고 있다.

한국항공우주연구원은 지난 30여년간 국내의 가스터빈엔진 및 핵심 구성품 기술 개발에 매진하여 왔으며, 이러한 연구개발 성과를 기반으로 최근에는 1,000마력급 터보샤프트엔진 등 항공용 가스터빈엔진의 국산화 연구개발과 시험평가 인프라 확충, 친환경 전기추진시스템 연구, 마이크로 가스터빈엔진 연구, 적층제조 기반 터빈 고온부품 냉각설계 및 검증, 차세대 내열소재 기술 등의 다양한 선도기술 연구를 병행하고 있다. 또한, 한국항공우주연구원은 국내 항공용 가스터빈엔진 연구개발을 통해 확보한 설계, 해석, 시험평가 기술을 기반으로 산업/발전용 가스터빈엔진의 독자 연구개발을 지원하고 있다.

한국항공우주연구원은 앞으로도 가스터빈 관련 핵심기술 연구개발을 꾸준히 수행하고, 첨단 항공 가스터빈엔진을 비롯한 다양한 국내 가스터빈엔진 독자개발에 참여하여 그간의 선도기술 연구개발 성과를 활용하여 기술경쟁력을 높이고, 국내 가스터빈엔진 산업의 성장 및 세계 시장 진출을 통한 산업생태계 활성화, 관련 산학연 전문인력 양성 및 확보에 기여하고자 한다.

후 기

본 연구는 방위사업청의 재원으로 국방기술진흥연구소의 지원을 받아 ‘가스발생기 고온부 설계/해석 품질 적합성 검증’ 과제(KRIT-CT-22-042)의 일환으로 수행되었습니다.

References

- (1) Kim, J., Rhee, D. H., Kim, H., Park, T. C., Kang, Y., S., 2023, “Research Activities on Aviation Gas Turbine Engine Development at Korea Aerospace Research Institute,” *KSME Journal*, Vol. 63, No. 4, pp. 34-39.
- (2) Ko, K. M., Cho, S.-H., Ahn, C., and Lee, B., 2021, “Preliminary Design of Turboshaft Engine for UAV,” *Proceeding of the 2021 KSPE Fall Conference*, KSPE 2021-1035.
- (3) Moriai, H., Nakae, T., Miyake, Y., Inada, M., 2008, “Research and Development of a Combustor for an Environmentally Compatible Small Aero Engine,” *Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. Technical Review*, Vol. 45, No. 4, pp. 9-15.
- (4) Shimodaira, K., Yamamoto, T., 2013, “JAXA High-Pressure Combustion Test Facilities and Temperature Measurements,” *Journal of the Combustion Society of Japan*, Vol. 55, No. 173, pp. 255-263.
- (5) Penko, P. F., Fraser, B., Adkins, S. E., Wey, C., 2003, “The High-Pressure Combustion Facility at the NASA Glenn Research Center,” *ASME Paper No. GT2003-38013*.
- (6) Kim, J., Choi, M. H., Jo, H., Kim, H. M., Rhee, D. H., Kim, J., 2025, “Introduction of High Pressure Combustion Test Facility for Gas Turbine Engine Combustor in Korea Aerospace Research Institute,” *Journal of the Korea Society of Propulsion Engineers*, under review.
- (7) Park, T. C., Park, S. H., Lim, B. J., Cha, B. J., Kang, Y. S., Rhee, D. H., 2023, “Experimental Investigation of Casing Treatment on Aerodynamic Performance of Centrifugal Compressor for 1000shp-class Turboshaft Engine,” *Proceedings of the 2023 KSF Annual Summer Meeting*, Gangwon, Korea.
- (8) Park, T. C., Lim, B. J., Cha, B. J., Kang, Y. S., Rhee, D. H., Lee, J. S., Ahn, C., 2023, “Experimental Study on Performance of 2-Stage Centrifugal Compressor for 1000shp-class Turboshaft Engine, Part I-Aerodynamic Performance,” *Proceedings of the 2023 KSF Annual Winter Meeting*, Jeju, Korea.
- (9) Lim, B. J., Park, T. C., Cha, B. J., Kang, Y. S., Rhee, D. H., Lee, J. S., Ahn, C., 2023, “Experimental Study on Performance of 2-Stage Centrifugal Compressor for 1000shp-class Turboshaft Engine, Part II-Surge Characteristic,” *Proceedings of the 2023 KSF Annual Winter Meeting*, Jeju, Korea.
- (10) Kim, J., Kim, H., Lee, S., Rhee, D. H., Hwang, D., Kim, J., Ahn, C., Seo, J., 2024, “Research on Performance Test of Reverse Flow Annular Combustor of 1,000shp-Class Turboshaft Engine,” *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 28, No. 1., pp. 46-55.
- (11) Chung, H., Rhee, D. H., Kang, Y. S., Ahn, C., Lim, B., Seo, J., 2023, “Similarity test for cooling performance evaluation of 1st stage turbine vane in turboshaft engine,” *The KSF Journal of Fluid Machinery*, Vol. 26, No. 6, pp. 7-15.
- (12) Rhee, D. H., Chung, H., Ahn, C., Nho, Y. C., Seo, J., 2023, “A Feasibility Study of Thermal Paint on Turboshaft Engine Gas Generator Turbine Cooling Performance Similarity Tests,” *2023 KSF Summer Meeting*.
- (13) Kang, Y. S., Jun, S., Rhee, D. H., 2022, “Large Eddy Simulations on Fan Shaped Film Cooling Hole With Upstream Boundary Layer Turbulence Effect Generated by Trip Strip,” *ASME Journal of Thermal Science and Engineering Applications*, Vol. 14, No. 3, 031006.

- (14) Kang, Y. S., Rhee, D. H., Song, Y. J., Kwak, J. S., 2021, "Large Eddy Simulations on Film Cooling Flow Behaviors with Upstream Turbulent Boundary Layer Generated by Circular Cylinder," *Energies*, Vol. 14, No. 21, 7227.
- (15) Miki, J., Wey, T., Moder, J., Ameri, A., Celestina, M., Suder, J., 2020, "Numerical Study of Combustor-Turbine Interactions Using Open-National Combustion Code (Open-NCC)," RTRC Full-Engine Simulation Workshop, NASA Glenn Research Center.
- (16) Verma, U., Zori, L., Basani, J., Rida, S., 2019, "Modeling of Combustor and Turbine Vane Interaction," ASME Paper No. GT2019-90325.
- (17) Tomasello, S. G., Andreini, A., Meloni, R., Cubeda, S., Andrei, L., Michelassi, V., 2022, "Numerical Study of Combustor-Turbine Interaction by Using Hybrid RANS-LES Approach," ASME Paper No. GT2022-82139.
- (18) Krumme, A., Buske, C., Bachner, J. R., Dahnert, J., Tegeler, M., Ferraro, F., Govert, S., Koclan, F., di Mare, F., Pabs, A., 2019, "Investigation of Combustor-Turbine Interaction in a Rotating Cooled Transonic High-Pressure Turbine Test Rig: Part 1 – Experimental Results," ASME Paper No. GT2019-90733.
- (19) Govert, S., Ferraro, F., Krumme, A., Buske, C., Tegler, M., Kocian, F., di Mare, F., 2019, "Investigation of Combustor-Turbine Interaction in a Rotating Cooled Transonic High-Pressure Turbine Test Rig: Part 2 – Numerical Modeling and Simulation," ASME Paper No. GT2019-90736.
- (20) Kim, S. M., Rhee, D. H., Kang, Y. S., 2025, "A study on the Feasibility of OpenFOAM for the Thermal Fluid Analysis of High-Pressure Cooled Turbine Vane," *The KSFJ Journal of Fluid Machinery*, accepted.
- (21) Kang, Y. S., Chung, H., Rhee, D. H., Lee, D. E., Kim, S., 2025, "Research and Development Status of Micro Gas Turbine for Aviation at Korea Aerospace Research Institute," *The KSFJ Journal of Fluid Machinery*, under review.
- (22) Chung, H., Rhee, D. H., Kang, Y. S., 2021, "Simulation of Aero-propulsion Micro Gas Turbine Engine Using CFD," *The KSFJ Journal of Fluid Machinery*, Vol. 24, No. 1, pp. 5~12.
- (23) Hwang, Y., Kim, S., Lee, D. E., Rhee, D. H., Chung, H., Kang, Y. S., 2024, "Design and Performance Evaluation of Low Bypass Micro Turbofan Engine Based on Micro Gas Turbine," *The KSFJ Journal of Fluid Machinery*, Vol. 27, No. 5, pp. 16~27.
- (24) Lee, D. E., Kim, S., Hwang, Y., Kang, Y. S., Rhee, D. H., 2024, "A Study of Afterburner Design and Performance Evaluation for Micro Gas Turbine Engine," *Proceedings of the 2024 KSFJ Annual Summer Meeting*, Gangwon, Korea.
- (25) Rhee, D. H., Kang, Y. S., Cha, B. J., Lee, S., 2017, "Overall Cooling Effectiveness Measurements on Pressure Side Surface of the Nozzle Guide Vane with Optimized Film Cooling Hole Arrangements," ASME Paper No. GT2017-63421.
- (26) Kim, S., Lee, D. E., Kang, Y. S., Rhee, D. H., 2023, "Experimental Study on the Improvement of the Film Cooling Effectiveness of Various Modified Configurations Based on a Fan-Shaped Film Cooling Hole on a Flat Plate," *Energies*, Vol. 16, No. 23, 7752.
- (27) Kim, S., Lee, D. E., Kang, Y. S., Rhee, D. H., 2023, "Experimental Study on the Improvement of Film Cooling Effectiveness of Various Modified Configurations Based on a Fan-Shaped Film Cooling Hole on an Endwall," *Energies*, Vol. 16, No. 23, 7733.
- (28) Rhee, D. H., Huh, J. S., Kang, Y. S., Chung, H., 2024, "Performance Improvement of Micro Turbine Engine with Additive Manufacturing Technology," *ASME Mechanical Engineering Magazine – Global Gas Turbine News*, Vol. 65, No. 1, pp. 56-57.
- (29) Kim, J., Kim, H., Park, P., Rhee, D. H., 2019, "Performance Test of Metal 3D Printed Micro Gas Turbine Engine Combustor," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 6, pp. 51-58.
- (30) Kim, J., Kim, H., Park, P., Rhee, D. H., 2019, "The Effect of Vaporizer Shape on Combustion Performance for Micro Gas Turbine Engine Combustor," *KSPE Fall Meeting, KSPE 2019-2297*.
- (31) Richards, B. T., Wadley, H. N. G., 2014, "Plasma spray deposition of trilayer environmental barrier coatings," *Journal of the European Ceramic Society*, Vol. 34, No. 12, pp. 3069-3083.
- (32) Steibel, J., 2019, "Ceramic matrix composites taking flight at GE Aviation," *American Ceramic Society Bulletin*, Vol. 98, No. 3, pp. 30-33.
- (33) Kawase, M., Edahiro, M., Miyairi, Y., Takamura, R., Oyobe, T., Suganuma, W., Takahara, Y., Kimura, T., Matsumoto, Y., 2019, "Research on a Fighter Engine," *Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2019, IGTC-2019-204*.
- (34) Verrilli, M., Calomino, A., Robinson, R. C., Thomas, D. J., 2004, "Ceramic Matrix Composite Vane Subelement Testing in a Gas Turbine Environment," ASME Paper No. GT2004-53970.