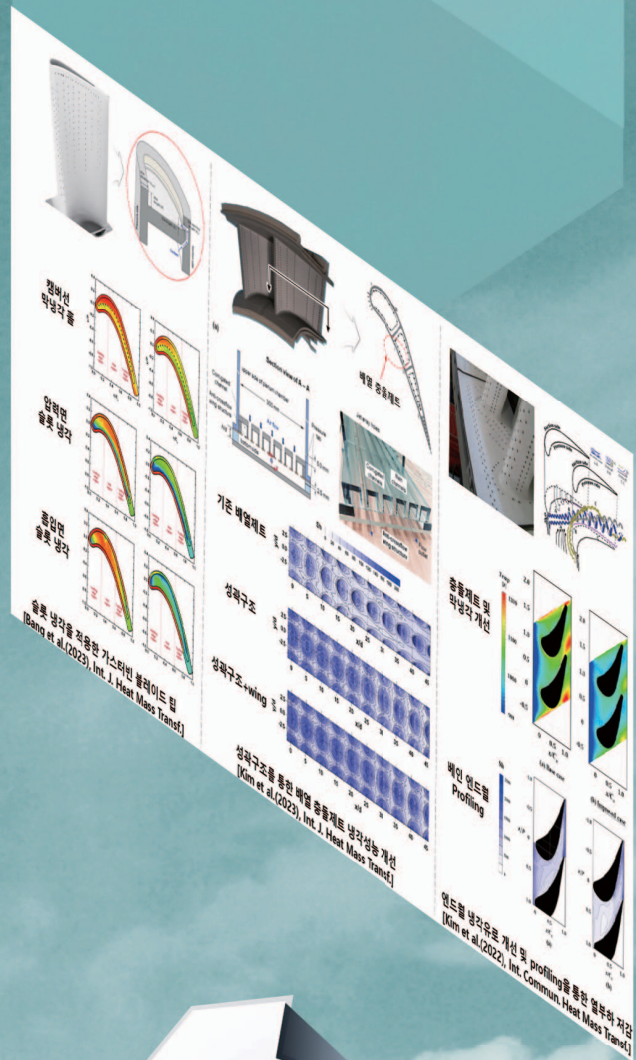
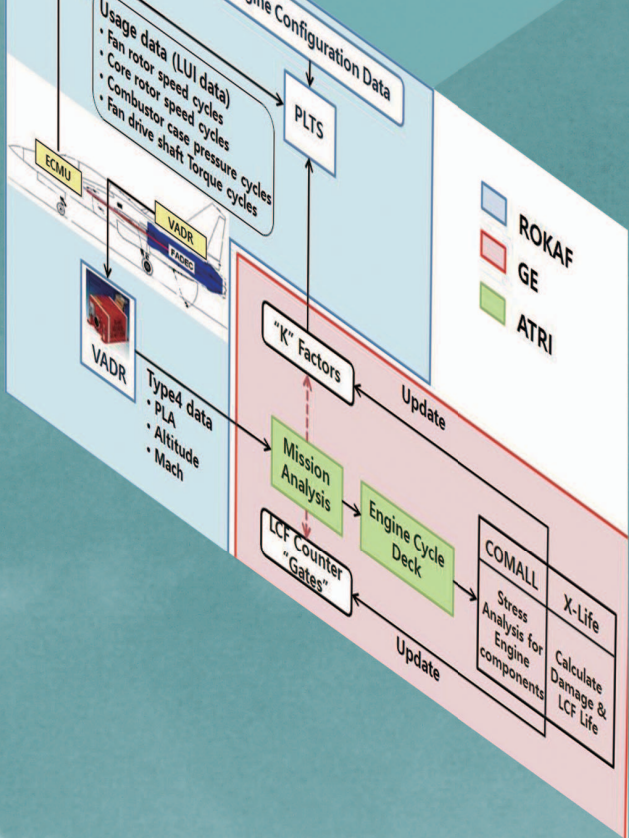


THEME

첨단 항공 가스터빈 엔진 개발

● 담당위원 : 조형희 교수(연세대학교)

- THEME 00 첨단 항공 가스터빈 엔진 개발의 필요성
- THEME 01 미래 전장의 유무인 전투기 복합 운영 체계와 첨단 항공 엔진 개발
- THEME 02 항공용 가스터빈 엔진 개발을 위한 한국항공우주연구원의 연구 현황
- THEME 03 군용 항공기 엔진의 임무 환경 분석과 수명 해석 기법
- THEME 04 첨단 엔진용 항공 소재 국산화 개발을 위한 제언
- THEME 05 첨단 항공 가스터빈 엔진 개발에 필요한 고온 부품 냉각 기술



조 형 희 연세대학교 기계공학과 교수

| e-mail: hhcho@yonsei.ac.kr

‘첨단 항공 가스터빈 엔진’은 국가적 연구 역량을 결집해 확보해야 할 기술이다. 항공 선진국들은 항공 가스터빈 엔진의 추력 강화, 연비 향상, 경량화, 다목적화 등의 연구를 통해 민간 및 군용 항공 엔진을 고도화하였고, 이를 국가 전략 물자/기술로 분류하여 수출입 허가 및 기술 이전 등에서 제한적인 상황으로 인해 국내 자체 개발 엔진의 필요성이 대두되고 있다. 또한, 국내 공중 전투 임무기의 도태 기종으로 인해 추가 도입에 따른 항공 엔진의 급격한 수요 증가와 미래 전장 환경에서의 유·무인 복합 체계로의 발전 방향에 따라 새로운 무인기 시장의 폭발적 성장에 따른 첨단 엔진 수요가 증가할 것으로 전망된다. 이에 발맞춰 정부는 첨단 항공 엔진 개발을 위한 추진 방향 및 목표와 함께 관련 부처의 정책 수립을 통해 개발 의지를 드러내고 있다. 방위사업청에서는 2021년 8월 ‘첨단 항공 엔진 연구 개발 추진 방안 연구’ 용역 기획 과제를 통해 항공 가스터빈 엔진의 산업 환경, 국내 개

발 필요성, 국내 기술 수준 및 개발 환경, 개발 목표를 분석하여 항공 가스터빈 엔진 연구 개발 로드맵을 제시하는 작업에 착수하였다. 이어서 방위사업청은 2022년 3월 제1회 첨단기술사업 관리위원회를 개최하고 ‘미래 전장에 혁신을 가져올 게임체인저 8대 기술 개발’을 위한 미래도전국방기술 추진 방향으로 ‘고추력 항공기 엔진 국내 자체 개발’을 제시하였으며, 과학기술정보통신부는 2022년 10월 국가과학기술자문회의 전원회의의 ‘국가전략기술 육성방안’에서 12대 국가 전략 기술 분야 중 50대 세부 중점 기술에서 우주항공·해양 기술로 ‘첨단 항공 가스터빈 엔진·부품’을 선정하였다. 이와 같은 정부의 추진 의지는 ‘첨단 항공 가스터빈 엔진’ 개발의 어려움을 방증하는 것이며, 항공 가스터빈 엔진 개발을 위해서는 단계적인 기술 축적을 통한 핵심 원천 기술 확보가 성공의 열쇠가 될 것이다.

THEME 01

미래 전장의 유무인 전투기 복합 운영 체계와 첨단 항공 엔진 개발

류 세 현 한화에어로스페이스 항공엔진연구센터 수석연구원 | e-mail: sehyun.ryu@hanwha.com
 현 철 호 한화에어로스페이스 항공사업부 수석연구원 | e-mail: ch94.hyun@hanwha.com

이 글에서는 유무인 항공기 개발 및 유무인 전투 임무기 복합 체계에 대한 동향을 살펴보고, 국내 항공 무기 체계의 진정한 개발 자립화 및 선진화를 위한 엔진 독자 개발에 대한 전략적인 접근 방향을 제시하고자 한다.

유무인 복합 체계와 항공 엔진

미래 전장에서는 공중 전력 우위 확보를 위해 다양한 유무인 항공 무기 체계 수요가 지속적으로 증가될 것으로 전망된다. 국방혁신 4.0은 '3축 체계'를 강화하고 공군은 '4대 핵심 능력 강화'의 발전 방향으로 '유무인 전투 비행 체계' 확보를 포함하고 있다.

유무인 전투 비행 체계는 개발/생산/유지에 막대한 비용과 인적 자산이 소모되는 유인기의 전투력을 효과적이고 경제적으로 대체할 수 있는 방안이고, 이에 무인기의 역할은 점차 확대되어 무인기의 성능이 유인기와 동등한 수준으로 요구될 것으로 예측된다.

따라서 무인기에도 높은 성능을 갖는 첨단 항공 엔진에 대한 많은 수요가 발생할 것이다. 한편, 최근 미국과 유럽은 무인기용 엔진에 대해서 수출 통제를 강화하고 있어, 증가하는 수요와 대외 안보 환경 변화에 대응하기 위해서는 독자적인 첨단 항공 엔진의 개발 및 확보가 필요하다. 이 글에서는 유무인 항공기 개발 및 유무인 전투 임무기 복합 체계

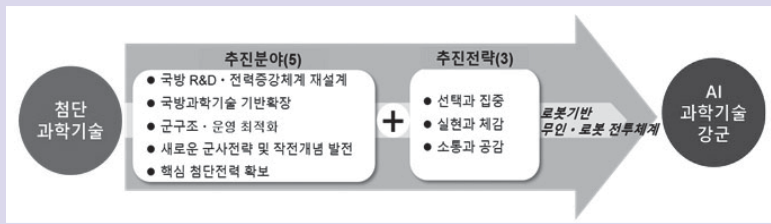


그림 1 국방혁신 4.0 개념도(출처 : 국방혁신 4.0 추진단 2차 회의, 2022. 8. 10. 발표)

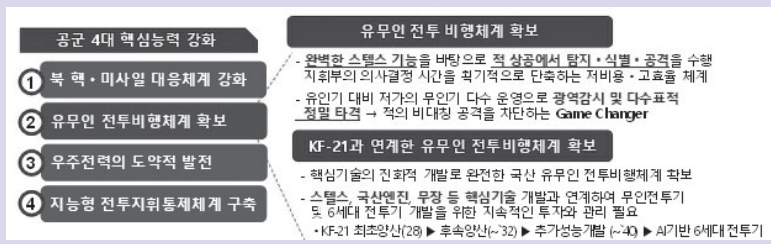










그림 2 공군 4대 발전 방향(출처 : 최준송 소장(공군본부 기획관리참모부장), 공군전력 발전 방향 세미나, 2022. 5. 4. 발표)

에 대한 동향을 살펴보고, 국내 항공 무기 체계의 진정한 개발 자립화 및 선진화를 위한 엔진 독자 개발에 대한 전략적인 접근 방향을 제시하고자 한다.

유무인기 개발 동향

해외 주요 국가는 기존 무인기 임무를 '통신 중계,

표 1 미국과 유럽의 무인기 개발 현황(출처 : 김규범 외, 국내외 군사용 무인기 개발동향 분석 및 북한무인기 대응방안 제언, 2021. 11.)

	Appellation	Picture	Specification	Engine
고고도	Global Hawk (RQ-4B)		Range : 22,780km / Altitude : 19,500m Endurance : 28H / Speed : 575km/h	RR AE 3007H (터보팬, 10,000 lbf)
	Sentinel (RQ-170) Stealth UAV		Range : 1,000km, estimated Altitude : 15,200m estimated Endurance : unknown	Unknown
중고도	GNAT750		Range : 1,100km / Altitude : 7,600m Endurance : 12H / Speed : 130~193km/h	왕복엔진
	Predator (RQ-1B)		Range : 1,100km / Altitude : 7,620m Endurance : 24H / Speed : 130~217km/h	왕복엔진
	Grey Eagle (MQ-1C)		Range : 1,100km / Altitude : 8,840m Endurance : 25H / Speed : 130~309km/h	왕복엔진
	Reaper (MQ-9)		Range : 1,850km / Altitude : 15,000m Endurance : 28H / Speed : 276~313km/h	하니웰 TPE331-10 (터보프롭, 960HP)
저고도	Scan Eagle		Range : 100km / Altitude : 6,000m Endurance : 20H / Speed : 200km/h	왕복엔진
전투기	X-47B		Range : -km / Altitude : -m Endurance : 9H / Speed : -km/h	F100-PW-220U (터보팬, 17,000lbf)


















	Appellation	Picture	Specification	Engine
고고도	Zepher (UK)		Altitude : 30,000m Endurance : 3 month	태양광
	nEUROn (Multi-national)		Range : 000 km / Altitude : 30,000m Speed : 980km/h (In development)	RR Adour (터보팬, 9,000lbf)
중고도	Eagle-1 (France)		Range : 1,000km / Altitude : 7,620m Endurance : 24H	왕복엔진
	Taranis (UK) Stealth		Range : 3,500km / Altitude : 11,500m Speed : 1,060km/h (In development)	RR Adour (터보팬, 9,000lbf)
	LUNA (Germany)		Range : 100km / Altitude : 3,500m Endurance : 8H / Speed : 70km/h	왕복엔진
저고도	Phoenix (UK)		Altitude : 2,800m Endurance : 5H / Speed : 166km/h	왕복엔진
	KZO (Germany) Stealth		Range : 150km / Altitude : 3,500m Endurance : 4H / Speed : 220km/h	왕복엔진
	Sperwer (France)		Range : 200km / Altitude : 4,800m Endurance : 5H / Speed : 167km/h	Unknown

표 2 중국과 이스라엘의 무인기 개발 현황(출처 : 김규범 외, 국내외 군사용 무인기 개발동향 분석 및 북한무인기 대응방안 제언, 2021. 11.)

	Appellation	Picture	Specification	Engine
고고도	Xianglong		Range : 2,550km / Altitude : 18,000m Endurance : 10H / Speed : 750km/h	Shenyang WP13 (터보제트, 9,700lbf)
	Tiany		Range : 7,000km / Altitude : 15,000m Endurance : 6H / Speed : 750km/h	Unknown
중고도	Lijian		Range : 1,200km / Altitude : 13,000m Endurance : 3H / Speed : March 1	Shenyang WP7 (터보제트, 8,700lbf)
	WJ-600		Range : 2,100km / Altitude : 10,000m Endurance : 3~5H / Speed : 200km/h	Unknown
저고도	Wing Loong		Range : 4,000km / Altitude : 5,000m Endurance : 20H / Speed : 280km/h	왕복엔진
	Chai Hong		Range : 740km / Altitude : 3,500m Endurance : 5H / Speed : 170km/h	왕복엔진

	Appellation	Picture	Specification	Engine
중고도	Hermes 900		Range : 2,500km / Altitude : 9,145m Endurance : 36H / Speed : 220km/h	왕복엔진
	Heron		Range : 3,300km / Altitude : 10,000m Endurance : 52H / Speed : 207km/h	왕복엔진
	Searcher II		Range : 120km / Altitude : 6,100m Endurance : 18H / Speed : 200km/h	왕복엔진
저고도	Skylark II		Range : 60km / Altitude : 4,550m Endurance : 4H / Speed : 65km/h	전기모터
	Scout		Range : 100km / Altitude : 4,600m Endurance : 7H / Speed : 176km/h	왕복엔진

감시/정찰, 공격’에서 ‘근거리 전자 공격, 중심 타격’ 등 전투 분야로 확대하여, 유인기의 임무를 대체하는 것을 적극적으로 추진 중에 있다. 무인기 개발에 가장 앞선 것으로 평가되는 미국의 경우 저고도에서 고고도 무인기 등 전 분야에 걸쳐 무인기를 운영 중에 있으며, 무인 전투기 개발(X-47B)로 적 중심 타격, 공대공 무장 등 유인기의 임무를 일부 대체하고, 무인 공중 급유기 역할을 수행하여 유인기의 작전 반경을

확대하고 있다. 프랑스는 무인기 체계 통합 업체와 항공전자 업체가 협력하여 다양한 임무 장비 개발 능력이 우수하며, 이를 바탕으로 중고도 장기 체공 무인기인 Eagle-1 개발과 무인 공격기 nEUROn을 개발 중에 있다.

전통 방산 강국인 이스라엘의 경우 다양한 중동 전쟁 경험을 바탕으로 세계 최고 수준의 (무인기 제작) 기술력을 보유하고 있으며, 주로 저고도 및 중고도용

	4세대	4.5세대	5세대	6세대
특징	<ul style="list-style-type: none"> • 디지털 항전장비 • 디지털 비행제어 기술 (Fly by Wire) • 기계식 레이더 	<ul style="list-style-type: none"> • AESA레이더 • 고성능 항전장비 	<ul style="list-style-type: none"> • 스텔스 	<ul style="list-style-type: none"> • AI • 지향성 에너지 무기 • 자율화 • 유무인복합운영
비고	F-16, Su-27, Mig-29	F-15EX, 유로파이터, J-10, KF-21	F-22, F-35, J-20, Su-27	

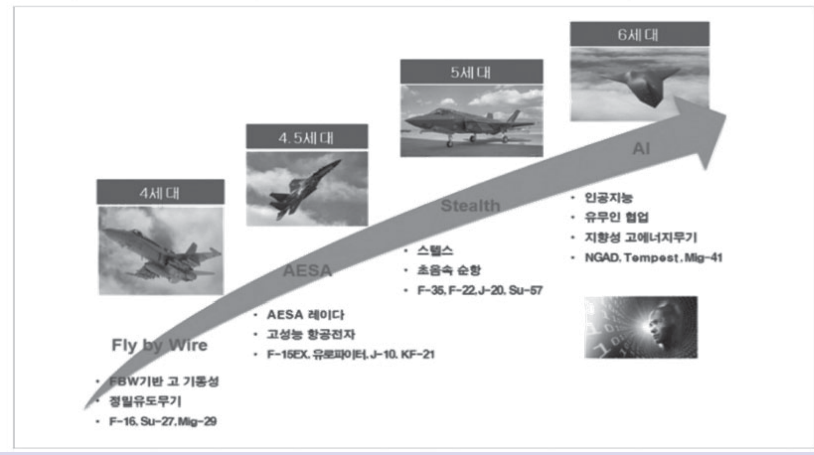


그림 3 세대별 전투기 특징 및 6세대 전투기 주요 성능(출처 : 월간 '국방과 기술', 2022. 5.)

[6세대 전투기 주요성능]

- ◆ 장거리 작전 수행 능력
- ◆ 침투, 원점 타격

AI

- 빅데이터 고속병렬처리 가능한 GPU기술
- 딥러닝 기반의 AI기술

스텔스

- 5세대 전투기 이상의 스텔스 형상기술
- 레이더 반사 저감 및 전파흡수 기술

엔진

- 높은 비행속도 및 장거리 순항능력이 가능한 가변사이클 엔진 기술 및 고효율화를 위한 세라믹섬유복합소재 등 소재 기술
- 다양한 센서 및 지향성 에너지 무기 운용을 위한 높은 전원 공급 능력

무인기를 개발하여 전 세계 무인기 시장의 상당 부분을 점유하고 있다. 후발 주자인 중국의 경우 전술급 무인기 개발 및 운영을 하고 있으며, 최근에는 장기 체공 무인기 ‘Wing Loong’과 ‘Chai Hong-4’, 고고도 무인기 ‘Xianlong’을 개발하여 실전 배치하였고, 상대적으로 저렴한 가격을 내세워 중동 및 아프리카 국가에 수출을 확대하고 있다.

전장 환경이 복잡해지고, 무인기만으로는 복잡한 미래 전장 환경 대응이 제한되므로 각국에서는 6세대 항공기를 경쟁적으로 개발 중에 있으며, 이전 세대 대비 주요 특징으로는 ‘AI’, ‘지향성 에너지 무기’, ‘자율화 및 유무인 복합 운영’에 있다.

세계 각국의 유무인 전투 임무기 복합 체계

1) 미국(Skyborg 프로그램)

미국 공군연구소의 유무인 전투 임무기 복합 체계

핵심 기술 개발 계획으로 Skyborg 프로그램이 있다. 이미 2019년에 초기 소프트웨어 테스트를 실시하였으며, 2023년까지 실전 배치를 목표로 하고 있고, F-35A 혹은 F-15의 업그레이드형에 윙맨 역할의 무인기를 통합시켜 운영할 계획이다. 복합 체계의 운영 개념은 레이더 등 센서를 탑재한 ‘센서 유인기’가 목표를 지정하면 ‘슈터 무인기’가 공격하는 개념이다. 대표적인 참여 기업으로는 보잉, 제너럴 아토믹스, Kratos, 노스롭그루먼 등이 있다.

2) 호주(ATS)

호주의 공군은 Air Power Teaming System 사업을 미국보다 먼저 시작하였는데, 보잉사의 호주 법인이 개발 중인 무인기 체계 개발 사업이다. 로열 윙맨 (Loyal Wingman)으로 불리는 이 기체는 이미 초도 비행에 성공했으며, 유인기 통제를 받는 무인기이지만 AI 기술의 적용으로 조종사의 통제 부담을 덜어주고 자체적인 판단하에 작전이 가능하다. AI를 통해서

합동 작전을 하는 것을 목표로 개발 중이며 개발 과정에서 유무인기 협동 작전 능력을 연구할 계획이다. 기본적으로 전자전, 정찰 기능을 중점으로 개발되며 현재까지 별도의 무장에 대한 탑재 계획은 없지만, 다목적 페이로드 시스템을 적용해서 기수 부분의 모듈을 교체하는 것만으로 다양한 임무에 투입이 가능하다. 호주 공군의 F/A-18, F/A-18F, F-35뿐만 아니라 E-7A 등의 다양한 기체에서 통제가 가능하다.

3) 유럽

영국은 TEMPEST 프로그램으로 6세대 전투 임무기 및 유무인 전투 임무기 복합 체계를 개발 중이다. BAE Systems, Rolls-Royce 등의 업체가 참여하여 개발을 진행하고 있다. 프랑스, 독일 주도로 6세대 전투 임무기의 유무인 복합 체계 개발 사업인 FCAS(Future Combat Air System) 사업이 진행 중이다.

4) 주변국 현황

중국은 무인 항공기인 안지안(暗劍, 음검)을 공개했고, 일본은 '전투 지원 무인 항공기' 사업으로 명명한 무인기 개발 사업을 추진 중이다. 특히 일본은 F-2의 대체 기종으로 개발을 진행 중인 차기 전투기(F-3)에 유무인 복합 체계를 통합할 계획을 수립 중인 것으로 알려졌다. 러시아도 유무인 전투 임무기 복합 체계를 개발 중이다.

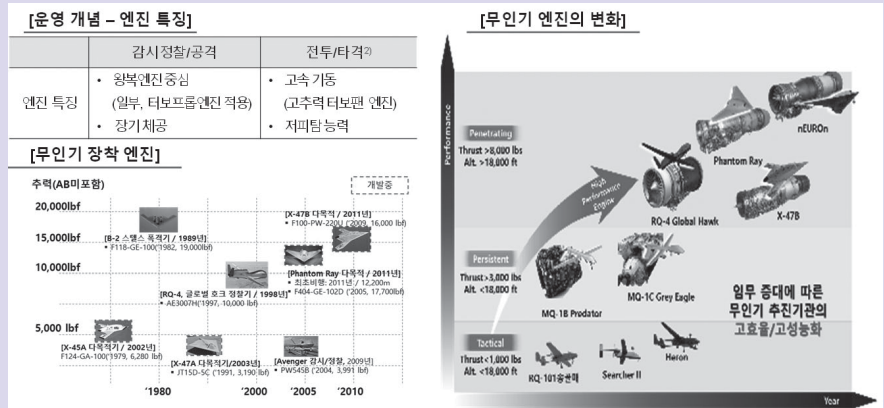


그림 4 무인기 엔진의 특징 및 변화 추세

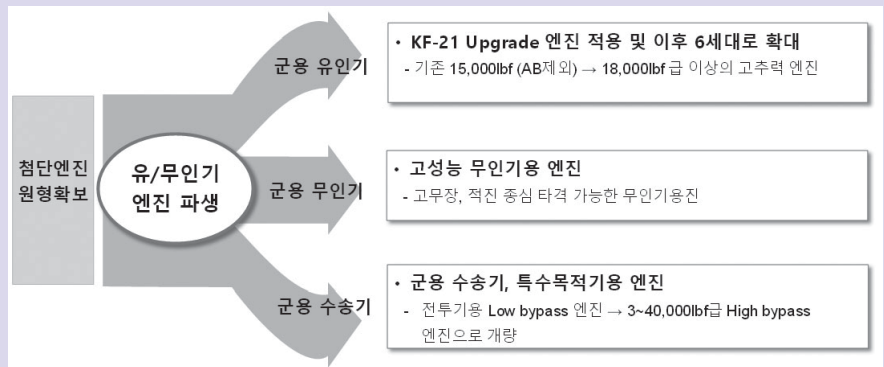


그림 5 첨단 항공 엔진 파생 개발 개념도

유/무인기 첨단 항공 엔진 개발

유무인 복합 체계의 '자율화 기술'은 비교적 조기에 확보될 것으로 보이지만, 높은 추력 및 전력 생산이 가능한 첨단 항공 엔진의 확보는 전략적인 접근이 필요하며, 개발 기간(10년 이상)과 국내 산업 생태계를 감안하여 조기에 착수하여 확보해야만 한다.

국내 항공 엔진 기술은 선진국 대비 70% 수준으로, 제작/조립은 선진 수준에 근접하고 있으며 설계/통합/소재 및 인증 기술은 트랙 레코드(track record) 부족에 의한 차이가 존재하나, 전략적인 개발 접근을 통해 고성능 무인기용 엔진 확보가 가능할 것이다. 고성능 엔진을 독자적으로 개발한 후에는 다양한 유인기/무인기/수송기 등의 파생 엔진의 적용이 가능하

로 독자적인 엔진 국산화 개발은 필수적이라고 할 수 있다.

맺음말

미래 전장에서 공중 전력 우위 확보를 위해 다양한 유무인 항공 무기 체계의 수요는 증가하고 있다. 그러나 이미 고도화된 기술을 독점한 선진국들의 기술 보호 정책 강화로 인해 국내의 항공 무기 체계 개발 환경은 어려워지고 있으며, 특히 항공용 엔진은 항공 무기 체계 개발의 핵심 요소임에도 불구하고 국내 기술 자립도가 낮은 실정이다. 항공 엔진 설계 기술을 보유

하고 있는 소수의 국가는 그 기술 수준을 높여 기술 격차를 벌려감에 따라 후발국은 항공용 엔진의 해외 구매 또는 기술 협력 생산 등에 의존하고 있으며, 이 같은 획득 방법의 종속성은 독자적 성능 개량 및 새로운 무기 체계 개발에 큰 장애물로 작용할 수 있다. 현 시점에서의 항공용 첨단 엔진 개발은 선진국과 벌어진 기술 격차가 본격적인 무인기 시대로 진입하면서 더 커지기 전에 그 차이를 줄일 수 있는 얼마 남지 않은 기회이다. 첨단 항공 엔진 개발을 통해 국내 항공 무기 체계의 진정한 개발 자립화 및 선진화를 이뤄 미래 공중 전력의 큰 핵심인 유무인 전투 체계 개발에 지장을 초래하지 않도록 준비해야 한다.

항공용 가스터빈 엔진 개발을 위한 한국항공우주연구원의 연구 현황

김 재 환	한국항공우주연구원 항공추진연구부 책임연구원	e-mail: kjaehwan@kari.re.kr
이 동 호	한국항공우주연구원 항공추진연구부 책임연구원	e-mail: rhee@kari.re.kr
김 형 모	한국항공우주연구원 항공추진연구부 책임연구원	e-mail: hmkim@kari.re.kr
박 태 춘	한국항공우주연구원 항공추진연구부 책임연구원	e-mail: origel@kari.re.kr
강 영 석	한국항공우주연구원 항공추진연구부 책임연구원	e-mail: electra@kari.re.kr

이 글에서는 한국항공우주연구원이 수행해 온 항공용 가스터빈 엔진 관련 연구를 소개하고 향후 첨단 항공 엔진 개발을 위한 한국항공우주연구원의 연구 개발 방향을 간략히 제시하고자 한다.

한국항공우주연구원의 항공용 가스터빈 엔진 연구

한국항공우주연구원은 1990년대 초 국내 최초로 가스터빈 엔진 핵심 구성품 성능 시험 설비를 구축하고 해당 설비를 활용해 1MW급 산업용 가스터빈 엔진의 압축기 및 연소기 개발에 참여함으로써 국내 터보 기계 및 가스터빈 엔진 전문 연구기관으로 성장할 수 있는 계기를 마련하였다.

항공용 가스터빈 엔진 관련 연구는 1990년대 중반

에 국제 공동 연구를 시작하면서 본격화되었는데 1994년에는 한·러 항공우주연구센터(RUKAR)를, 1997년에는 한·영 항공기술공동연구센터(KURC)를 설립하고 항공용 가스터빈 엔진 설계 및 성능 시험 기술 관련 연구를 수행하였다. 아울러 같은 시기에 수행된 ‘항공기용 엔진의 저공해 연소기 설계 기술 개발,’ ‘항공기용 엔진의 고효율 압축기 설계 기술 개발,’ ‘항공기용 엔진의 고공 환경 시험 기술 개발’ 등의 연구 결과는 국제 공동 연구 결과와 더불어 국내 항공용 엔진의 설계, 제작 및 시험 평가 기술의 기반이 되었다.

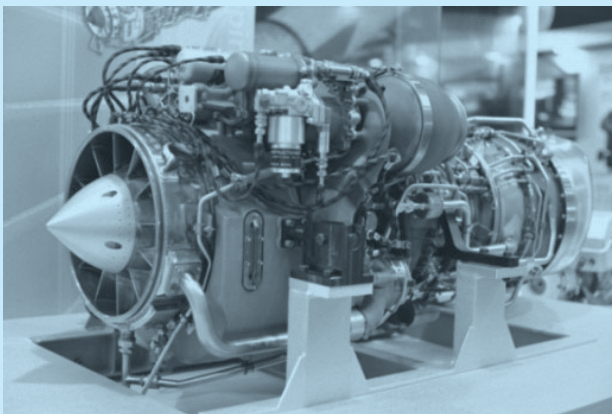


그림 1 수리온 엔진(T700-701K)

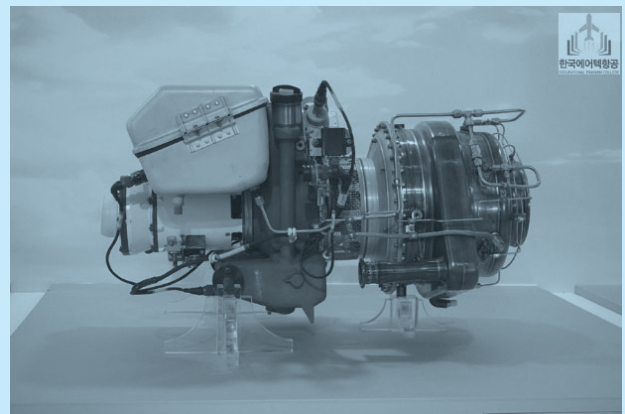


그림 2 수리온 보조 동력 장치(APU)

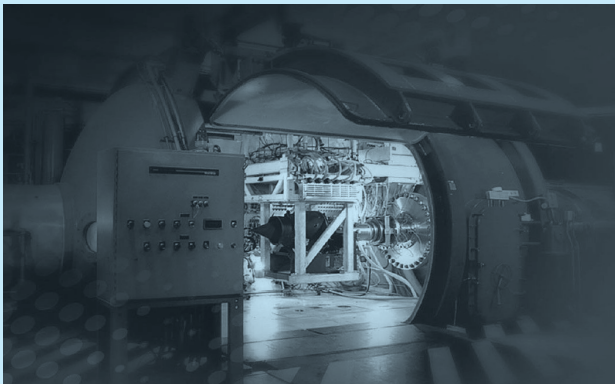


그림 3 고공 환경 시험 설비(소형 터보제트용, ~3,000lbf)

2000년대 중반에 착수된 한국형헬기개발사업(KHP)에서 엔진(국제 공동 개발, 그림 1) 및 보조 동력 장치(국내 독자 개발, 그림 2)의 개발 주관기관으로서 기술 관리 및 사업 관리를 성공적으로 수행함과 동시에, 1,800마력급 엔진의 고공 환경 시험, 동력 터빈 시험 및 보조 동력 장치의 연소기/터빈 시험을 직접 수행함으로써 한국형 기동 헬기(수리온) 전력화에 공헌하고 유인 항공기 엔진 개발에 필요한 기술 획득에 일조하였다. 특히 1990년대 말 구축된 소형 터보제트용(~3,000lbf) 고공 환경 시험 설비(Cell#1, 그림 3)와 2008년 KHP를 통해 증설된 중소형 터보샤프트 엔진(~2,500SHP) 고공 환경 시험 설비(Cell#2, 그림 4)는 현재까지도 국방 분야 독자 엔진 개발에 지속적으로 활용되고 있다.

20여 년에 걸친 산업용 가스터빈 개발 참여, 가스터빈 관련 정부 과제 수행 및 유인 항공기 엔진의 개발 주관을 통해 얻은 기술과 경험을 바탕으로 최근 10년 동안은 가스터빈 엔진의 핵심 구성품(압축기, 연소기, 터빈) 설계, 해석 및 시험 관련 연구 개발 역량 제고에 집중하고 있다.

항공용 엔진의 압축기 개발에 필요한 핵심 원천 기술 개발을 위해 2008년부터 4년간 ‘차세대 소형/고부하 압축기 다분야 통합 기술 개발’ 연구를 통해 중소형 항공기 엔진용 축류팬 및 압축기의 최적화 설계 절차 및 시험 평가 설비를 구축하고 천음속 축류 팬/압축기를 제

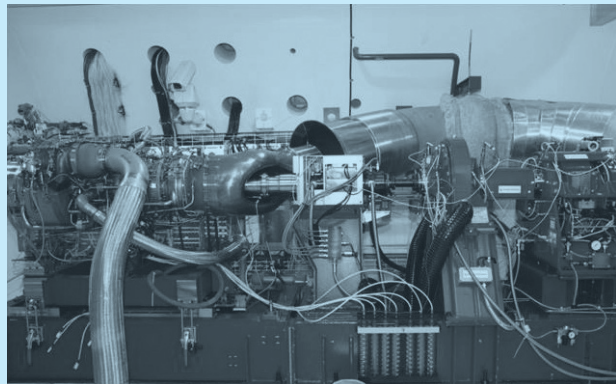
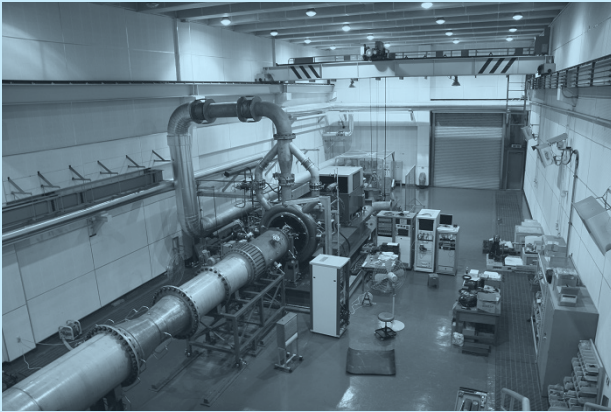


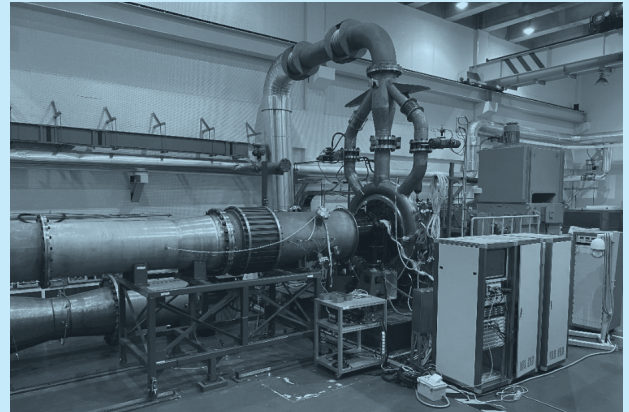
그림 4 고공 환경 시험 설비(터보샤프트용, ~2,500SHP)

작하여 팬/압축기에 대한 성능 시험, 안정성 평가 시험 등을 수행하였다. 구축된 설비(그림 5)를 통해 최대 출력 2.25MW, 최대 회전수 34,000rpm, 질량 유량 28kg/s 조건에서 팬/압축기의 성능 시험이 가능하게 되었으며 개발된 1단 천음속 팬 및 3단 천음속 압축기를 시험 설비에 장착하여 축류 압축기의 성능 평가, 스톨 발생 억제 시험(casing treatment), wet compression 시험 등의 연구에 활용하였다. 2020년부터 2년간 수행한 10,000lbf급 터보팬용 복합재 팬의 축소 모델 성능 시험 평가에서는 공력 시험뿐만 아니라 스트레인게이지(straingage) 부착형 블레이드, 텔레메트리(telemetry) 및 블레이드 팁 타이밍(blade tip timing) 센서를 활용하여 스톨 영역에서 팬 블레이드의 공력 성능 및 구조 안정성을 동시에 고찰하였다. 최근 4년간은 1,000마력급 터보샤프트 엔진의 2단 원심 압축기에 대하여 단단 및 통합단 압축기 시험 평가를 수행 중이며, 이를 위해 최대 회전수 51,000rpm까지 구동이 가능하도록 기존 설비를 개선(그림 5, 신규 모터, 증속 기어 박스 적용)하였다. 1단 압축기에는 블리드(bleed) 방식의 케이싱 트리트먼트 기술이 적용되는데, 단별 압축기 시험에서는 블리드 위치별 스톨/서지 특성 변화 연구를 수행하고 있으며, 2023년에는 통합단 성능 시험을 완료 예정이다. 현재까지 수행한 대표적인 압축기 성능 시험 시제를 그림 6에 보였다.

항공용 엔진의 연소기 분야 연구는 2000년대 초반

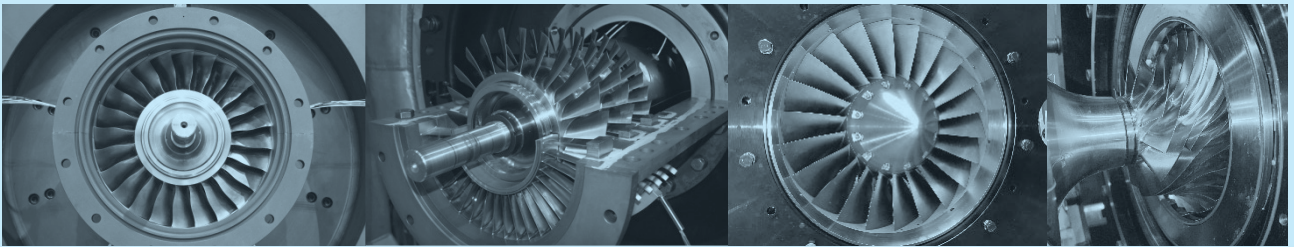


(a)



(b)

그림 5 (a) 기보유 압축기 시험 설비; (b) 성능 개량(신규 모터, 증속 기어 박스 적용) 시험 설비



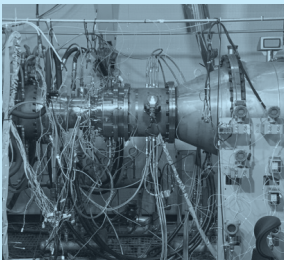
(a)

(b)

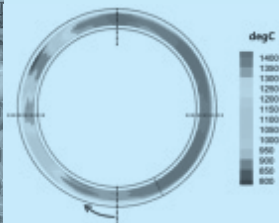
(c)

(d)

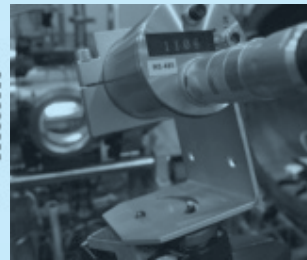
그림 6 압축기 개발 이력: (a) 1,500lbf급 터보팬 엔진용 1단 팬; (b) 6,000lbf급 터보팬 엔진용 3단 축류 압축기; (c) 10,000lbf급 터보팬 엔진용 축소형 팬; (d) 1,000shp급 터보샤프트 엔진용 1단 압축기



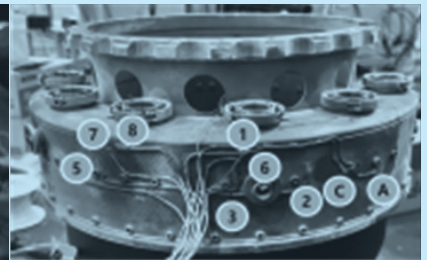
(a)



(b)



(c)

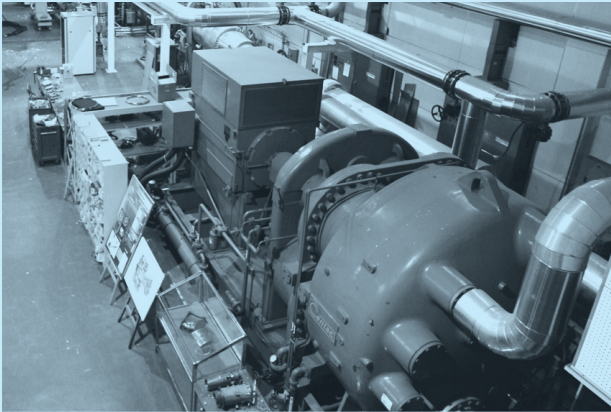


(d)

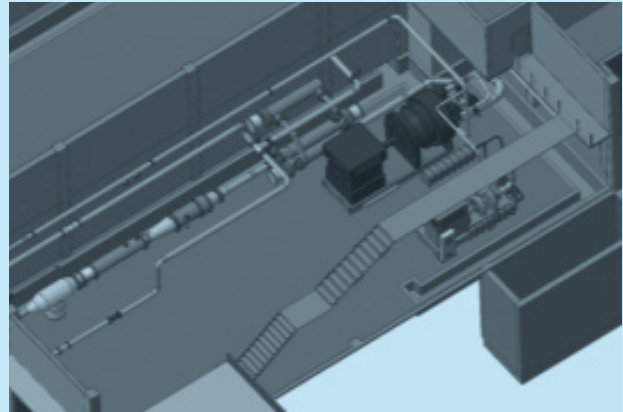
그림 7 항공용 엔진 연소기 성능 평가 시험 결과: (a) 1,000shp급 터보샤프트 엔진용 역류형 환형 연소기 성능 시험 리그; (b) Rotating device로 측정된 연소기 후류 온도 분포; (c) 섹터 연소기 가시화 시험 및 표면 온도 계측(2 color pyrometer); (d) 역류형 환형 라이너 표면 온도 계측

영국과의 국제 공동 연구로 Trent 800 엔진의 다단 연소기 성능 시험을 수행하면서 본격화되었으며, 이때 획득된 가스터빈 연소기 성능 시험 기법을 바탕으로 국내 각종 가스터빈 연소기 개발을 지원하게 되었다. 다년간 수행된 여러 연구 개발 과제를 통하여 연소 성능뿐 아니라, 연소기 내부의 유동장 및 농도장

파악을 위한 레이저 측정 기법 및 연료 분무 특성 시험 기법 등의 기술이 확보되었으며 이를 기반으로 소형 터보제트, 터보팬 및 헬기용 전자기용 보조 동력 장치 연소기 개발뿐만 아니라 발전용 대형 가스터빈의 저공해 연소기 개발에도 기여한 바 있다. 최근 1,000마력급 터보샤프트 엔진의 역류형 환형 연소기 개발(그림 7)을 위



(a)



(b)

그림 8 (a) 기보유 중저압 연소기 성능 시험 라인; (b) 구축 중인 실환경 연소기 성능 시험 라인

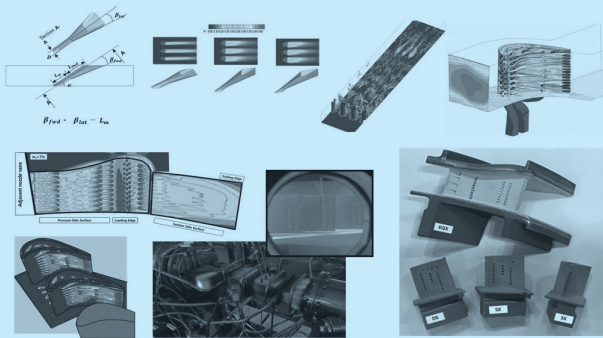


그림 9 항공용 가스터빈 엔진 고효율 막냉각 기술 개발

하여 중저압 시험 설비(최대 압력 10bar, 최대 유량 6kg/s, 최대 온도 400℃)를 운용하여 성공적인 시험/분석이 이루어지고 있으며, 해당 후속 사업의 일환으로 2024년도까지 연소기 실환경 성능 시험 라인(최대 압력 38bar, 최대 유량 7.8kg/s, 최대 온도 650℃)을 구축하고 고압 시험 기법을 확보하여 개발 연소기의 성능 및 운전 특성 계측 신뢰도를 향상시킬 계획이다.(그림 8)

항공용 엔진의 터빈 분야는 2010년대 이후 무인기용 장수명 엔진에 대한 국내 국방 수요와 함께 발전용 가스터빈의 고온 부품의 국산화 기술 수요가 대두되면서 항우연에서도 고압 터빈의 냉각 설계 및 시험 평가 기술에 주목하고 2012년부터 ‘고압 터빈의 공력-냉각-구조 설계 및 최적화 기술 개발’을 착수하여 국내에서는 최초로 냉각 터빈 설계 및 최적화 프레임워크를 구축하고, 엔진 상사 조건(similarity condition) 및 1,400℃ 이상의 고온 환경에서의 냉각 성능 시험 평가 인프라를 구축, 활용하였다. 이러한 연구 성과를 인정받아 산업통상자원부 신기술 부문 장관상을 수상(2016. 12.)하였으며, 후속 연구로 2017년부터 항공 우주부품기술개발사업의 지원하에 산학연 공동으로 ‘항공용 가스터빈 엔진 고효율 막냉각 기술 개발’을 수행, 다양한 고효율 막냉각 설계/해석/시험 평가 기술 및 정밀 가공/단결정 정밀 주조 제작 기반 기술을 확

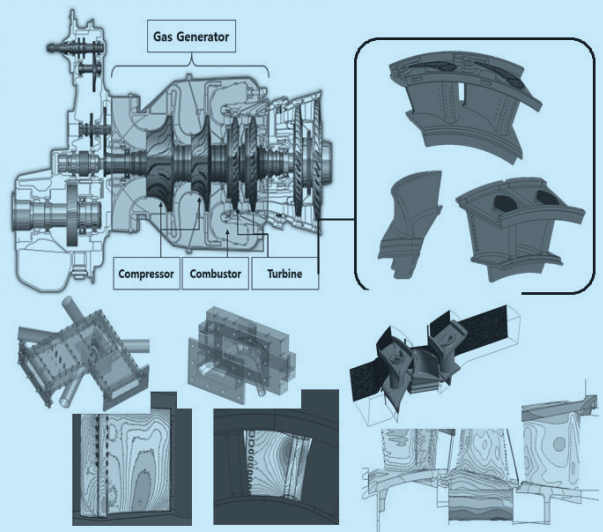


그림 10 1,000shp급 터보샤프트 엔진 고압 터빈 냉각 성능 시험

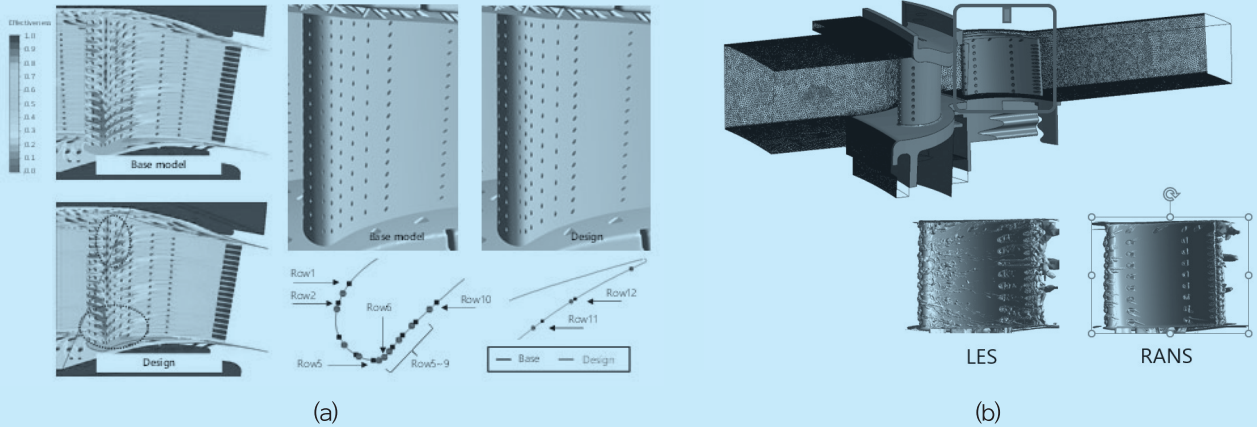


그림 11 OpenFOAM 기반 수치 해석 연구 결과: (a) Conjugate heat transfer 해석을 활용한 고압 터빈 냉각 설계 최적화; (b) 고압 터빈 1단 블레이드에서의 와류 구조 차이(LES vs. RANS)

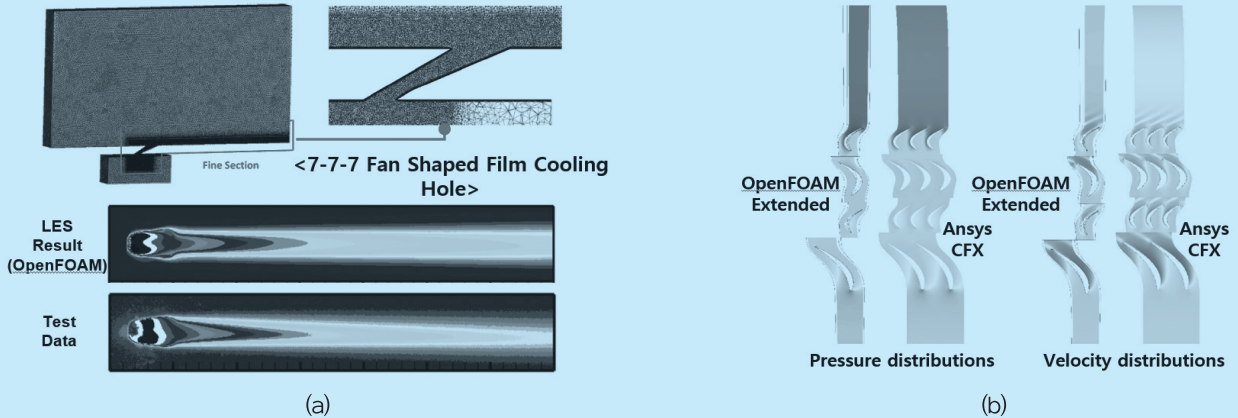


그림 12 OpenFOAM 기반 수치 해석 연구 결과: (a) 오픈 소스 기반 high fidelity 해석 코드 개발; (b) 오픈 소스 기반 압축성 유체 기계 해석 코드 개발

보하였다(그림 9). 2019년부터는 1,000마력급 터보샤프트 엔진의 핵심 구성품 기술 개발 과제에 참여하여 가스 발생기 터빈의 상사 조건 및 고온 환경 냉각 성능 시험 평가 및 성능 해석 연구(그림 10)를 수행 중이며, 가스 발생기 터빈의 실제 작동 환경인 고온 고압 조건에서의 성능 시험 평가 기술 확보를 위한 연구 개발을 병행하고 있다. 아울러 개발된 연구 개발 기술을 토대로 발전용 가스터빈 고압 터빈에 적용되는 선도 고효율 냉각 기술 연구, 금속 3D 프린팅 기술 적용 터빈 구성품 개발 및 성능 평가 연구, 초내열 세라믹 복합 소재 고온 부품(ceramic matrix composite)의 성

능 평가 연구 등을 지속적으로 수행하고 있다.

한편 엔진 고온부 설계 및 해석의 신뢰성 제고를 위해 conjugate heat transfer analysis 및 high fidelity CFD 등과 같은 대용량 계산에 대한 요구가 높아짐에 따라 항공용 엔진 설계/해석 전용 HPC를 구축(1,000core, 500TB)하여 앞서 언급한 시험을 통한 검증, 해석 방법 비교(LES vs. RANS 등) 연구(그림 11)를 통해 설계/해석 신뢰도를 확보해가고 있으며, HPC 규모도 지속적으로 증설해나갈 계획이다. 한편 대용량 계산에 따른 병렬 계산 수요도 증가하게 됨에 따라 라이선스 비용 등 해석 자원 부담이 적은 오픈

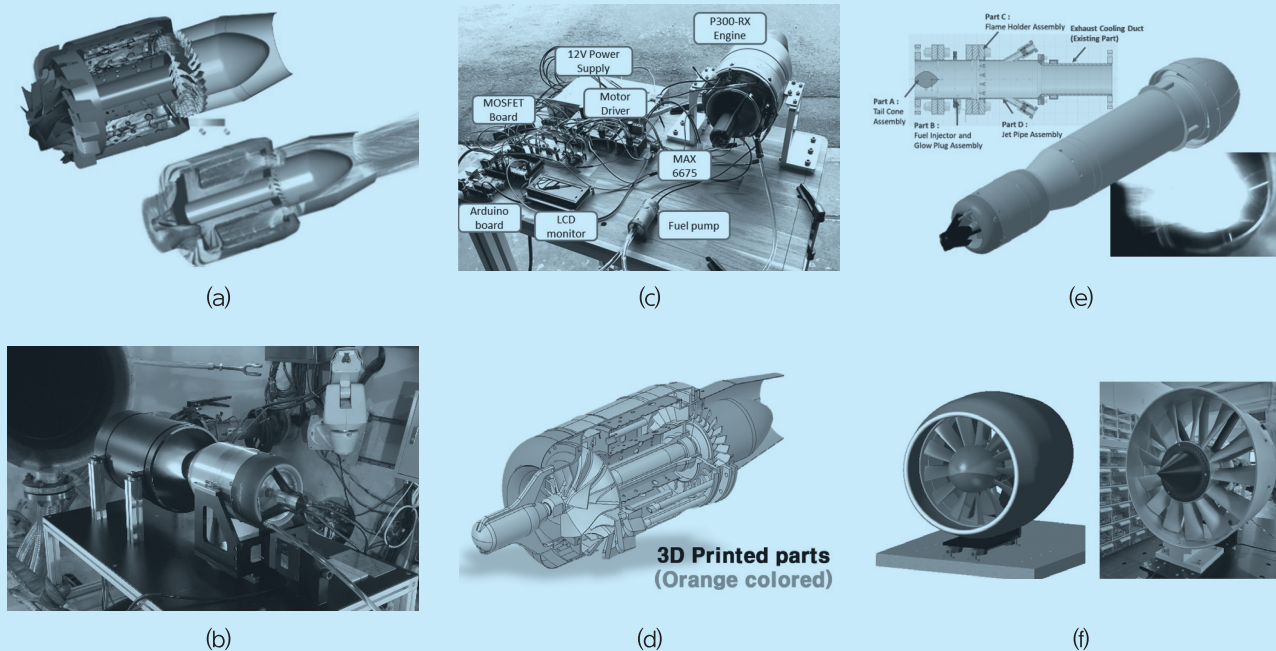


그림 13 항공용 마이크로 가스 터빈 연구 개발: (a) 마이크로 가스 터빈 구성품 통합 CFD; (b) 마이크로 가스 터빈 시험 평가; (c) 마이크로 가스 터빈 제어기 H/W 및 S/W 개발; (d) 3D 프린팅 부품 적용 마이크로 가스 터빈 시제품 개발; (e) 초음속 마이크로 가스 터빈 엔진 구성품 개발 기술; (f) 마이크로 터보팬 엔진 설계안 및 시험용 시제품

소스 CFD 코드의 활용성/가용성에 주목하여 KISTI 슈퍼컴퓨팅 센터의 슈퍼컴퓨터 5호기 누리온에 설치되어 있는 OpenFOAM 소프트웨어를 활용하여 신뢰성 있는 유체 기계 해석 코드를 개발하고 있으며 시험 결과 및 상용 CFD 코드 해석 결과와의 상호 검증을 통해 해석 코드의 정확도를 검증하고 정확도/안정성을 높이기 위한 개발 업무(그림 12)도 진행 중이다.

최근 국내/외에서 마이크로 가스터빈 엔진을 추진 기관으로 활용하는 소형 유/무인기의 개발 사례가 다수 보고되고 있으며, 마이크로 가스터빈 엔진에 대한 수요도 꾸준히 증가함에 따라 100kW급 APU, 100마력급 소형 터보샤프트 엔진 개발 경험을 바탕으로, 수백 N급 추력의 마이크로 가스터빈 엔진에 대한 다양한 연구 개발을 진행하고 있다. 마이크로 가스터빈 엔진 수치 해석 및 시험 성능 평가 기술을 기반으로 하여 마이크로 가스터빈 엔진의 다양한 구성품 개발 연구를 진행하고 있으며, 최근에는 터보제트 엔진을 기반으로 한 마이크로 터보팬 엔진 및 초음속 마이크로

가스터빈 엔진 개발 등과 같은 터보제트 파생 엔진 개발을 진행하여 소형 유/무인기의 추진 기관으로서 마이크로 가스터빈 엔진의 활용도를 제고할 수 있는 흥미로운 주제의 연구를 수행(그림 13)하고 있다.

맺음말

30년간 가스터빈 분야의 연구 개발 경험을 바탕으로 한국항공우주연구원은 첨단 항공 가스터빈 개발에 요구되는 다수의 핵심 기술 중 해당 엔진의 군 형식 인증 및 파생형 엔진의 민간 형식 증명에 필요한 감항 인증 기술 확보에 중점을 두고 연구 개발을 수행할 계획이다. 해당 기술 분야는 선진국과 가장 큰 기술 격차를 보이는 부분으로 평가되기 때문에 앞서 소개되었던 설계/해석의 신뢰성 확보 및 이의 검증을 위한 시험의 지속적 수행과 구성품, 코어 엔진 및 엔진 시스템 수준에서의 단계별 인증 시험 기술 역량을 확보함으로써 해당 기술 격차 해소에 도움이 되고자 한다.

이 글은 군용 항공기 엔진의 실제 사용 환경을 비교 평가하는 임무 환경 분석 및 부품의 저주기 피로 수명 해석 기법에 대한 고찰과 국내의 기술력 확보 방안을 제시하고자 한다.

군용 항공기 엔진 수명 관리의 필요성

최근 전 세계적으로 새로운 군용 항공기 도입이 지연되면서 항공기 운영자는 장착된 엔진을 어느 시점까지 안전하게 사용할 수 있느냐 하는 문제에 관심을 집중하고 있다. 또한 블레이드(blade)나 베인(vane) 등과 같이 엔진의 내구성과 관련된 부품의 교환 비용이 증가하면서 수명이 정해져 있는 부품의 교체 시기를 안전 한계 이내에서 최대로 연장하기 위한 다양한 방안이 강구되고 있다. 이를 위해 운영 중인 항공기 엔진은 사용할 수 있는 기술, 절차, 협의체 등에 의해서 적절히 관리, 유지되어야 하며 새로운 기술이 적용된 최신화가 필요하다. 특히, 엔진의 안전성, 부품 지원, 과도한 정비나 검사 문제를 초래할 엔진 구조물의 손상을 다루기 위한 다양한 절차와 프로그램 등이 개발되어 운영되고 있다. 항공기용 엔진의 수명 주기 동안에 이루어지는 형상 관리, 운영, 정비 등을 포함하는 광범위한 관리 또는 운영 유지 기법으로 정의되는 엔진 수명 관리 계획(engine life management plan)은 각각의 엔진에 대한 별도의 사용 이력(usage)을 관리하고 적기에 정비 활동을 수행하기 위함이다. 이를 위해 엔진 수명 관리 요구 조건에는 강도와 수명 해석

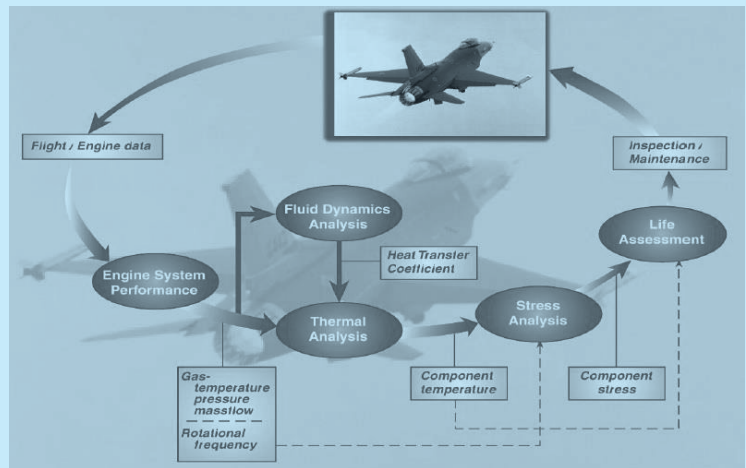


그림 1 군용 항공기 엔진의 운영 단계 수명 관리 절차

자료, 구조 정비 계획, 항공기별 비행 기록 장치를 포함한 주요 부품의 이력 추적 시스템이 포함된다. 엔진 사용 이력(usage)을 추적하는 방법은 주요 부품의 적기 교환으로 비행 안전 또는 구조 건전성을 보장하고 예비 부품의 감소를 통하여 비용이 절감되는 효과가 있다. 이와 같은 엔진 수명 관리 요소 중 임무 환경 분석(mission analysis)과 부품의 저주기 피로 수명(low cycle fatigue) 해석은 실제 항공기의 임무 환경을 반영하여 엔진 부품의 수명을 재산출함으로써 안전성을 확보하고 효율적인 정비 계획 수립에 의한 비용 감소의 바탕이 된다는 측면에서 매우 중요하다고

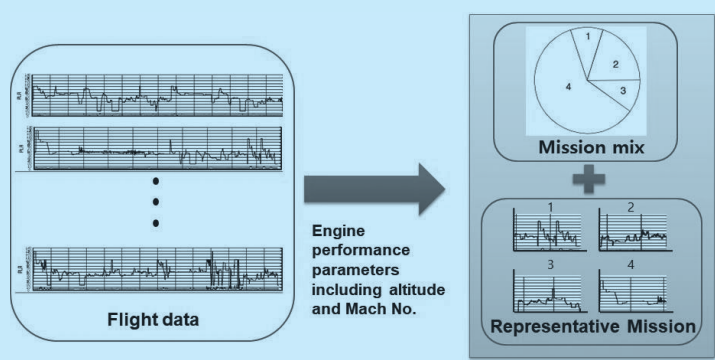


그림 2 임무 환경 분석 프로세스

할 수 있다. 그림 1은 군용 항공기 엔진의 운영 단계에서의 수명 관리 계획으로 항공기 운영 주기 동안 수집된 운영 자료를 이용한 엔진 부품의 수명 해석과 정비 계획 개정 절차를 보여주고 있다.

엔진 임무 환경 분석 기법과 절차

비행 중 엔진 스로틀(throttle) 변화와 주변 대기 환경에 따라 항공기 엔진 부품은 고온, 고압, 그리고 빠르게 회전하는 가혹한 환경에 놓이면서 응력이 발생하며, 이와 같은 응력의 변화에 따라 피로 수명이 결정된다. 즉, 엔진 부품의 수명에 영향을 주는 구체적인 비행 환경 요인은 대기 조건, 항공기 고도와 속도, 그리고 엔진 스로틀 변화 등이다. 미션 프로파일(mission profile)은 엔진 부품 수명에 영향을 미치는 주된 요소인 항공기 고도와 속도, 엔진 스로틀(power lever angle)의 시간 이력(time history) 데이터를 의미하며, 이는 엔진 부품 수명 해석에 필요한 입력값이다. 엔진 설계 시에는 향후 운영될 항공기 임무와 환경을 예측하여 작성된 설계 기준 운용도(design duty cycle)를 반영하여 엔진 부품의 수명을 계산하므로 실제로 운영 중인 항공기 엔진의 운영 환경은 설계 기준과 큰 차이가 있으며 이에 따라 항공기 운영 중에 수집된 비행 데이터를 이용하여 실제 운영 환경이 반영된 수명 해석을 수행함으로써 엔진 부품

의 수명 기준을 다시 설정하게 된다. 그 과정의 첫 번째 단계인 임무 환경 분석을 위해서는 일정한 기간 동안 수집된 항공기와 엔진 데이터가 요구된다. 시간 이력 형태의 항공기 고도와 속도, 그리고 엔진 PLA 데이터를 이용하여 임무 범주(mission category)별로 구분한 뒤에 각각의 임무를 대표하는 비행 자료를 선정하는 과정을 통해 임무 혼합(mission mix)과 대표 임무(representative mission) 형태로 나타낼 수 있다. 이와 같은 임무 환경 분석으로 설계 기준과의 객관적인 비교를 통해 엔진 부품의 수명 재해석 필요성을 판단할 수 있다. 또한 선택된 대표 임무에 대한 미션 프로파일은 엔진 부품 수명 해석을 위한 입력 조건으로 사용된다. 항공기의 다양한 비행 데이터 중에서도 임무 환경 분석에서 구분한 임무 형태별로 대표 임무를 선정하고 이때의 미션 프로파일 데이터를 이용하여 엔진의 성능 데이터를 추출함으로써 수명 해석이 가능하다. 그림 2는 실제의 비행 데이터로부터 계산된 임무 혼합과 미션 프로파일 결과이다. 항공기와 엔진에서 획득한 다양한 비행 데이터를 임무 형태별로 분류하고 임무 형태별 가장 대표적인 비행 데이터를 선정하기 위해서 11개의 엔진 작동 변수들이 사용되었다. 엔진 데이터 저장 장치에 기록되는 축 회전 속도의 변화를 수치적으로 나타내기 위한 사이클(cycle) 값들, 후기 연소기 작동 횟수와 작동 시간, 비행 시간 등이 임무 가혹도의 정량적인 비교를 위해 사용되었다. 그림 3은 엔진 작동 변수들을 이용하여 선정된 대표 임무의 예로서 PLA의 정량적인 비교 외에도 고도, 속도의 일치성이 대표 임무 선정의 주된 요소로 고려된다.

엔진 부품의 저주기 피로 수명 해석 절차

항공기와 엔진의 비행 자료 기록 장치에 저장되는 운영 자료를 이용하여 엔진 임무 환경 분석이 이루어

지면 항공기의 운영 특성을 대표할 수 있는 조건에서의 엔진 부품의 수명을 계산하게 된다. 그림 4는 회전 부품의 저주기 피로 수명 해석 과정을 보여주고 있다. 엔진 부품에 작용하는 하중은 유동 가스의 압력과 온도, 그리고 엔진 회전에 의한 원심력에 의해 결정되므로 특정한 부품의 응력 해석을 위해서는 먼저 엔진 부품 주위의 유동 조건과 엔진 회전 속도를 산출해야 한다. 즉 같은 엔진 작동 조건에서도 부품별로 가해지는 온도, 압력 등의 외부 환경이 다르므로 부품의 피로 수명 또한 차이가 있다. 이와 같은 이유로 엔진 부품의 수명 해석을 위해서는 먼저 엔진의 성능 해석을 수행하게 된다. 임무 환경 분석 결과로부터 얻어진 대표 임무에 대한 미션 프로파일 데이터를 이용하여 열역학에 기초한 이론적 계산 및 대상 엔진의 구성 요소에 관한 실험 정보 등을 바탕으로 사이클의 단계별 온도, 압력 조건과 축의 회전 속도 등을 계산하게 된다. 엔진 제작사는 운영 조건별 성능 계산을 위하여 고유의 엔진 성능 해석 프로그램을 사용하고 있다. 그림 5는 F404 엔진의 성능 해석 프로그램인 Cycle Deck의 내부 알고리즘, 입력값과 출력 데이터 등을 도식적으로 나타내고 있으며, PLA 변화에 따른 회전 속도와 터빈 출구 온도를 계산하여 실제 비행 기록 장치에서 획득한 자료와 비교한 결과를 보여주고 있다. 이외에도 엔진 제작사별로 다양한 형태의 엔진 성능 해석 프로그램이 사용되고 있으며, 사용자가 원하는 다양한 조건을 반영할 수 있는 범용의 상용 프로그램이 사용되기도 한다. 엔진 성능 해석을 통해서 원하는 부품 주위의 유동 조건을 얻게 되고 이를 이용하여 유동 해석과 열전달 해석을 수행함으로써 공력에 의한 하중과 온도에 관한 정보를 얻을 수 있다. 여기에 회전 속도에 의한 원심력 등을 고려한 응력 해석을 통해 대상 부품에 작용하는 응력 프로파일을 얻을 수 있다. 응력 프로파일로부터 엔진

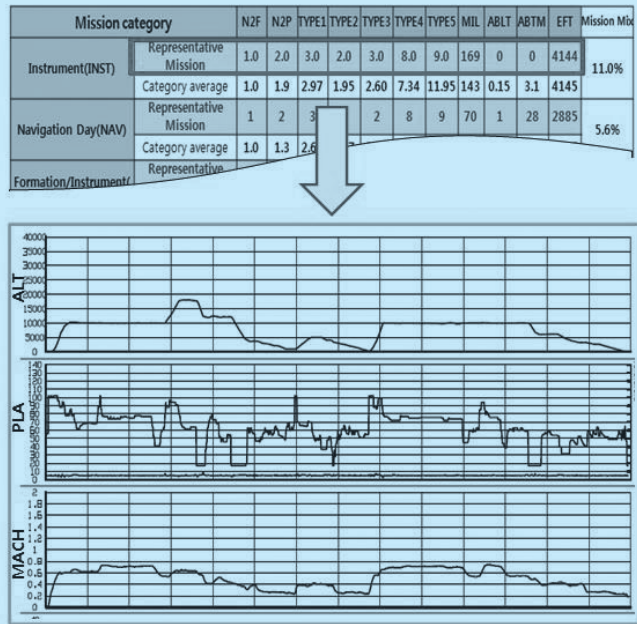


그림 3 선정된 대표 임무(representative mission)

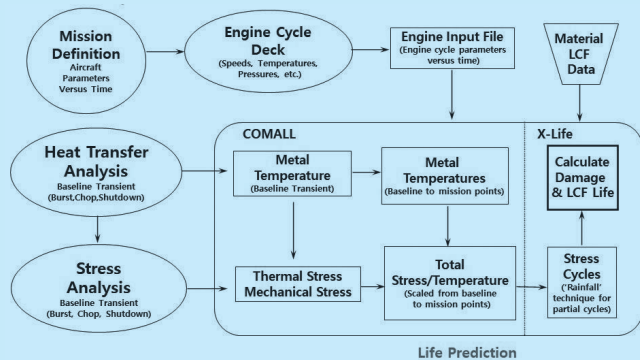


그림 4 엔진 임무 환경 분석 및 부품 수명 해석 절차

회전 부품의 수명에 관계되는 응력 변동의 크기와 평균값들을 추출한 뒤에 Miner's rule을 이용하여 원하는 부품의 수명을 산출할 수 있다. 그림 6은 회전 부품의 주요 파손 원인인 저주기 피로 수명 계산 과정을 도식적으로 표시하였다.

임무 환경 분석 및 수명 해석 능력 확보 방안

항공기 엔진의 운영 단계에서 이루어지는 형상 관

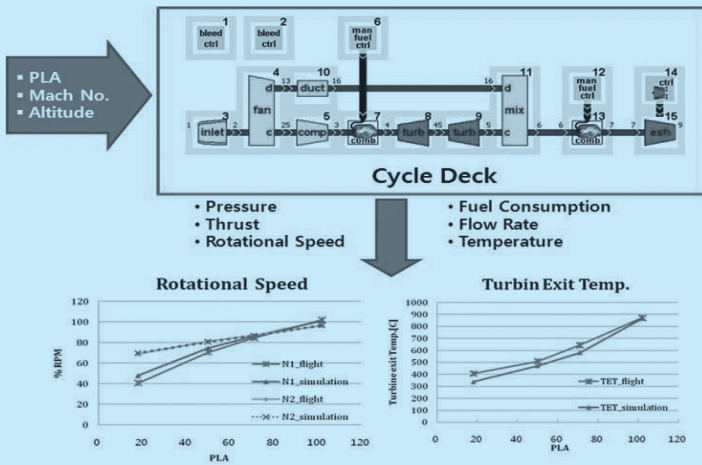


그림 5 실제 엔진 데이터와 성능 해석 결과 비교

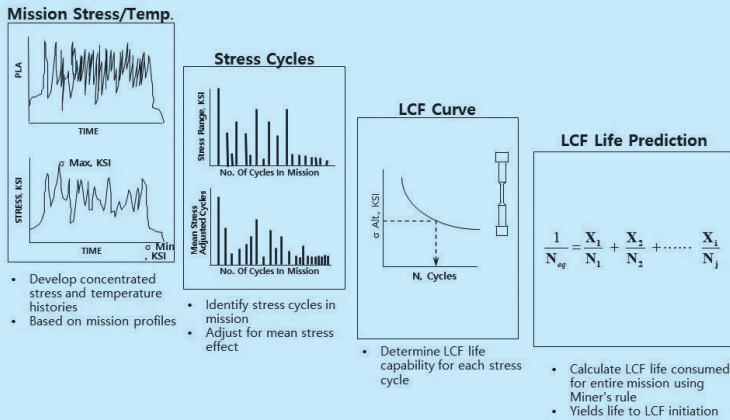


그림 6 엔진 부품의 저주기 피로 수명 산출 과정

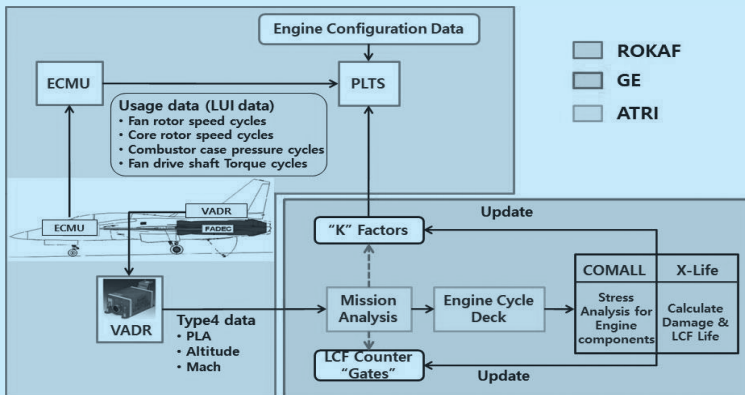


그림 7 F404 엔진 수명 관리를 위한 기관별 역할

리, 운영 자료 수집과 분석을 통한 부품별 누적 수명 계산, 부품 소요 판단, 정비 계획 수립 등을 포함하는 엔진 수명 관리 계획은 운영 자료의 지속적인 분석으로 최적의 정비 계획을 수립함으로써 엔진의 안전성, 신뢰성, 가동률은 향상시키면서도 운영 유지비는 감소시키고 있다. 특히 항공기와 엔진의 비행 자료 저장 장치로부터 획득된 데이터를 이용하여 엔진의 사용 이력을 관리하고 개별 부품의 수명을 계산하는 엔진 임무 환경 분석과 저주기 피로 수명 해석은 엔진의 비행 안전성 확보와 경제적인 군수 지원 측면에서 매우 중요한 요소이다. 한국 공군은 다수의 항공기를 운영하면서 획득한 비행 데이터와 엔진 정비 자료를 축적하고 있으며, 공군 항공기술연구소는 그림 7에서 보는 바와 같이 그동안 제작사(GE)에 의존하고 있었던 F404 엔진의 임무 환경 분석과 성능 해석 프로그램 운용 능력을 확보하였다. 이를 바탕으로 엔진을 운영하면서 수집한 시간 이력 형태의 비행 자료로부터 항공기 고도와 속도, 엔진 PLA 데이터를 추출한 뒤에 이를 설계 기준과 비교하여 새로운 임무 환경을 고려한 엔진 부품의 수명 평가 여부를 판단하고 있다. 앞으로는 다양한 엔진 성능 해석 프로그램을 확보하여 다른 기종의 엔진에 대한 임무 환경 분석 능력을 확대할 계획이며, 장기적으로는 엔진 성능 해석 데이터를 바탕으로 엔진 부품의 수명 평가를 통해 엔진의 운영 환경 변화에 따른 최적의 정비 계획을 수립하는 것이 궁극적인 과제가 될 것이다.

안 종 기 한화에어로스페이스 항공소재연구센터 센터장
 손 인 수 한화에어로스페이스 소재설계팀 팀장

| e-mail: jongkee.ahn@hanwha.com
 | e-mail: insu.son@hanwha.com

첨단 엔진의 국산화를 위해서는 엔진의 근원적 경쟁력을 확보를 위해 소재부품 국산화가 필수적이며, 소재부품 국산화 시 신뢰성을 보증하기 위한 항공 소재 개발 플랫폼 적용이 되어야 하며 동시에 제조 및 평가 기술이 확보되어야 한다. 첨단 엔진의 소재부품 개발은 국가 전략 기술로서, 감항 인증을 수행할 주관기관 중심으로 산학연이 유기적으로 협력하여 개발하는 것이 필요하다.

첨단 엔진용 항공 소재는 초고온/초고압/초고속의 극한 조건에서 운영되며, 내열성 및 내구성뿐만 아니라 기체 기동성 성능 확보를 위한 경량화까지 확보되어야 한다. 즉, 첨단 엔진 소재는 가장 극한 환경에서 장시간 동안 우수한 소재 특성을 유지해야 하는 미션을 가지게 된다. 따라서 첨단 엔진 소재는 nickel-based superalloy, titanium alloy 등이 주로 사용된다.(그림 1)

국내에서는 항공 엔진 소재들을 기존 100% 해외 수입하고 있었으나, 최근 러시아-우크라이나 전쟁, 탈세계화 트렌드, 무인기 개발에 따른 MTCR(Missile Technology Control Regime, 미사일 기술 통제 체제) 및 전략 물자 수출 통제(이중 용도) 규정으로 인한 소재 국산화 필요성이 대두됨에 따라서 첨단 엔진 소재들은 국산화 개발이 반드시 필요하다. 또한 인도 Kaveri(20klbf급 이상 터보팬) 엔진 개발 실패 사례 시 소재 핵심 기술 미확보 사례와 일본 XF9(20klbf급 이상 터보팬) 엔진 개발 시 일본 소재 핵심 기술이 주도적 역할을 한 사례를 고려할 때, 첨단 엔진 개발 시 소재 국산화 및 국내 주도 개발은 반드시 필요하다. 이 글에서는 국내 유일 항공 엔진 개발 및 제조사인

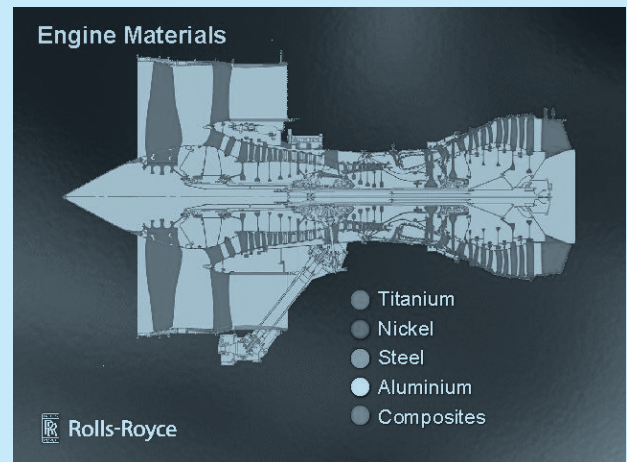


그림 1 Rolls-Royce사 항공 엔진 내 적용 소재

한화에어로스페이스의 경험을 바탕으로 첨단 엔진 소재 개발을 위한 필요 기술 및 국내외 개발 현황을 간략하게 소개하고자 한다.

항공 엔진 소재 개발 플랫폼 및 국내외 현황

첨단 엔진은 지속적으로 고출력 및 고기동의 미션을 반복적으로 수행한다. 해당 미션을 수행하기 위해

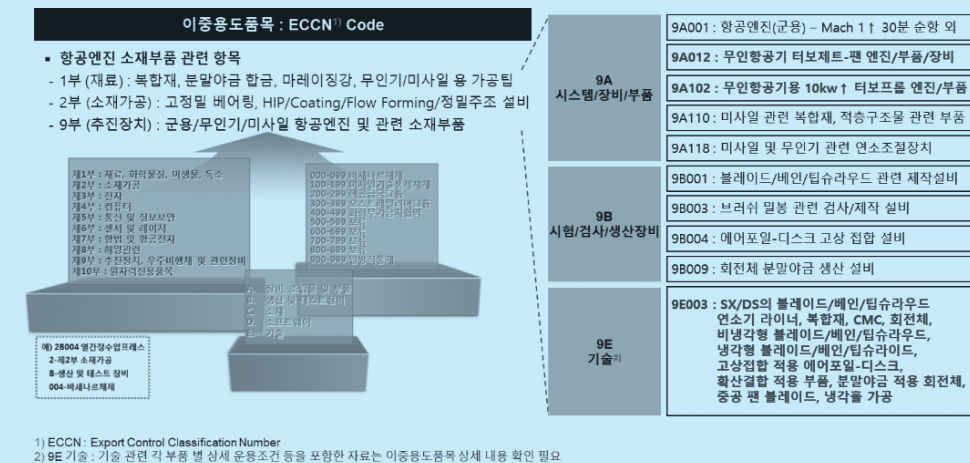


그림 2 항공 엔진 소재 부품 수출 통제(이중 용도) 품목(출처: 전략물자관리원)

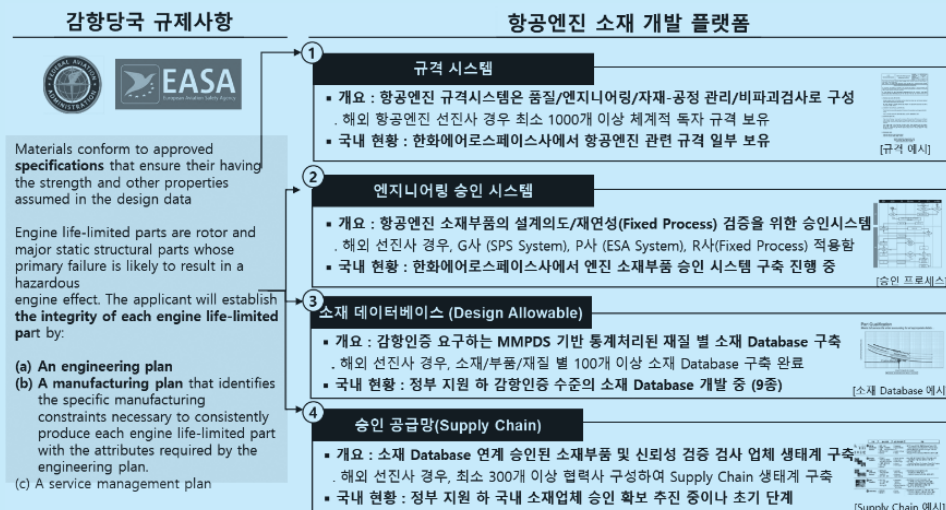


그림 3 항공 엔진 소재 개발 플랫폼 개요 및 국내 현황

서는 소재 및 부품들의 신뢰성 보증이 필수적이며, 해당 소재 및 부품의 신뢰성은 소재 개발 시 개발 플랫폼에서 검증이 된 후 엔진 체계에 적용되어야 한다. 해외 선진 항공 엔진 OEM(내국 Equipment Manufacturers)사들은 감항 당국 통제하 각기 소재 개발 플랫폼을 운영 및 적용한다. 하늘 위에서 작동하는 항공 엔진들이 파손되는 위험 요소를 최소화하고, 만에 하나 발생될 사고에도 소재 제조 공정의 추적이 가능하도록 소재 개발 플랫폼을 적용하여 항공 엔진

소재는 개발되어야 한다. 해당 소재 개발 플랫폼은 ① 규격 시스템, ② 엔지니어링 승인 시스템, ③ design allowable용 소재 데이터베이스, ④ 승인 공급망으로 구성된다.

1) 규격 시스템

항공 엔진 소재 부품은 철저하게 규격 시스템 내 수습 혹은 수백 가지의 요구도 및 관정 기준들로 통제가 된다. 규격 시스템은 품질, 엔지니어링(설계), 자재-공정 관리, 비파괴 검사 등으로 구성되며, 재료-공정 추적성뿐만 아니라 설계 의도를 반영한 부품-자재/소재-공정 기술적 요구도를 적용하여 소재 업체가 성공적으

로 소재 개발 및 제조가 가능하도록 통제를 한다. 즉, 항공 엔진 규격 시스템은 설계사와 소재 부품 제조사를 연결해주는 기능을 수행한다. 해외 선진 OEM사들은 1,000여 개 이상의 규격을 보유하고 있으며, 국내는 한화에어로스페이스에서 현재 규격 시스템을 구축 중이나 해외 수준 대비 20~30% 수준이다.

2) 엔지니어링 승인 시스템

항공 엔진 내 치명성 부품(critical parts : 회전체 부품), 수명 제한 부품(life-limited parts : 에어포




해외 OEM	System	주요 내용
	SPS Significant Process Substantiation	<ul style="list-style-type: none"> 규격 및 품질시스템으로 SPS system 운영/관리 주요 Activity Source Substantiation Plan(SSP) Initiation Source Substantiation Data(SSD) Significant operations and sequence Approval/Audit
	ESA Engineering Source Approval	<ul style="list-style-type: none"> 규격 및 품질시스템으로 ESA system 운영/관리 주요 Activity Process Sheet Approval Required Frozen Process Substantiation Approval / Significant Process Change Audit
	Fixed Process Control	<ul style="list-style-type: none"> 규격 및 품질시스템으로 Fixed Process Control system 운영/관리 주요 Activity Fixed Process Document (FPD) Method Verification Approval Change to the FPD Audit

그림 4 해외 항공 엔진 엔지니어링 승인 프로세스

일), 주요 구조물(major structural : 주요 케이스/프레임) 소재 제조사는 설계 의도(design intents)를 인지하고 개발해야 하고 양산을 위해서는 설계사 승인을 위해 품질 및 신뢰성을 입증해야 한다. 해당 주요 소재 및 부품은 항공 엔진의 고성능, 경량화, 장수명 요구 조건들을 반드시 만족을 해야 하고 감항 인증 시에 대한 근거 자료를 당국에 제출해야 한다. 이를 위해 해외 엔진 설계사들은 자신들의 설계 철학들을 반영하고 감항 당국 요구사항을 만족시키는 엔지니어링 승인 시스템을 보유하고 있다(그림 4). 국내에서는 한화에어로스페이스에서도 민수 항공 엔진에는 해외사와 협력 개발하여 엔지니어링 승인 시스템(EVS System : Engineering Vender Substantiation)을 적용하고 있으며, 군용 엔진 분야에서는 개발 초기 단계이다.

3) 소재 데이터베이스

항공 엔진은 고추력 등의 성능뿐만 아니라 무엇보다도 경량화가 필수적이다. 경량화를 통한 SFC (Specific Fuel Consumption, 비연료 소모율)가 높아야 항공 기체의 경제성 및 생존성이 보장이 되기에, 소재 재질당 실제 소재(주단조품, wrought materials, 부품)에서의 수천 개 시편 채취 후 시험 평가하여 통계 처리된 소재 데이터베이스를 설계 허용치(design allowable)에 적용한다. 평균값에 표준 편차 등을 고려하여 적용되며 이는 감항 당국이 인정하

Part Qualification

Meets full service life when accounting for all appropriate debits...

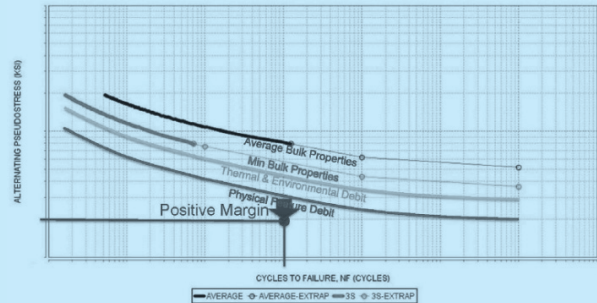


그림 5 GE사 fuel nozzle 3D printing 소재 개발 시 소재 데이터베이스 구축 사례

는 MMPDS(Metallic Materials Properties Development and Standardization) Handbook에 따라서 소재 데이터베이스가 구축되어야 한다. 해외 항공 엔진 OEM사들은 50년 이상 경험을 바탕으로 100여 개 재질 이상의 소재 데이터베이스가 구축되어 있고 지속적으로 신합금 및 물질들의 데이터베이스를 구축하고 있다. 국내는 최근 산업부 및 방사청 지원하 항공 소재 데이터베이스 개발을 위한 정부 과제가 진행되고 있으나 첨단 엔진 설계 시 필요한 소재 중 많은 부분들은 확보되지 못한 상황이다.

4) 승인 공급망

항공 엔진 소재 개발에 있어서 승인 공급망(approved supply chain) 구축 및 유지는 필수적이다. 항공 엔진 개발은 설계/개발사 외에도 소재 업체 및 개발 협력기관들과 적극적이고 유기적인 협력하에 가능하다. 또한 항공 엔진의 소재 개발은 많은 비용 투자가 필요한 정부 전략 기술로서, 정부 지원하의 개발 사업 및 과제를 통해서 승인 공급망 및 개발 생태계 유지가 되며 미국 및 일본의 주요 개발 생태계 및 공급망 사례는 그림 6과 같다. 국내는 중소/중견 소재 기업 중심으로 한화에어로스페이스와 승인 공급망을 구축 중이나 초기 단계로 적극적인 정부 지원이 필요한 상황이다.



그림 6 해외 미국 및 일본 승인 공급망/개발 생태계 관련 정부 지원 사례

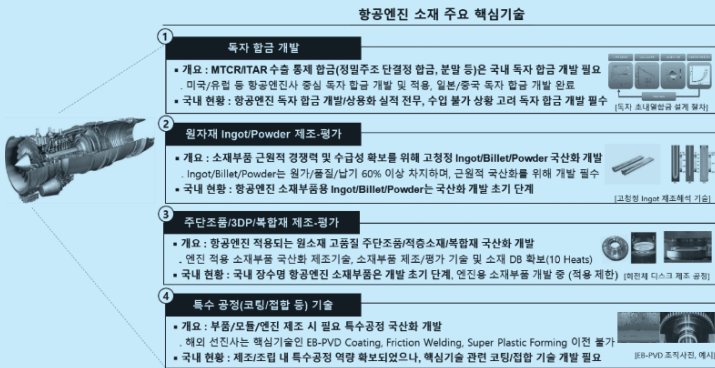


그림 7 첨단 엔진 소재 개발 핵심 기술

첨단 엔진급 소재 제조 핵심 기술 및 국내외 현황

첨단 엔진 개발을 위한 소재는 60여 종 이상이 되어야 하며, 관련하여 독자 소재 개발을 위해서는 금속 원소재 잉곳/빌렛(ingot/billet) 합금 설계부터 주단조품 개발 후 코팅/용접 등의 특수 공정까지 핵심 기술들이 필요하다. 또한 첨단 엔진 내 모듈별 소재는 팬/압축기는 고품질 타이타늄 중심 경량 소재, 연소기는 내열 소재, 터빈은 고강도 초내열 소재 등의 개발이 필요하다. 국내에서는 2010년 중반부터 5,000lbf급 터보팬 개발 시 코어(core) 개발로 항공엔진 소재 개발을 시작하였고 최근 1,000마력급 가스 터빈 엔진 핵심 부품 소재 장수명화 기술 개발을 통해

서 장수명 항공 엔진에 대한 본격적인 소재 개발이 정부 지원하에 진행되고 있다.

1) 첨단 엔진 소재 제조 핵심 기술

첨단 엔진은 장수명 및 고성능 엔진으로 고신뢰성 및 고품질 소재 부품 제조 및 평가 기술 확보가 중요하다. 핵심 기술로는 ① 독자 합금 개발, ② 원자재 잉곳/빌렛/파우더 제조 및 평가, ③ 주단조품/3D 프린팅 복합재 제조 및 평가, ④ 코팅 및 접합 특수 공정 등이 있다.(그림 7)

독자 합금 개발은 단결정 및 일방향 응고 정밀 주조 합금을 통해 터빈 입구 온도 향상을 위해 필수적이며, 특히 무인기 무기체계 내 엔진 적용 시 해외 소재/합금 수입이 불가하다. 그러므로 독자 합금 개발 및 상용화 기술 개발을 통한 소재 국산화는 필수적이다. 원자재인 잉곳/빌렛/파우더는 주단조품의 원소재로서 소재 수급 및 품질 수준에 근원적인 역할을 한다. 향후 소재 가격 경쟁력 확보를 위해서는 고청정 및 고품질의 잉곳 및 파우더 국산화 기술 확보가 필수적이다. 또한 각 소재의 형상을 구현하고 특성을 최종적으로 확보하는 주단조 및 3D 프링팅 기술은 반드시 확보가 필요하다. 국내는 현재 항공 엔진 소재 개발 초기 단계로 중소/중견기업이 국내 유일 항공 엔진 설계/제조사인 한화에어로스페이스와 협력하여 개발 중이다. 마지막으로 특수 공정은 국내에서 30년 이상 해외 엔진 라이선스 생산 및 조립을 수행하면서 기술을 확보하고 있으나, 엔진 성능과 연계된 핵심적인 EB-PVD(Electron Beam Physical Vapor Deposition) 코팅 공정 등의 기술은 미확보한 상황이다. 추가적으로 핵심 기술 외에도 관련 산업 인프라 또한 필요하다. 소재 산업 특성은 기술 확보를 위해서는 관련 설비/인프라 구축이 필수적으로 동반되어야 한다.

2) 첨단 엔진 내 적용 소재

첨단 엔진 내 적용 소재들은 동급 엔진들을 고려할 경우, 그림 8과 같이 예상된다. 팬/압축기 모듈은 경량 및 고강도 소재인 타이타늄 합금 중심이고, 연소기 모듈은 내산화성이 우수한 소재인 내열 합금이다. 또한, 터빈 모듈은 고온에서의 내열 및 강도 특성이 우수한 초내열 합금이 적용되며 특히 에어포일 등은 일방향 응고 및 단결정 합금을 적용하여 크리프(creep) 수명 향상이 필요하다. 이외에도 경량 및 고강도 금속 소재와 복합재 등을 적용하여 60여 종 이상의 소재 개발이 필요하다.

3) 첨단 엔진 소재 개발 국내 현황

첨단 엔진 소재 개발은 많은 개발비 투입이 필요하다. 항공 엔진의 소재 1종당 잉곳부터 주단조 소재 개발과 소재 데이터베이스 구축까지는 약 100억 원이 필요하다. 또한, 첨단 엔진의 소재 핵심 기술들과 60여 종 이상 소재/재질 개발 및 관련 인프라 구축에는 약 2조 원이 필요하다. 이런 많은 개발비가 필요로 하는 첨단 엔진 소재 개발은 단기적으로 개발이 어려우며 중장기 마스터 플랜 수립이 필요하다. 최근 정부는 첨단 엔진 국산화 개발의 중요성을 인지하고 실무적으로 준비하고 있으며, 또한 국가 전략 핵심 기술로 ‘첨단 엔진 가스터빈 소재 국산화 기술’을 선정하였다. 하지만 구체적인 국책 프로그램과 연계된 소재 개발 우선 순위를 선정하는 중장기 소재 개발 마스터 플랜을 수립하여 완성도를 높이는 접근이 필요하다. 특히 소재는 항공 엔진 개발 전 설계 및 수명 평가 데이터 확보를 위해서는 사전 준비 및 개발 완료가 필요하며, 그림 9와 같이 첨단 엔진 개발 로드맵에서도 확인이 가능하다.

현재 첨단 엔진 내 적용이 가능한 항공 엔진 소재들

첨단엔진 주요 소재	
팬 모듈	<ul style="list-style-type: none"> • Titanium 64, Premium Quality Titanium 64 • Titanium 6242, Premium Quality Titanium 6242 • Aluminium 2618 • 17-4PH 외
압축기 모듈	<ul style="list-style-type: none"> • Titanium 64 for Airfoil, • Premium Quality Titanium 17, Premium Quality Titanium 811 • Inconel 718, Premium Quality Inconel 718 • Aluminium 6061 외
연소기 모듈	<ul style="list-style-type: none"> • Hastelloy-X • Inconel 600, Inconel 625, Inconel 718 • Inconel 901, Inconel X-750 외
터빈 모듈	<ul style="list-style-type: none"> • 일방향응고 합금, 단결정 합금 • 분말아금 합금 • Premium Quality Inconel 718, A286, CM939, Inconel 100 • Mar-M-247, Waspaloy, Inconel 738 외

그림 8 첨단 엔진 적용 소재 종류, 예시

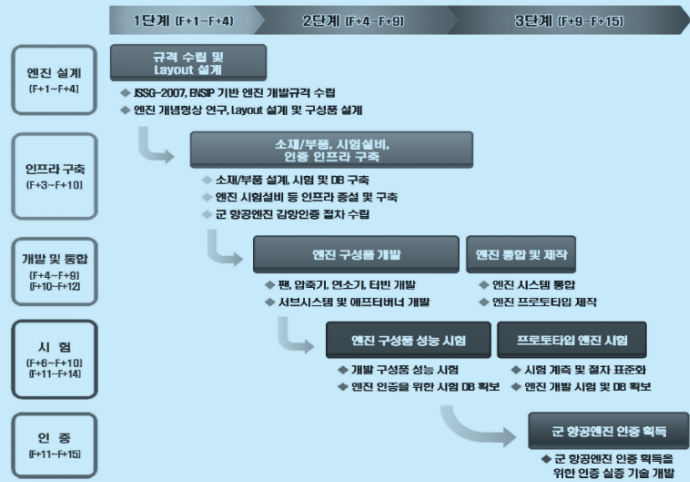


그림 9 첨단 항공 엔진 개발 로드맵(안)(출처: 국방기술진흥연구소(국기연) 이슈페이퍼)

은 한화에어로스페이스 중심으로 개발이 진행되고 있다. 초기적 단계이나 최근 Waspaloy 및 인코넬 738 등은 산업부 지원으로 모함금부터 주조 소재까지 개발이 진행 중이며, 방사청/국기연이 지원하는 ‘1,000 마력급 가스터빈 엔진 핵심 부품 소재 장수명화 기술’ 과제를 통해서 5종 소재를 개발하여 향후 첨단 엔진에도 확대 적용을 하고자 한다. 이외에도 ‘터보팬 인코넬 718 주단조품 개발’ 산업부 기술 개발 사업을 통해 첨단 엔진 내 가장 많이 적용되는 인코넬 718 소재

맺음말

터보팬 인코넬 718 주단조품 개발 소재부품



그림 10 터보팬 인코넬 718 주단조품 개발 소재 부품

첨단엔진 소재 개발 - 산학연 협력 개발 생태계 개념도

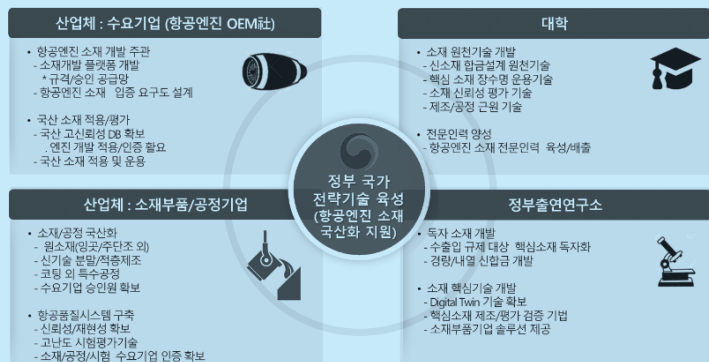


그림 11 첨단 엔진 소재 개발 산학연 협력 개발 생태계 개념도(안)

국산화 제조 기술을 개발하고, '1,800K급 항공 엔진 저압 터빈 내열 소재 및 코팅 기술' 국기연 무기 체계형 패키지 과제로 첨단 엔진에 소요되는 일방향 옹고 소재 및 3D 프린팅 신소재 등의 개발을 준비하고 있다.(그림 10)

첨단 엔진 소재 국산화 개발은 첨단 엔진 개발을 위해 철저히 준비하고 단기적이지 않고 중장기적으로 계획을 수립하여 추진되어야 한다. 특히, 장수명 소재의 신뢰성을 보증하기 위해서는 소재 개발 플랫폼에 기반한 개발이 필수적이며 충분한 소재 시험 평가 및 인증이 되어야 한다. 소재 국산화는 기술적인 난이도가 높아 많은 개발비가 필요하지만 국가 전략 필수 기술인 항공 엔진 가스터빈 엔진 기술을 확보를 위해서는 철저한 준비와 이에 따른 투자가 필요하다. 이를 위해서는 국내 산학연 협력 개발 생태계를 구축하여 차질 없이 진행되어야 한다(그림 11). 산업체 수요 기업은 엔진 소재 개발 플랫폼 구축 및 설계 부분을 주도적으로 수행하고, 산업체 소재 기업에서는 관련 소재 제조 기술들을 국산화 개발하며, 대학 및 정출연에서는 소재 원천 기술 개발과 전문 인력 양성과 핵심 기술들을 내재화하는 개발이 필요하다. 이 중심에

는 정부의 국가 전략 기술 육성 기조하의 적극적인 지원이 핵심이다. 이러한 생태계를 통해 소재 국산화를 이루고 군/민수 항공 엔진 산업 전체를 키워 타산업에도 하이엔드(high-end)급 소재 개발 내용들이 파급되도록 하여야 한다.

첨단 항공 가스터빈 엔진 개발에 필요한 고온 부품 냉각 기술

조 형 희	연세대학교 기계공학과 교수	e-mail: hhcho@yonsei.ac.kr
이 남 규	연세대학교 기계공학과 조교수	e-mail: nk.lee@yonsei.ac.kr
최 승 영	연세대학교 기계공학과 연구교수	e-mail: haltjak@yonsei.ac.kr
박 희 승	연세대학교 기계공학과 박사과정	e-mail: heseung93@yonsei.ac.kr
이 정 원	연세대학교 기계공학과 박사과정	e-mail: jwlee950725@yonsei.ac.kr

이 글은 항공용 가스터빈 엔진의 핵심인 고온 부품(연소기, 베인, 블레이드 등)을 보호하기 위한 냉각 기술 개발 동향과 발전 방향 및 '무인기용 고효율 터빈기술 특화연구센터' 연구 개발 사례를 소개하고자 한다.

항공용 가스터빈 엔진의 개발과 고도화/첨단화에 필요한 비추력과 효율을 증가시키기 위해서는 터빈 입구 온도(turbine inlet temperature) 상승은 필수적이며, 터빈 입구 온도 상승에 따른 냉각 터빈 형상 개발, 내열, 내식, 내마모 소재 개발 및 코팅 기술 개발 등의 핵심 원천 기술 개발이 중요하다. 특히, 냉각 터빈 설계에 필요한 고온 부품 냉각 기술은 저온의 냉각 공기를 활용하여 고온의 연소 가스로부터 터빈 구성품을 보호하여 엔진 수명에 결정적인 역할을 한다. 또한, 냉각 공기는 압축기로부터 추기되기 때문에 시스템적으로 엔진의 성능에 직접적인 영향을 미치므로, 효율적인 냉각 기술의 적용은 엔진의 성능 향상으로 직결된다. 그림 1은 냉각 터빈 도입 이후로 항공 가스터빈 엔진의 터빈 입구 온도가 상승해온 걸 나타내는 것으로서 해외 항공 엔진 제조사들이 높은 온도에서 운전되는 엔진 개발에 집중하는 것을 알 수 있다.

그림 2는 항공 가스터빈 고온 부품(연소기, 베인, 블레이드 등)에 적용되는 다양한 냉각 기술들을 보여준다. 냉각 기술은 적은 유량으로 효과적인 냉각 성능을

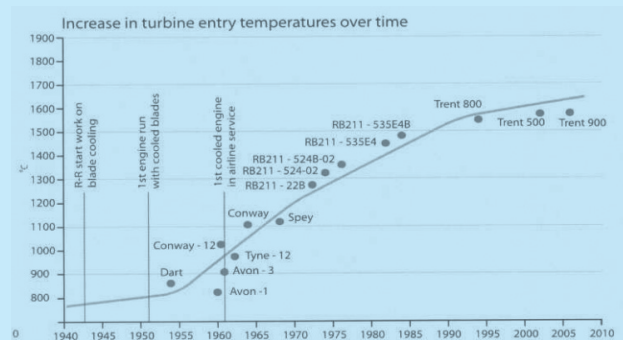


그림 1 냉각 터빈 도입을 통한 항공 가스터빈 엔진 터빈 입구 온도의 상승(출처: The Jet Engine by Rolls-Royce plc (2015))

가지기 위해 고온 부품 내·외부에 복잡한 형태의 설계가 적용되고 있으며, 고온에 노출되는 표면에 냉각 공기를 덮는 막 냉각(film cooling) 기술과 냉각 공기가 고온 부품 내부의 냉각 유로에 흐르며 소재의 온도를 낮추는 내부 냉각(internal cooling) 기술로 이루어져 있다. 이러한 고온 부품 냉각 기술의 성능 개선에 관한 연구는 과거부터 지속되었으며, 기술의 성숙도가 높은

항공 가스터빈 엔진 고온 부품 발전 동향

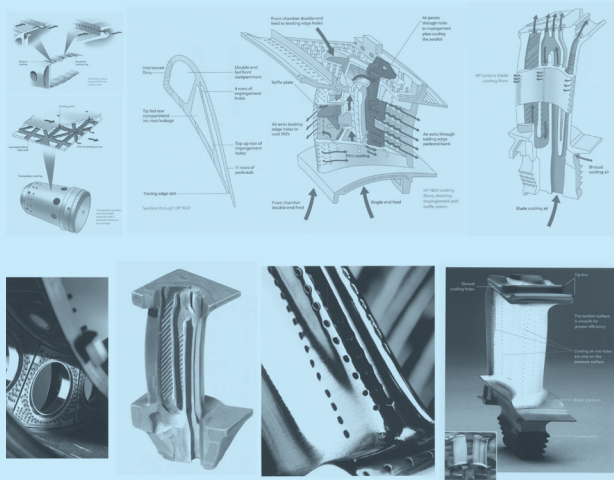


그림 2 항공 가스터빈 엔진 고온 부품에 적용되는 다양한 냉각 기술(출처: The Jet Engine by Rolls-Royce plc (2015))

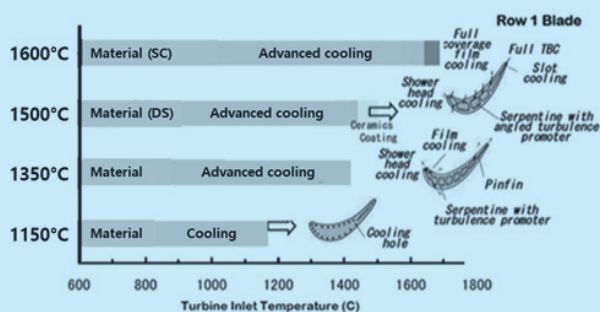


그림 3 가스터빈 고온 부품 냉각 기술 적용의 중요성(출처: Mitsubishi Heavy Industry (2012))

수준에 이르렀다. 하지만 전통적인 주조 기술로 제작 가능한 형상이 제한되고, 복잡한 형상에 대한 해석/분석 기술의 물리적 한계로 인해 최적 성능을 가지는 형상 설계에 어려움이 있었다.

첨단 항공 가스터빈 엔진의 고온 부품 냉각 기술은 제조 기술의 한계를 넘기 위한 3D 프린팅과 설계 최적화를 위한 4차 산업혁명 기술인 인공지능(AI), 빅데이터 기술 등이 융합되어 최소 비용으로 최대 효과를 가지기 위한 발전 방향으로 진행될 것이다. 본문에서는 고온 부품 냉각 기술 개발의 현주소와 미래 개발 방향에 관하여 이야기하고자 한다.

항공 가스터빈 엔진 개발 초창기에는 군용기 엔진의 추력 강화가 주요 목표였으나, 해당 기술이 점차 민간 영역으로 확산되면서 경량화, 비용 절감, 효율 향상 등이 이루어졌다. 이 중 효율 향상은 최근 에너지 대란에 따른 연료비 폭등과도 맞물려 최근까지도 항공 가스터빈 엔진 설계자들에게 가장 도전적인 과제이다. 가스터빈 엔진의 효율 향상은 압축비 및 터빈 입구 온도의 상승과 맞물려 있으며, 앞서 언급한 바와 같이 고온 부품 냉각 기술의 도입과 함께 이루어졌다. 그림 3은 가스터빈 제조사 중 하나인 일본 미쓰비시 중공업에서 발표한 자료로서, 터빈 입구 온도 상승에 있어 냉각 기술의 적용이 가장 큰 비중을 차지하는 것을 알 수 있다. 이는 첨단 냉각 기술이 가스터빈 엔진의 효율 향상의 열쇠임을 시사한다.

최근 금속 3D 프린팅 기술이 소개되면서 이를 접목한 고온 부품 냉각 기술 개발 연구가 진행되기 시작하였다. 3D 프린팅을 통한 제조 기술의 혁신으로서, 기존 대비 형상이 복잡하고 내열·내구 성능은 개선된 냉각 유로들이 발표되었으며, 해외 가스터빈 제작사들은 관련 특허를 공격적으로 출원하고 있다. 그림 4와 5는 3D 프린팅을 기반으로 설계한 유로와 가스터빈 베인의 예시를 나타낸다. 특히 그림 5는 3D 프린팅을 통해 가스터빈의 1단 베인 개선품을 제작하여 실제 엔진 운전 환경에서 성능을 검증한 결과로서, 베인 에어포일 표면에서의 온도 균일도를 개선하는 동시에 표면 온도를 10% 가량 낮춘 연구 결과를 보여준다.

앞서 소개한 냉각 기술 관련 연구는 일반적으로 구형품 단위 또는 단순화된 실험 장치를 통해 수행되어 왔다. 그러나 실제 가스터빈 고온 부품은 유기적으로 연결되어 있으며, 각 부품에서 분사되는 냉각 공기, 부품 간 간극에서 분사되는 누설 유동, 고정부와 회전부 간의 간섭 등으로 인해 상호 간 열적 특성에 큰 영향을 미친다. 시스템적으로는, 터빈 내부에서 각 부품으로

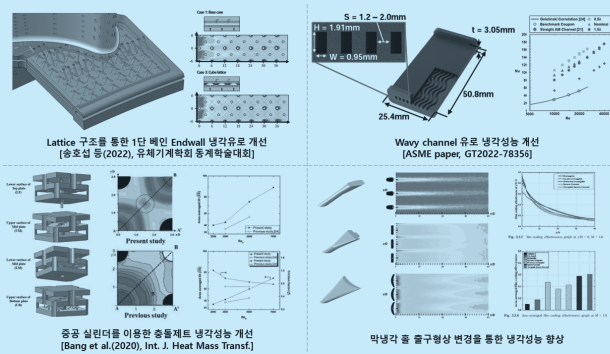


그림 4 3D 프린팅 기술을 접목한 가스터빈 엔진 고온 부품의 냉각 성능 향상 사례

냉각 공기를 공급하는 이차 공기 시스템(secondary air system)을 분석하여 전체 흡입 공기의 25%에 달하는 냉각 공기량의 저감 및 최적화가 필요하다. 구성품 단위에서는 이러한 평가가 불가하므로 터빈 구성품들이 통합된 시험 장치 및 관련 평가 기법을 개발해야 할 수 있다.

이를 위해 가스터빈 제작사 및 해외 선진 연구 그룹에서는 실제 가스터빈 엔진의 형상과 무차원수를 상사한 시험 리그(test rig)를 구축 및 운영하고 있다. 그림 6은 해외 각국에서 구축하고 있는 시험 리그의 예시로서, 다양한 운용 환경에서 고온 부품의 설계 검증, 유동 구조, 이차 공기 시스템, 엔진의 출력 및 효율 등을 통합적으로 평가할 수 있다.

우리나라의 경우 1990년대부터 가스터빈 엔진 관련 연구가 수행되었으나 주된 목표는 대부분 외국 제작사 엔진의 역설계 및 생산 기술 확보였고, 독자 설계 기술 확보 연구는 상대적으로 미진하였다. 하지만 한국형 기동 헬기 사업을 통한 한국항공우주연구원의 보조 동력 장치용 가스터빈 개발, 한화에어로스페이스의 외국 OEM 가스터빈 엔진 부품 면허 생산을 통해 기술 수준이 크게 향상되었다. 최근에는 국방과학연구소와 한화에어로스페이스가 5,500lbf급 무인기용 완제 터보팬 엔진을 개발하고 있으며, 더 나아가 10,000lbf급 무인기용 터보팬 엔진을 개발하고자 계획하고 있다. 이러

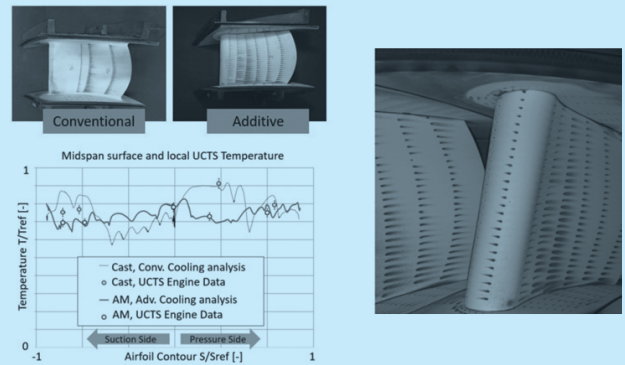


그림 5 3D 프린팅으로 제작된 가스터빈 엔진 1단 베인의 실증 사례(출처: ASME Paper, GT2021-60201 (2021))

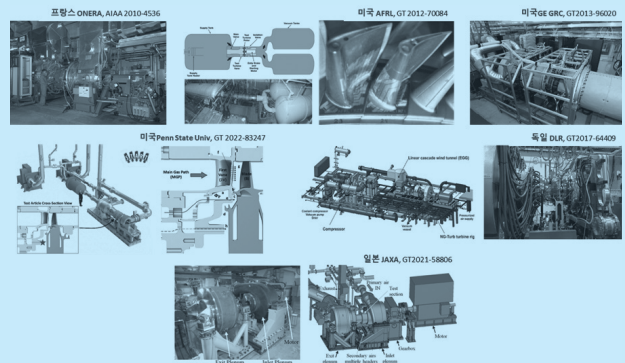


그림 6 해외 제작사 및 연구 기관의 가스터빈 시험 리그 구축 사례

한 배경을 바탕으로 한국항공우주연구원, 한국생산기술연구원 등의 국책연구소와 연세대학교, 서울대학교, 성균관대학교, UNIST를 비롯한 여러 대학에서도 3D 프린팅을 기반으로 한 고온 부품 설계와 시험 리그를 활용한 시스템 단위의 고온 부품 설계 검증을 항공 가스터빈 엔진 개발에 적용하는 연구를 수행하고 있다.

항공 가스터빈 엔진 고온 부품 냉각 기술 개발 사례

차세대 항공 가스터빈 엔진 개발을 위한 국내 산학연 협동 연구 사례를 소개하고자 한다. ‘무인기용 고효율 터빈기술 특화연구센터’는 가스터빈 고온 부품의

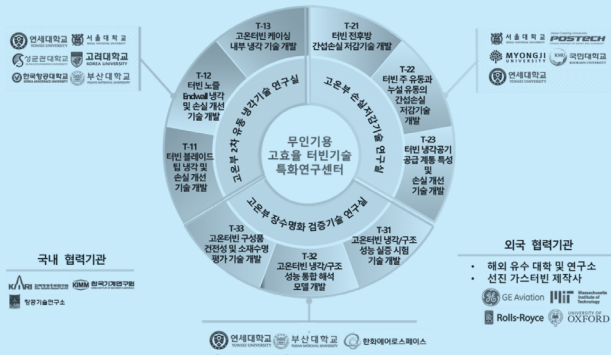


그림 7 무인기용 터빈기술 특화연구센터(주관: 연세대학교) 세부 연구 분야 및 참여 기관 협력 체계

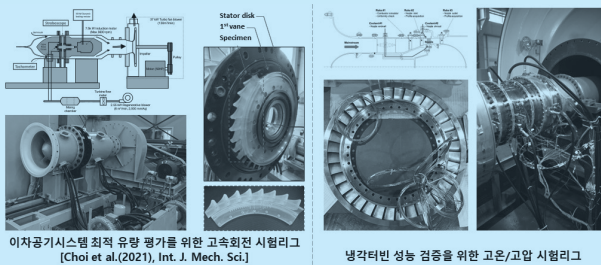


그림 8 항공 가스터빈 엔진 고온 부품 설계 검증을 위한 특화연구센터 시험 리그 구축 사례

각 요소별 단위 냉각 기술 설계 및 검증을 진행하고, 이를 통한 차세대 가스터빈 고온 부품 설계의 프레임워크를 구축하여 연구를 진행하고 있다.

그림 7에서는 현재 진행 중인 무인기용 고효율 터빈 기술 특화연구센터(주관: 연세대학교)의 각 세부 연구 실별 연구 목표 및 참여 기관의 협력 체계도이다. 특화 연구센터에서는 차세대 가스터빈 고온 부품 냉각 설계 및 공력 성능 시험 평가를 통한 개선안을 도출하는 동시에 피드백을 통한 최적화를 수행하고 있다. 제1연구실에서는 고온 부품 세부 요소들에 대한 냉각 성능 평가 및 개선, 제2연구실에서는 공력 성능 평가 및 개선, 제3연구실에서는 각 실에서 제시된 결과를 종합 평가 및 적용한 뒤 실제 중·고온에서의 시험 결과를 기반으로 각 실에 피드백을 전달하여 각 실에서의 연구가 유기적으로 진행될 수 있도록 하고 있다. 또한, 특화연구센터는 그림 8과 같이 연구된 결과물을 바탕으로 시험

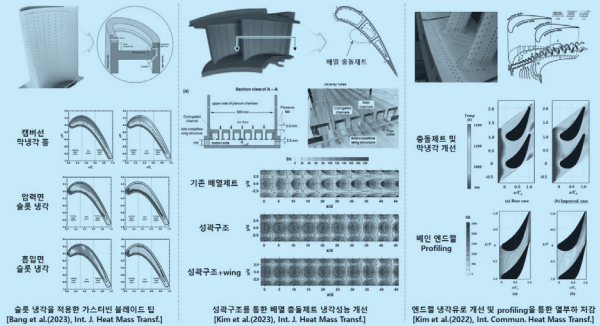


그림 9 연세대학교에서 수행한 차세대 항공 가스터빈 엔진 고온 부품 냉각 기술 개발 및 평가 사례

리그를 구축하여 향후 실제 차세대 첨단 항공 엔진에 적용될 가스터빈 고온 부품을 검증하는 역할을 수행하고 있으며 각각 독립된 연구 단체가 차세대 항공 가스터빈 엔진 개발을 위해 협력할 수 있는 체계와 기반을 마련했다는 의의가 있다.

국내에서는 이러한 연구센터뿐만 아니라, 현재 국내에서 차세대 항공용 가스터빈 첨단 엔진 개발을 위한 다양한 고온 부품 요소별 냉각 성능 개선에 대한 연구도 진행되고 있다. 대표적으로 가스터빈 고온 부품 벽면 냉각을 위한 충돌-유출 냉각 기술, 복잡한 유동 특성을 가지며 높은 열부하가 유도되는 블레이드 팁 냉각 성능 개선, 연소기 출구의 가장 높은 온도의 연소 가스를 견디기 위한 고온 부품 벽면에서의 냉각 성능 연구, 고온 부품 내부 열전달 성능 향상 연구 등이 그 예이다. 최근에는 좀더 효과적인 고온 부품 냉각을 위한 초입계 상태의 이산화탄소를 이용한 냉각 기술 개발 등 첨단 가스터빈 엔진 고온 부품 개발을 위한 다양한 연구가 진행되고 있다.

그림 9는 앞서 언급한 차세대 항공용 가스터빈에 적용될 수 있는 고온 부품 냉각 기술과 관련하여 연세대학교에서 수행한 대표적인 연구 결과이다. 블레이드의 경우 팁 간극이 공력 성능에 가장 큰 영향을 미치는 요소이며, 이 간극 주변에서 매우 복잡한 구조의 와류가 나타나 열부하가 크게 증가하게 된다. 이를 해소하고 공력 성능을 높이기 위해 블레이드 팁 내부 벽면에 슬

롯 형태의 막냉각을 적용하여 냉각 성능을 크게 개선한 사례이다. 또한, 차세대 항공 터빈 고온 부품 내부 벽면쪽에 적용될 수 있는 층돌 제트 형상에 성곽 구조를 적용해 열전달 성능 및 균일도를 증가시키기 위한 연구도 진행되었으며, 베인 외부 벽면의 형태를 변화시켜 고온 가스에 노출된 벽면의 온도를 감소시킨 연구도 진행되었다. 이와 같은 차세대 항공용 첨단 엔진 고온 부품 개발을 위한 연구 성과들을 기반으로 국내에서도 지속적으로 기술 및 인프라를 잘 발전시켜 나아가간다면, 차후 첨단 엔진 시장에서 세계를 선도할 수 있는 기술을 보유하게 될 것이다.

맺음말

지난 2022년 7월, 첫 국산 초음속 전투기인 KF-21이 시험 비행에 성공하였다. 국내 독자 모델의 초음속 전투기를 개발했다는 점에서 자랑스러운 소식이지만,

여전히 한 가지 풀어야 할 매듭이 남아 있다. 바로 항공기의 심장이라 할 수 있는 가스터빈 엔진은 국산화가 되지 못했다는 점이다. 항공 가스터빈 엔진 설계 및 제작 기술은 전략 기술로 분류되어 해외로부터의 기술 이전이 불가능한 만큼 반드시 국내 독자 개발이 이루어져야 한다. 그중 가스터빈 고온 부품 설계 기술은 고온 환경에서 엔진의 안정적 작동과 장수명화, 더 나아가 항공 가스터빈 엔진의 비추력 및 효율 향상을 위해 필수적으로 확보해야 하는 핵심 기술이다. 그동안 국내 항공용 가스터빈 엔진 고온 부품 설계 기술 연구는 미진하였으나, 국산 초음속 전투기가 개발된 만큼 첨단 항공 가스터빈 엔진 개발을 위한 적극적인 연구 인프라 구축 및 인력 양성이 필요한 시점이다. 국가 차원의 지속적이고 단계적인 지원을 통해 향후 우리 기술로 만들어진 엔진이 장착된 초음속 전투기가 우리나라 영광을 지킬 수 있기를 기대해본다.