

한국항공우주연구원의 가스터빈 엔진 핵심기술 개발현황

김춘택*† · 양인영*

Gas Turbine Core Technology Developments of Korea Aerospace Research Institute

Chun Taek Kim*†, Inyoung Yang*

ABSTRACT

Korea Aerospace Research Institute(KARI) has developed the gas turbine core technologies since 1989 and has built the infrastructure for the development of gas turbine. Efficiency and flow instability are the major research object in radial and axial compressors. For combustor, NOx reduction is major research object. KARI also has developed turbine cooling technology as well as turbine aerodynamic technology.

Key Words : Gas Turbine, Compressor, Combustor, Turbine

한국항공우주연구원(항우연)은 1989년 설립 이후부터 현재까지 가스터빈엔진의 핵심부품인 압축기, 연소기 및 터빈의 설계를 위한 인프라 개발에 주력하고 있으며, 이를 해석적 및 시험적 방법으로 검증하고 있다.

항우연은 Fig. 1과 같이 여러 가스터빈 엔진 개발에 참여하였으며 구축된 기반을 바탕으로 한국형 헬리콥터 개발사업(KHP)에서는 주 엔진 및 보조동력장치의 개발주관기관으로서 성공적인 개발을 주도하였다.

압축기 분야에서는 원심형 및 축류형 압축기를 대상으로 단당 압축비 및 효율 향상과 서지, 스톨 등 비정상유동에 대한 연구를 하고 있다. 최근 압축기 분야에서는 MDO 기법을 활용한 최적화 설계에 대한 기반을 구축하였으며 이를 활용하여 축류압축기를 개발한 바 있다.

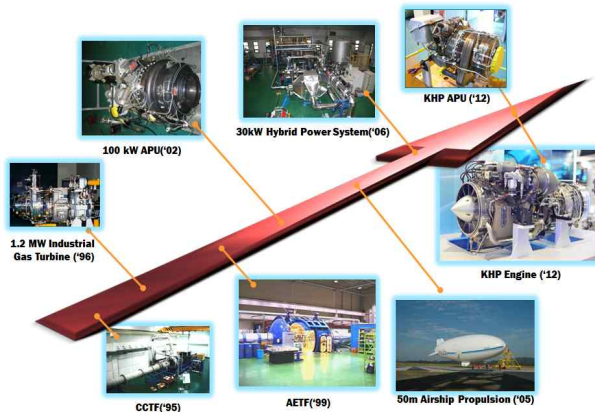


Fig. 1 Research and development history



Fig. 2 Axial flow compressor developed by KARI

연소기 분야에서는 환형 및 캔형 연소기를 대상으로 공해를 저감하기 위한 설계 개발에 연구를 집중하고 있다.

터빈분야에서는 터빈의 공력 설계뿐만 아니라 최근에는 터빈의 냉각 기술개발에 초점을 두고 연구를 진행 중에 있다. 터빈분야에서는 KHP 주엔진의 동력터빈 및 보조동력장치의 터빈개발에 참여하여 성공적인 개발을 완료하였다.

* 한국항공우주연구원 엔진시스템연구팀
† 연락저자, ctkim@kari.re.kr
TEL : (042)860-2759 FAX : (042)860-2626



Fig. 3 Combustor test

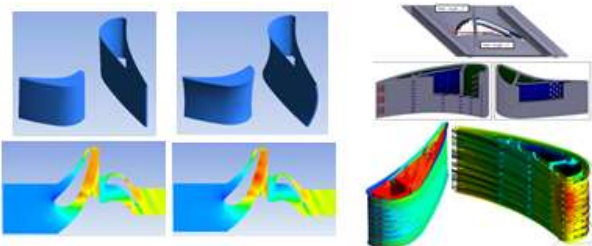


Fig. 4 Axial turbine aerodynamic and cooling design



(a) Compressor test facility



(b) Combustor test facility

Fig. 5 Engine component test facility

항공기용 가스터빈엔진 분야에서 엔진의 성능 시험 평가와 관련된 국제적 인증체계 구축의 일환으로 가스터빈엔진 개발에 필수적인 요소부품 성능시험설비를 확보/운영 중에 있다.

시스템 성능시험설비로서 항공기 엔진용 고공 성능시험 설비를 확보하여 운용중이다. 본 설비는 추력 및 연료소모율 분야에서 국제공인시험기관(KOLAS) 인정을 유지하고 있다.

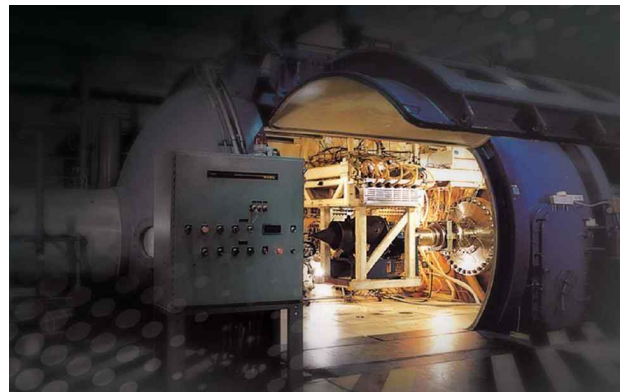


Fig. 6 Altitude engine test facility

엔진고공환경시험설비는 터보제트/팬 엔진을 시험할 수 있는 Cell과 KHP 엔진과 같은 터보샤프트 엔진을 시험할 수 있는 Cell로 각각 구성되어 있다. Table 1에는 각 셀의 사양을 표시하였다.

Table 1 Specifications of altitude engine test facility

Cell for Turbo-Jet/Fan		
Specification	Value	
Altitude	40,000 ft	
Max. Speed	Mach 1.0	
Inlet Temperature	-75~100℃	
Inlet Pressure	31~350 kPa	
Max. Air Flow Rate	40 kg/s	
Max. Thrust	3,000 lbf	
Test Cell Dimensions	3.5 m(D) × 6.0 m(L)	
Data Acquisition System	Pressure	160
	Temperature	192
	Vibration	12
	Misc.	288

Cell for Turbo-Shaft

Specification	Value	
Altitude	0~20,000 ft	
Max. Speed	Mach 1.0	
Inlet Temperature	-75~100℃	
Inlet Pressure	46~350 kPa	
Max. Air Flow Rate	40 kg/s	
Max. Power	2,500 SHP	
Test Cell Dimensions	4.0 m(D) × 7.6 m(L)	
Data Acquisition System	Pressure	286
	Temperature	256
	Vibration	32
	Misc.	208