99 유체기계 연구개발 발표회 논문집, pp. 291-300
서울대학교 호암 컨벤션 센터 1999. 12. 3

100 Kw급 항공용 보조동력장치(APU) 개발

양수석* · 이대성* · 김승우**

Development of 100 Kw Power Class Airborne Auxiliary Power Unit

Soo-Seok Yang*, Dae-Sung Lee*, Seung-Woo Kim**

Key Words: Auxiliary power unit(보조동력장치), Compressor(압축기), Combustor(연소기), Turbine(터빈), High speed generator(고속발전기), Air-foil bearing(에어포일 베어링)

ABSTRACT

Currently under development is an airborne auxiliary power unit with 100 Kw equivalent power, which is composed of a centrifugal compressor, a reverse annular combustor, and a radial turbine. Air-foil bearings are used in this power unit to eliminate the oil supplying system, which can reduce the system complexity and weight. The high speed generator is adopted as an electric power generation and engine starting system, which can also eliminate the reduction gear system. Not only electric power but also pneumatic power is provided by bleeding the compressed air. This power unit is aimed for the multi-purpose use such as a primary power unit in the army weapon system, an auxiliary power and environmental control unit in a next-generation tank, and a smoke generating unit.

1. 서 론

항공용 보조동력장치(이하 APU)는 소형 가스터빈 엔진으로 주로 주엔진의 공중 및 지상 시동장치로 사용되고 항공기의 비상 및 보조 전원을 공급하는 역할을 할 뿐만 아니라 승무원실과 객실의 환경조절 등으로 사용되는 블리드 공기를 공급한다. APU는 전기력과 공압을 동시에 만들어 낼 수 있으므로 항공용 뿐만 아니라 지상에서도 다양도로 활용 가능하기 때문에 민수 및 군수 분야의 시장 규모도 매우 크다. 특히 이중에서도 100 내지 200 Kw급의 APU에 대한 향후 시장하고 세계 시장에서의 경쟁력을 확보하기에는 국내의 전망이 가장 밝다. 그러나 이러한 밝은 전망에도 불구 기술은 아직 미흡한 수준이다. 따라서 국내 시장을 개척하는 것이 APU의 개발에 무엇보다도 필수적이다.

본 논문은 현재의 국내 기술을 총합하여 독자적으로 100 Kw급 APU를 개발함으로써 국내 시장을 확보하고 향후 국제시장을 겨냥하기 위하여 민·군 겸용기술 사업으로 시작된 "보조동력장치(APU) 개발"의 주요 연구개발 내용에 관한 것이다. 앞서 설명한 바와 같이 개발 APU를 적용할 대상을 국내에서 찾는 것이 매우 중요하며 이것이 선행되어야 시스템의 목표 사양이 결정되며 개발에 착수할 수가 있다. APU의 목표 사양을 설정하기 위한 첫 번째 적용 대상은 지상 무기체계 등에서 주 동력원(이하 PPU)으로 사용되는 경우로 정하였으며 요구 전력은 정격 60 Kw, 최대 100 Kw 정도이다. 두 번째 적용 대상으로 선택한 가스발생기(이하

* 한국항공우주연구소 항공추진기관연구그룹
** 삼성항공 엔진연구소

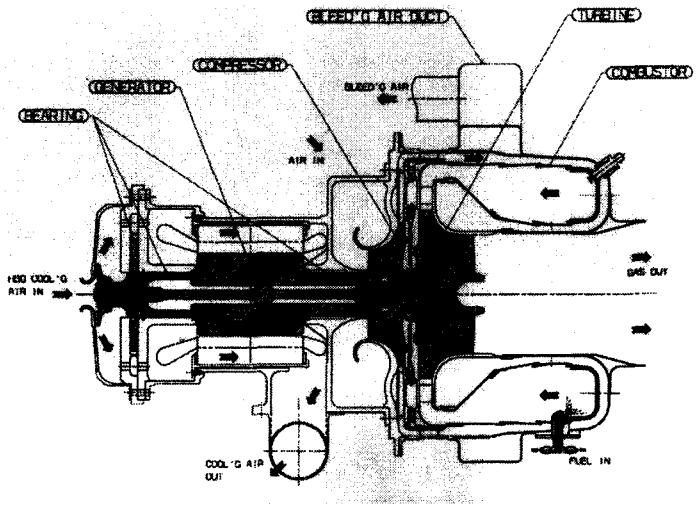

Fig. 1 Schematic view of developing APU

SGU)는 전투 등의 여러 상황에서 필요시 가스를 발생시키는 장치로서 약 0.25 kg/sec 이상 다량의 블리드 공기를 요구하는 것으로 설정하였다. 세 번째 적용 대상은 차세대 탱크 등의 지상차량에서 40 Kw 정도의 전기 출력뿐만 아니라 탑승원의 환경조절을 위한 0.2 kg/sec 이상의 블리드 출력을 요구하는 시스템(이하 PEU)으로 정하였다. 동일한 시스템을 사용하여 앞서 언급한 세가지 용도에 적용하기 위하여서는 설계, 특히 시스템 해석 단계에서 세심한 주의가 요구된다.

본 APU에서 채택한 핵심 부품의 형태는 일반적으로 100 Kw급 정도의 소형 가스터빈 엔진에서 가장 많이 사용하는 1단 원심형 압축기와 1단 반경형 터빈이다. 또한 축계통의 길이를 최대한 줄이기 위하여 압축기와 터빈이 서로 밀착되어 조립되고 역류 환형 연소기를 채택하여 터빈으로 연소가스를 공급하는 형태를 가지도록 하였다. 고속으로 운전되는 소형 APU 개발에서 축계통의 설계/제작은 개발의 성패를 좌우할 만큼 중요하다. 본 APU의 축계통은 전방에 위치한 고속 발전기와 후방에 위치한 압축기/터빈을 연결하며 이를 지지하기 위하여 고속 발전기와 압축기 사이에, 그리고 고속발전기 전방에 각각의 베아링이 위치하고 있다. 본 APU는 시스템의 복잡성, 부피, 무게, 정비성 등을 향상시키기 위하여 첨단 보조계통을 사용하였다. 이러한 목적으로 베아링은 윤활유 공급계통을 필요로 하지 않는 Air-Foil 베아링을, 발전기는 회전수를 낮추는 기어장치를 필요로 하지 않는 고속 발전기를 채택하였다. 지금까지 설명한 APU의 개략도는 Fig. 1과 같으며 전체 길이는 약 650 cm, 직경은 약 500 cm 정도가 되며 무게는 약 70 Kg이다.

2. 시스템 해석

2.1. 사이클 해석

등가출력 100 Kw급의 APU를 개발하기 위하여 우선적으로 사이클 해석이 수행되었다. 먼저 개념설계 단계에서는 기술사양 분석을 통하여 시스템 및 핵심부품의 목표 사양을 설정하였다. 여기에서 설정된 핵심부품의 목표 사양은 사이클 해석에서 중요한 입력값으로 활용된다. 본 APU는 다용도로 활용하기 위하여 개발되고 있기 때문에 사이클 해석에서 설계점의 선정이 무엇보다 중요하다. 현재까지 고려되고 있는 APU의 용도로는 앞서 설명한 바와 같이 전원만을 공급하는 PPU의 경우, 전원과 블리드 공기를 동시에 공급하는 PEU의 경우, 주로 블리드 공기만을 공급하는 SGU의 경우가 있다.

사이클 해석에서 설계점을 어떠한 조건으로 설정하는가에 따라 탈설계점으로 운용되는 다른 조건에서의 성능이 큰 영향을 받는다. 예를들면, 블리드를 많이 요

Table 1 Design point and operating point of developing APU

성능변수	설계점	PPU	PEU	SGU
등가출력 (kW)	92	104	88	50
전기출력 (KW)	55	87	40	10
블리드 (kg/s)	0.16	0	0.23	0.24
시스템 효율 (%)	13.3	15.3	14.3	10.2
SFC (kg/hr/kW)	0.63	0.55	0.59	1.15
공기유량 (kg/s)	1.02	0.89	1.00	0.95
압축비	4.0	4.1	4.2	3.7
써지여유 (%)	25.2	13.4	17.6	32.7
TIT (°K)	1171	1136	1170	1073

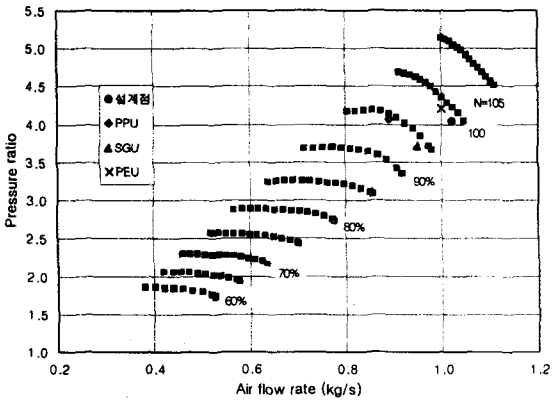

Fig.2 Compressor performance map and operating points

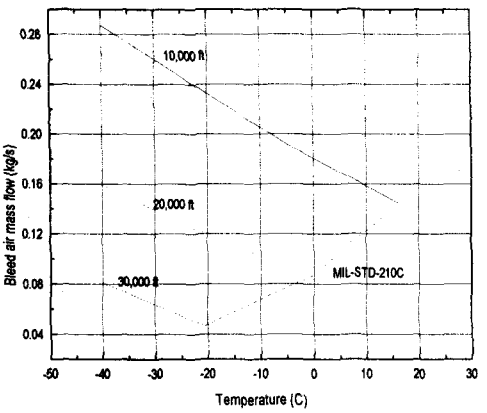

Fig. 3 Altitude performance of developing APU

구하는 SGU의 조건을 설계점으로 설정하는 경우에는 PPU에서의 작동영역이 압축기 써지선을 벗어나게 되며 전기출력만을 요구하는 PPU의 조건을 설계점으로 설정하는 경우에는 SGU의 작동영역에서 압축기의 효율이 매우 낮아진다. 따라서 반복설계 과정을 거치면서 각 용도에서 요구하는 사양을 만족시킬 수 있도록 설계점을 설정하였다. 최종적으로 설정된 설계점 및 탈설계점에서의 성능은 Table 1과 같으며 이때 압축기 성능도상에 표시한 각 용도에서의 운용점은 Fig. 2와 같다.

본 APU는 우선적으로 지상용에 적용하여 성능을 입증한 후 항공용 APU로 확장 적용이 가능하도록 설계되고 있기 때문에 고고도에서 탈설계점 성능도 중요하다. 일반적으로 항공용 APU에서는 전기출력과 블리드 공기를 동시에 요구하며 전기 출력이 30 Kw일 경우에 블리드 공기양을 고도별로 예측한 결과는 Fig. 3과 같다.

2.2. 축계통 로터 다이나믹 해석

개발 APU 로터 시스템은 크게 외부 축과 내부 축의 이중 축 구조로 되어 있다. 외부 축은 locking 너트, 블로어, 쓰러스트 디스크, 전방 베어링 저어널 축, 발전기 로터, 후방 베어링 저어널 축, 압축기 디스크, 라비린스 시일, 그리고 터빈 디스크로 이루어지며, 이들의 체결조립을 위해 체결 축(tie shaft)인 내부 축에 축방향 예압장력 50,000 N 이 부가되어 설치된다. 따라서, 외부 축의 각 연결부, 외부와 내부 축 사이의 연결 볼팅부, 내부 축과 터빈부 사이의 연결 볼팅부, 그리고 내부 축과 언급된 축방향 힘의 모델링이 APU 로터의 로터다이나믹 특성에 영향을 끼칠 것으로 판단되며, 이들의 영향이 반영된 정밀한 로터다이믹 설계해석을 수행하였다. 모델링에는 크게 단일 축 및 이중 축 모델링 기법이 사용되었으며 단일 축 모델링에서는 내부 축의 강성과 관성을 외부 축에 부가시키는 통상의 방법이, 그리고 이중 축 모델링에서는 내부 축에도 독립적인 노드를 부가하여 모델링하는 방법이 사용되었다. 한편, 개발 APU 로터와 유사한 구조를 갖는 시험용 Mock-up 로터의 모달시험을 통해, 설계해석에 적용된 모델링 기법을 검증하였다.

Table 2는 종합적으로 개발 APU 로터-베어링 시스템에 대한 각 모델링 기법에 따른 예측된 위험속도를

비교 정리하고 있으며 Fig. 4는 이중 축 모델을 적용하고 내부 축의 인장력 효과를 고려하지 않은 경우의 3차 선회 고유모드를 나타낸 것이다.

Table 2 Rotordynamic analysis results of the prototype APU rotor

Analytical Results : Critical speed (rpm)			Mode type
단일 축 모델링	이중 축 모델링		
	With no axial forces	With axial forces	
5,801	5,799	6,015	Rigid body
8,030	8,028	8,027	Rigid body
	40,314	56,184	Inner shaft bending
82,802	82,996	83,019	Outer shaft bending
	118,409	142,665	Inner shaft bending
173,815	174,420	174,470	Outer shaft bending

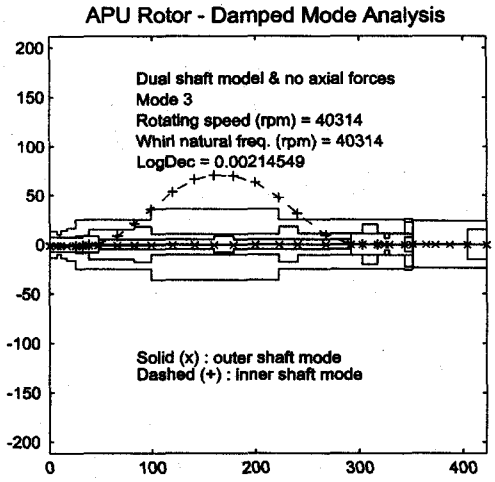

Fig. 4 3rd critical mode (inner shaft mode) of the APU rotor with the dual shaft model and no axial forces considered.

3. 핵심부품 개발

3.1 압축기

본 APU 압축기는 radial-to-axial 흡입부, 임펠러, 채널디퓨져 및 출구 안내익으로 구성된 단단 원심압축기이다. 전체 APU 시스템의 layout에서 요구하는 여러 가지 형상 제한 조건들을 만족시키며 특히 로터의 안정적 작동을 위해 짧은 흡입부를 도입하였다. 개발 사양 및 1차원 설계결과를 정리하면 아래 Table 3과 같다.

1차원 설계에서 얻어진 주요 형상값 및 손실계수를 바탕으로 탈 설계점 성능해석을 수행하였다. 성능해석 결과는 아래 Fig. 5와 6에 도시하였다.

1차원 설계에서 얻어진 주요 단면에서의 형상값을 바탕으로 2차원 형상설계가 수행되었으며 특히 임펠러의 경우는 유선해석을 통해서 임펠러 채널내 하중분포를 점검하며 블레이드 형상을 결정하였다. 또한 2차원 및 3차원 구조해석을 통하여 임펠러 및 디퓨져의 구조적 안정성을 검증하였으며 제작성을 충분히 고려하여 블레이드 두께분포 등을 설계하였다.

상용코드인 DENTON 및 STAR/CD 등을 사용하여 임펠러, 채널 디퓨저 및 출구 안내익에 대한 3차원 점성유동 수치해석을 수행하였다. 임펠러의 경우 디퓨저와의 상호작용을 배제한 임펠러 만의 단독 유동해석을 수행하였다. 설계점에서 임펠러의 정압 상승비는 약 2.95이고 전압 상승은 약 5.7의 결과를 보였다. 또

Table 3 compressor specification and 1D design results

변 수	설 계 점
입구 온도	288.15 K
입구 압력	101325.0 Pa
흡입부 압력 손실	3%
회전수	60000 rev./min
유량	0.98Kg/sec
압력비	4.487
효율	77.5%
서지마진	10%

한 Fig. 7에서 보는 바와 같이 임펠러 출구에서의 속도 분포는 반경방향에 대해서는 슈라우드 쪽에서 속도가 작아지는 분포를 보이고 있고 회전방향의 속도성분은 비교적 균일한 분포를 보이는 것으로 나타났다.

2차원 및 3차원 해석을 통하여 설계/제작된 압축기의 성능은 부품의 성능시험 결과를 바탕으로 검증될 것이며 이때 나타난 문제점들은 재설계 과정을 통하여 수정될 것이다. 현재 진행중인 압축기 성능시험설비는 Fig. 8과 9와 같이 터빈 구동 방식이며 구동공기의 압력은 최대 4 bar, 온도는 전기히터를 사용하여 최대 500 ℃까지 공급 가능하다.

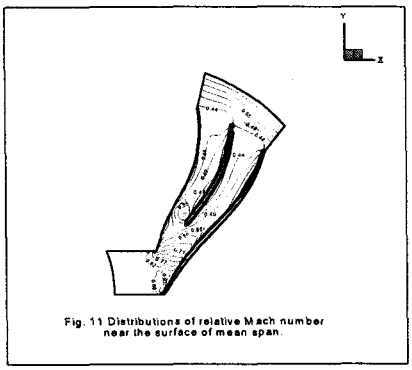

Fig. 7 Computational results for an impeller

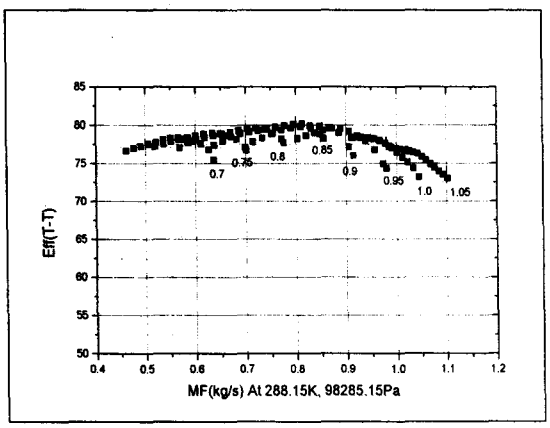

Fig. 5 Performance map(efficiency)

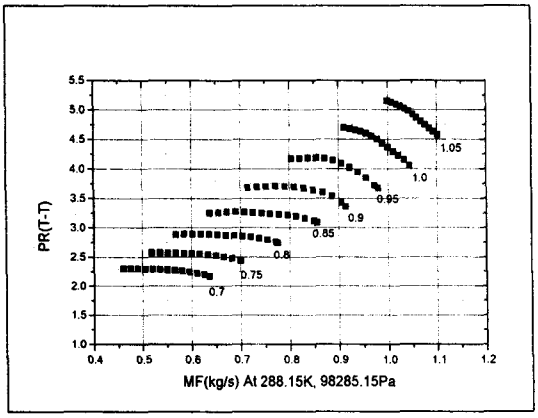

Fig. 6 Performance map(pressure ratio)

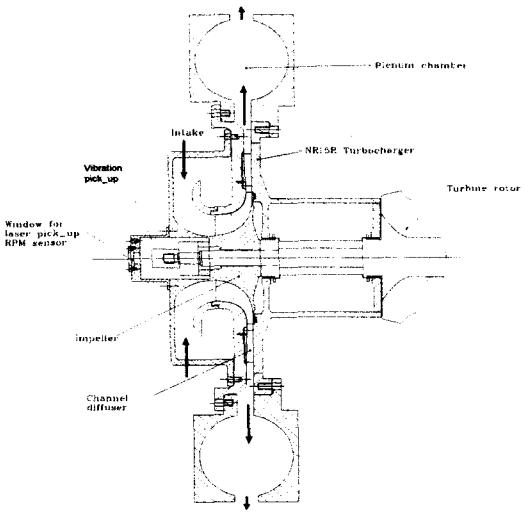

Fig. 8 Test section of a compressor test facility

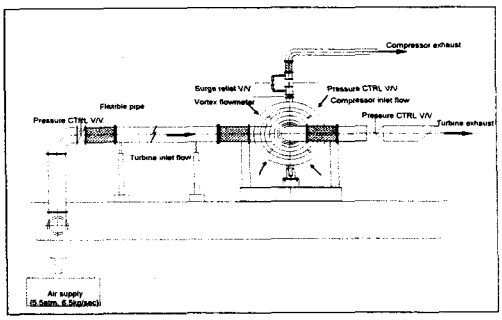

Fig. 9 Compressor test rig fot APU compressor test

3.2 연소기

본 APU의 연소기는 공간의 최소화와 진동 문제 등으로 인하여 환형-역류형(annular reverse type)으로 설계되었으며, 라이너 냉각 방식으로는 기막냉각(film cooling) 방식과 점화방식으로는 전기 스파크 플러그를 채택하였다. 또한 연료 인젝터는 가장 단순한 형태인 simplex type을 사용하였다.

개발 APU 연소기의 작동 조건 및 설계 목표치는 Table 4와 같다.

주어진 운용조건과 설계 사양에 맞추어 연소기의 기본 크기를 결정하는데 있어 velocity method를 사용하였는데, 엔진 전체 구성상의 크기 제약 및 터빈 로터 직경에 의한 터빈 배기부의 외곽 반경 (71 mm)을 고려하고 reference velocity를 선택하여 연소기의 기본 치수를 결정하였다.

설계된 연소기의 형상은 Fig. 10과 같으며, 연소기 일차 영역에서의 공기 흐름이 라이너 벽면을 따라 형성되는 toroidal vortex 구조를 지니는데, 이에 따른 재순환 영역의 증대로 인해 연소 효율 및 연소안정성의 향상이 기대된다.

설계된 연소기에 대하여 FLUENT를 이용한 성능해석을 수행하였으며, 비반응 유동에 대한 계산을 수행하였다. Fig. 11은 연소기에서의 전압력 분포를 나타내는 것으로 라이너 구멍을 통한 급격한 압력 감소를 볼 수 있다. 이러한 성능해석은 향후 연소반응을 추가한 계산 및 분석을 통하여, 성능시험 결과와 비교하면서 본 연소기의 변경 및 성능개선에 활용할 것이다.

현재 Fig. 12와 같이 연소기와 기본 덕트의 성능 시험 장비 제작이 완료되어 연소기 성능시험을 수행중이며, 연소기 cold test는 완료된 상태이다. 추후 연소기의 최적 점화위치의 선정, 온도 분포, 가연한계의 측정 및 설계점에서의 성능 시험 등이 계속될 예정이다.

Table 4 Compressor design point and design requirement

	1차 설계	최종 설계
연소기 입구 온도	487 K	481 K
연소기 입구 압력	453 kPa	405 kPa
공기 유량	0.91 kg/s	0.86 kg/s
연료 유량	57.3 kg/h	59.3 kg/h
연소기 출구 온도	1,120 K	1,170 K
연소 효율 (설계점)	≥ 99 %	≥ 99 %
PATTERN FACTOR	≤ 30 %	≤ 30 %
전압력 손실	≤ 4.5 %	≤ 4.5 %

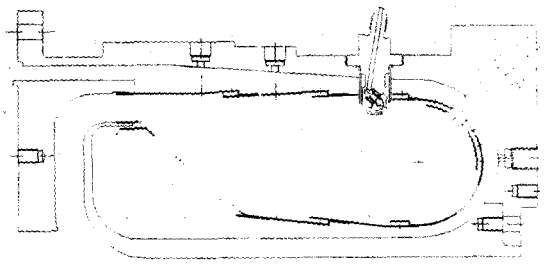

Fig. 10 APU combustor

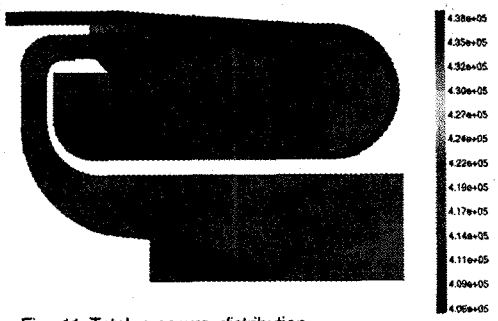

Fig. 11 Total pressure distribution

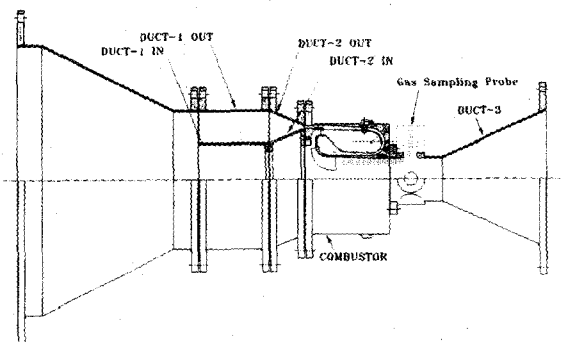

Fig. 12 Schematic diagram of a combustor test rig

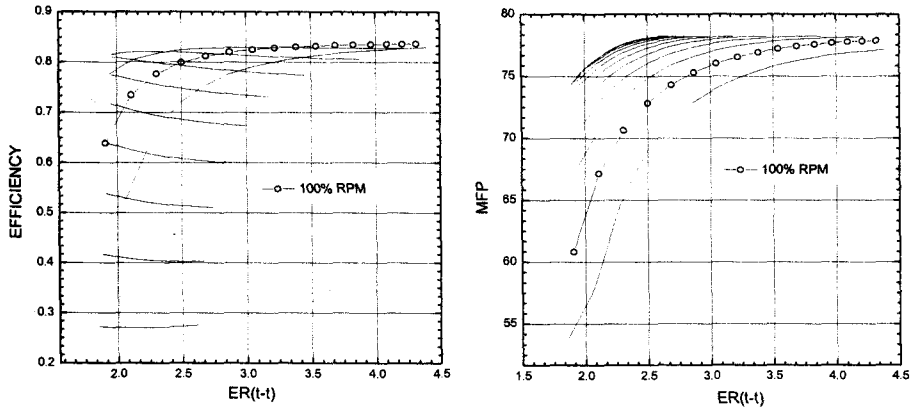

Fig. 13 Turbine performance map

3.3 터빈

본 APU 터빈의 형상은 구심터빈 형태로 설계되었다. 구심터빈은 축류 터빈과는 다르게 로터를 지나면서 유동 반경이 작아지므로 축류 터빈보다 큰 비출력을 발생시킬 수 있다. 또한 비교적 효율이 높고, 구조적으로 튼튼할 뿐 아니라 제작이 용이하고 제작단가가 저렴하다는 장점이 있다. 따라서 본 연구와 같은 소형 가스터빈엔진에는 구심 터빈의 사용이 적합하다. 본 터빈의 설계 사양 및 설계결과를 정리하면 Table 5와 같다.

설계에서 얻어진 주요 형상값 및 손실계수를 바탕으로 탈설계점 성능해석을 수행하였으며 결과는 아래 Fig. 13과 같다. 팽창비에 대한 효율변화의 분포특성을 살펴보면, 100% 회전수에서 팽창비가 3.0 ~ 4.5일 때 최대 효율을 보이고 있으며, 낮은 회전수에서는 팽창비가 증가할수록 효율은 감소하고 있음을 볼 수 있다. 또한, 팽창비에 대한 유량특성을 살펴보면 고 팽창비에서 회전수 변화에 따라 유량이 일정하게 분포되는 경향을 보이고 있다. 저 회전수에서는 유량이 크더라도 노즐에서 쵸킹이 되기 전에는 큰 팽창비를 얻을 수 없으며, 고 회전수에서는 저 회전수에서의 유량보다 상대적으로 작은 유량으로 큰 팽창비를 얻을 수 있음을 알 수 있다. 설계점에서 APU 터빈은 83%의 효율을 만족하고 있음을 알 수 있으며, 80%와 110% 사이의 회전수에서 비교적 높은 효율을 나타내고 있음을 볼 수 있다. 본 연구에서 최종 설계된 터빈의 형상은 Fig. 14와 같다.

Table 5 Turbine design point and design results

변수	설계점
유량(kg/s)	0.9346
전온도(K)	976.13
전압력(MPa)	0.37768
팽창비(t-t)	3.64
출력(kW)	234.31
회전수(rpm)	57,000
효율(t-t),%	83.0

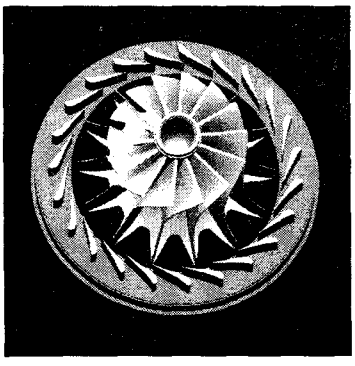

Fig. 14 View of a turbine wheel

4. 보조계통 개발

4.1 Air-Foil 베어링

고속회전체를 위한 Air-Foil Bearing(이하 AFB)은 회전체를 이용하는 터보기계 산업분야 뿐만 아니라 회전체가 이용되는 가전제품, 산업기기 분야에서의 첨단 기술로, 주로 40,000 rpm이상, 10kg이하의 고속/경량 회전체를 지지하는 비접촉 베어링이다. 기존의 접촉식 구름베어링이 가지는 문제점인 접촉에 의한 진동문제가 없으며, 윤활시스템이 필요 없다는 장점을 가지는 AFB는 항공용으로 널리 쓰일 수 있을 뿐만 아니라 지속적인 유지보수가 필요하지 않기 때문에 우주정거장과 같이 사람이 없는 곳에서도 5년 이상 성공적으로 연속작동을 시킬 수가 있다. 한편, 비접촉 베어링의 일종인 magnetic 베어링에 비해 구조가 훨씬 간단하여 무게, 크기 측면에서 유리하고 제조원가도 낮으며 magnetic 베어링에 필수인 제어장치가 AFB에서는 불필요하다는 장점이 있다.

AFB는 radial 베어링과 thrust 베어링으로 구성되어 있으며 고속 발전기 전방과 후방에 각각 장착되어 있다. 이것은 여러 개의 포일로 구성되는 bending-dominated segmented foil 베어링이며 포일과 회전하는 로터사이의 공기에서 발생하는 압력으로 로터를 지지하게 된다. 그리고 초기 구동시의 마찰을 줄이기 위하여 포일에 코팅을 하여 사용하고 있으며, 이 경우 오일을 포일 표면에 도포한 경우에 발생하는 oil whip 현상에 의한 불안정성이 없는 장점이 있다.

현재까지 로터의 사이즈에 맞는 포일을 설계하고 이 포일들을 적절하게 배치하여 로터의 무게에 의한 정적 하중과 불균형 응답성 및 외부 가진조건에 의한 동적 하중를 견디도록 베어링을 설계하였으며 이와 함께 베어링의 수명에 중요한 역할을 하는 lift-off speed, 로터의 초기구동에 필요한 힘인 start-up moment에 관한 해석을 수행하였다. 그밖에 해석적으로는 알기 어려운 AFB의 불안정영역, AFB의 수명, 진동특성 등을 규명하기 위하여 시험을 진행 중에 있다.

이외에 AFB에 있어 중요한 사항은 적절한 냉각 방식을 설계하여야 한다는 것이다. AFB 내에서 포일과 축의 틈새는 수μm 라는 아주 작은 틈새이므로 이로 인한 발열로 온도가 상당히 올라간다. 초기 구동시의 마찰을 줄이기 위한 코팅은 200^{o}C 밖에 견디지 못하므로 적절한 냉각을 통하여 이 온도 이하로 유지하는 것이 중요하다. 특히 thrust AFB의 경우는 그 면적이 넓기 때문에 발열이 radial AFB보다 훨씬 많아 이 부분의 냉각이 중요한 문제가 된다.

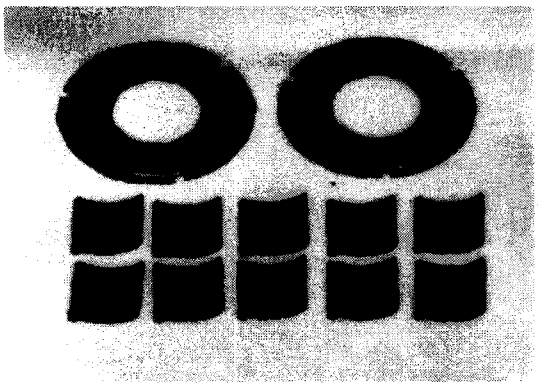

Fig. 15 Thrust & radial foil bearing

4.2 고속발전기

고속으로 회전하는 가스터빈을 이용하여 전기 출력을 발생시키기 위해서는 일반적으로 감속기어를 사용하여 회전속도를 약 3,600 rpm 정도로 낮추어 사용한다. 따라서 시스템이 복잡해질 뿐만 아니라 감속에 따른 손실이 발생하는데 이를 해결하기 위하여 별도의 감속장치가 필요없는 고속 발전기를 사용하는 연구가 활발히 진행되고 있다. 이러한 고속 발전기는 Fig. 16에서 보는 바와 같이 고성능 영구자석을 회전축에 조립하여 만든 회전자를 사용한다. 여기에서 사용되는 고성능 영구자석 동기 모터들의 회전자는 자속 에너지가 높은 SmCo 또는 Neodynium 과 같은 rare earth magnet 영구자석을 이용한 조립식 구조로 만들어 진다.

고속회전 모터의 경우 접착재를 이용하여 조립할 경우 강한 원심력을 이기지 못하기 때문에 자석이 회전축으로부터 떨어지지 않도록 자석의 외경에 retaining ring을 이용하여 조립한다. 실제로 선진국에서 개발한 50,000 rpm 이상의 모터들은 모두 이러한 구조로 만들어 졌으며 retaining ring의 소재로서는 금속 또는 복합재료를 사용한다. 본 모터의 경우 70,000rpm 회전시 retaining ring에 가해지는 응력은 해석 결과 약

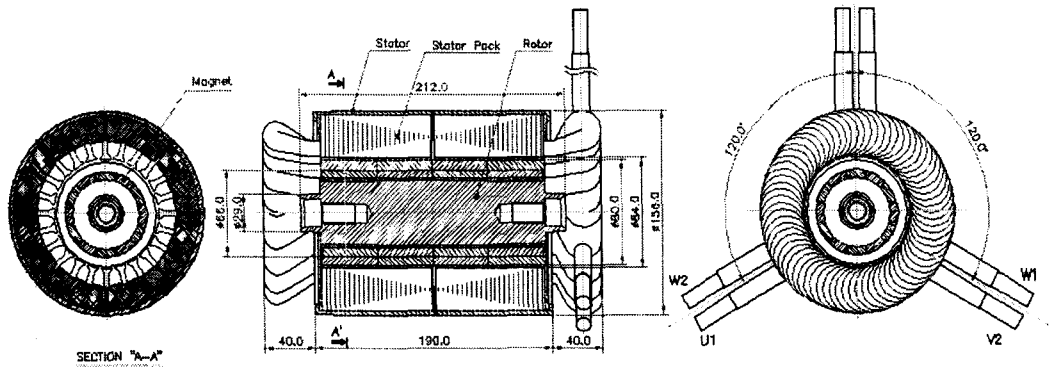

Fig. 16 Preliminary design of prototype motor using SmCo

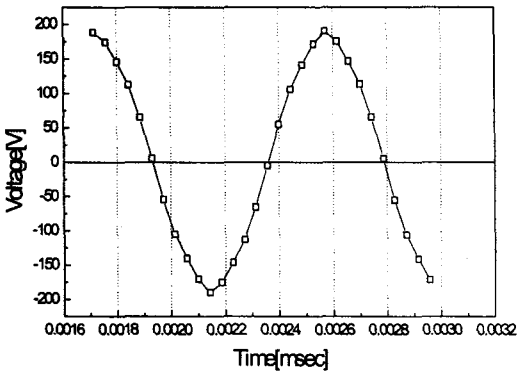

Fig. 17 Back-EMF waveform

1.1GPa 정도가 된다. 따라서 안전율을 고려하여 항복 응력이 약 2Gpa 정도인 재료를 사용하여 retainer ring 을 제작하는 방법과 inner shaft, permanent magnet, retaining ring 형태의 기계구조를 하나의 중심 샤프트로 제작하는 방법을 동시에 추진하고 있다.

APU에 장착되는 고속 발전기는 전기력을 발생하는 발전 모드와 회전력을 발생하는 모터링 모드로 운전되며 유한 요소 해석을 사용하여 SmCo형 회전자의 전자력 특성을 구한 결과 Fig. 17과 같은 기전력을 얻을 수 있었다.

5. 결 언

지금까지 설명한 APU의 개발은 핵심 부품인 압축기와 연소기의 성능시험이 현재 진행중에 있으며 또한 첨단 기술인 Air-Foil 베아링과 고속 발전기는 시제품의 시험을 통하여 드러난 문제점들에 대한 수정 작업을 계속하고 있다. 이러한 일련의 시험을 통하여 일차적으로 재설계가 이루어 질 것이며 재설계된 부품들의 성능이 확인되면 시스템의 조립이 행하여질 것이다.

본 APU의 목표 사양은 현재의 선진 기술과 비교하여 조금도 뒤 떨어진 수준이 아니기 때문에 국내 기술로 개발에 성공할 경우 가스터빈 엔진 분야의 국내 기술이 진일보하는 중요한 계기가 될 것이라 사료된다.

후 기

본 논문은 현재 민·군겸용 기술사업으로 수행되고 있는 연구의 일부임을 밝히며 연구 지원에 깊은 감사를 드립니다.

참고 문헌

(1) Rogers C.,1983, "Small Auxiliary Power Unit Design Constraints," AGARD-CP-352.

(2) 양수석, 최동환, 1988, "소형제트엔진 탈설계점 동

적성능 해석," 한국기계연구원.
(3) 이대성외, 1997, "소형 가스터빈엔진의 요소성능시험평가 기술개발," 한국항공우주연구소.
(4) Baines N. C., Sieverding C. H., 1992, "Radial Turbines," VKI Lecture Series 1992-05.
(5) Came P. M., 1978, "The Development, Application and Experimental Evaluation of a Design Procedure for Centrifugal Compressor," Proc. Instn. Mech. Engrs. Vol. 192 pp. 49.
(6) "The Design and Development of Gas Turbine Combustors : Vol. 1 Component Theory and Practice", Northern Research and Engineering Corporation, Woburn, U.S.A.
(7) "The Design and Development of Gas Turbine Combustors : Vol. 2 Design Methods and Development Techniques", Northern Research and Engineering Corporation, Woburn, U.S.A.