

# 100kW급 보조동력장치용 압축기 성능시험

임병준\* · 차봉준\* · 양수석\*

## 1. 서 론

보조동력장치(APU: Auxiliary Power Unit)란 주동력원(Engine)의 보조동력원으로서 주엔진의 연료를 사용하여 시스템이 요구하는 각종 보조동력을 공급하는 장치를 말하며, 그 형태는 왕복엔진에 비해 크기, 무게, 진동, 수명, 사용연료, 운용고도 등에서 월등한 장점을 지닌 완전한 가스터빈 형식을 택하고 있다. 이러한 보조동력장치는 군수, 민수 및 산업용 등으로 그 활용분야가 매우 다양하여 항공기의 경우 공중 및 지상에서의 주엔진 시동, 유압동력, 전기력 및 환경제어 시스템(ECS)에 필요한 공압을 제공하게 되며, 군용궤도 차량을 비롯한 각종 지상 장비의 경우 보조전력 및 여압용 압축공기공급용으로, 그 밖의 민수/산업용으로는 대형건물의 전력발전용, 낙도, 건설현장 등에서 비상발전 등에 사용되고 있는 등 그 용도가 증가되고 있는 추세이다.

보조동력장치는 가스터빈 엔진의 일종으로 고부가가치의 기술집약형 산업으로서 그 효율성이 크며, 산업구조의 고도화를 달성하고 국가경쟁력을 높이는 데 반드시 필요한 핵심기술이다. 가스터빈 엔진 기술은 소형 발전설비, 항공기, 선박, 지상무기체계 등에 사용되는 등 그 활용도는 다양하고, 점점 까다로워지고 있는 환경규제 등 각종 규제에 민감하게 대처할 수 있는 차세대 기술로서 앞으로도 개선되어야 할 사항이 많은 분야이다<sup>(1)</sup>.

한국항공우주연구원과 삼성 테크윈 주관으로 한국기계연구원과 서울대가 참여하여 지난 1997년부터 5년 동안 100 kW급 보조동력장치를 공동 개발하였으며 현재 상용화를 눈앞에 두고 있다.

개발 완료된 보조동력장치는 그림 1과 같이 1단 원심 압축기, 1단 구심 터빈, 역류형 캔-환형 연소기, 고

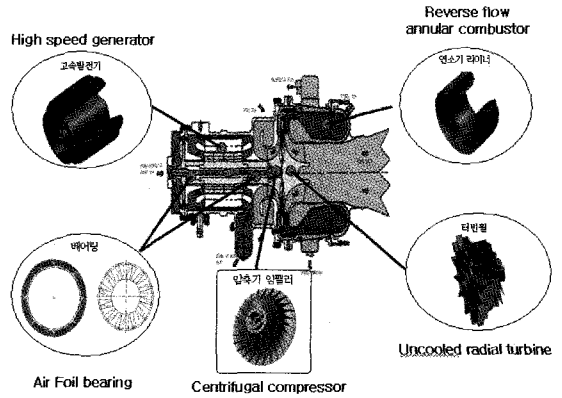


그림 1 보조동력장치 주요 구성품

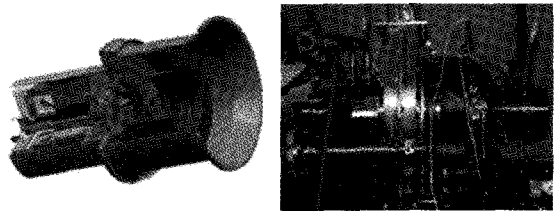


그림 2 보조동력장치 형상과 시제품

속 발전기로 구성되어 있으며 보조동력장치의 형상과 시제품을 그림 2에 나타내었다.

## 2. 보조동력장치용 압축기

보조동력장치용 소형 가스터빈엔진에는 주로 원심 압축기가 사용되는데 축류압축기에 비해 제작이 비교적 용이하고 단당 압축비가 크며 또한 유량작동범위가 넓고 또한 구조적으로 안정하여 긴 수명을 유지할 수 있기 때문이다<sup>(1)~(3)</sup>. 이 보조동력장치용 원심압축기는 입구유로, 임펠러, 디퓨저로 구성되어 있다. 고효율, 고압축비를 갖는 원심압축기를 개발하는 데에는 고난도의 설계기법이 필요하며 특히 압축기에 요구되는 운용 영역과 서지마진을 확보하기 위해서는 디퓨저가 매우

\* 한국항공우주연구원 항공추진그룹  
E-mail : bjljm@kari.re.kr

중요한 변수로 작용한다<sup>(4)</sup>. 임펠러의 경우에는 성능이 입증된 상용코드 등과 기타 자체 개발한 설계 코드 등이 많이 있으며 설계과정도 거의 체계화되어 있다. 또한 임펠러 유동해석 결과도 시험결과와 거의 일치하는 경향을 갖는 등 디퓨저에 비해 설계절차 및 결과에 대한 신뢰도가 높은 편이다<sup>(1)</sup>. 그러나 디퓨저의 경우, 임펠러 출구유동이 제트류와 와류가 혼합된 상태에서 큰 회전반경을 가지고 선회하는 매우 복잡한 유동구조를 갖는데 이러한 복잡한 디퓨저의 입구유동으로 인하여 디퓨저의 설계는 많은 부분이 경험식에 바탕을 둔 해석이나 시험결과에 의존한다. 따라서 많은 개발과제의 경우, 여러 종류의 디퓨저 형상에 대한 시험을 통해서 설계 요구조건을 만족하는 최적의 디퓨저를 결정하게 된다.

본 특집에서는 보조동력장치용 원심 압축기 성능시험을 위한 성능시험장치와 시험결과를 소개하고 향후 항공우주연구원원의 압축기 관련 연구 계획에 대하여 기술하였다.

## 2. 압축기 성능시험 장치

### 2.1 성능시험기

한국항공우주연구원 항공추진그룹에서 보유하고 있는 압축기 성능시험기는 터빈으로 구동되는 개방형으로서 그림 3과 같이 구성되어 있다. 본 압축기 성능시험기는 소형 원심 압축기 성능시험을 위해 설계/제작되었다.

압축기를 구동하기 위한 터빈에 사용되는 공기는 380 kW의 공기압축기에 의하여 최대 400 kPa까지 압축된 후, 2단의 전기히터에 의해 620 °C까지 가열된다. 가열된 공기는 구동터빈을 통해 대기로 팽창되면서 단일 회전축으로 연결된 압축기를 구동시킨다. 압축기구동용 터빈과 축 계통은 현재 선박용으로 사용되고 있는 터보차저(NR-15R)로서 최대 회전수는 약 61,000 rpm

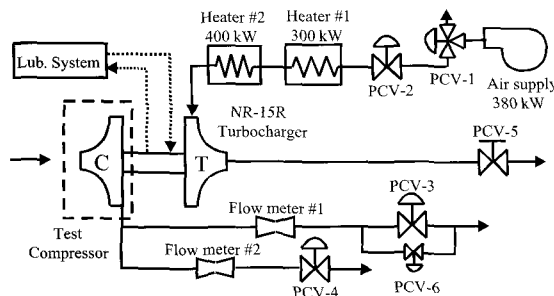


그림 3 Schematic diagram of a test facility

이며, 회전수는 스톨밸브(PCV-2)에 의해 조절된다. 터빈 팽창 조절밸브(PCV-5)는 터빈이 시동될 때 급격한 회전수 증가에 의한 축 계통의 손상을 방지하기 위한 안전밸브이다. 대기로부터 압축기로 유입된 공기는 압력제어밸브(PCV-3, PCV-4)에 의하여 압력이 조정되며 유로하류에는 압축기가 서지상태로부터 신속히 벗어나기 위한 서지 안전밸브(PCV-6)를 설치하였다.

### 2.2 시험부

보조동력장치용 압축기는 굴곡진 입구형상과 임펠러 및 디퓨저로 구성되어 있으며 60,000 rpm의 설계점 속도에서 압력비 4.4, 효율 75%의 성능을 목표로 설계되었다. 입구형상은 실제로 압축기가 보조동력장치에 설치될 경우의 성능을 시험하기 위해서 굴곡진 형상으로 설계되었다(그림 4). 임펠러는 13개의 보조날개를 포함하여 26개의 날개로 구성되어있다(그림 5). 설계점에서의 임펠러 출구 마하수는 1.05 이다.

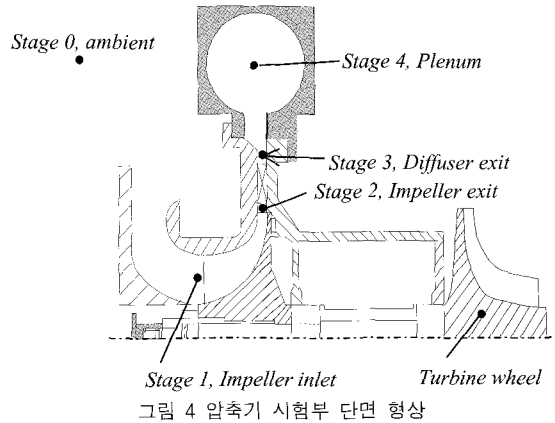


그림 4 압축기 시험부 단면 형상

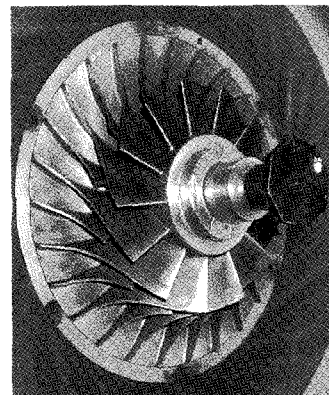


그림 5 시험 임펠러

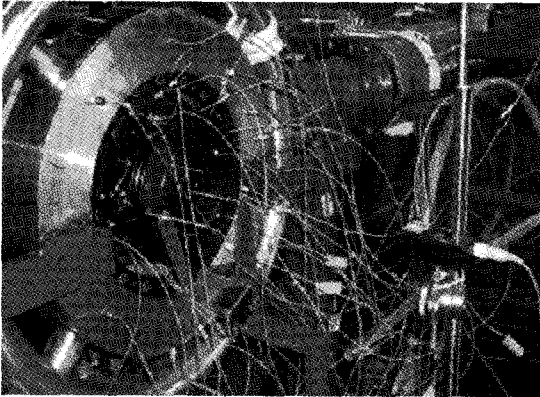


그림 6 측정장비 장착 시험부

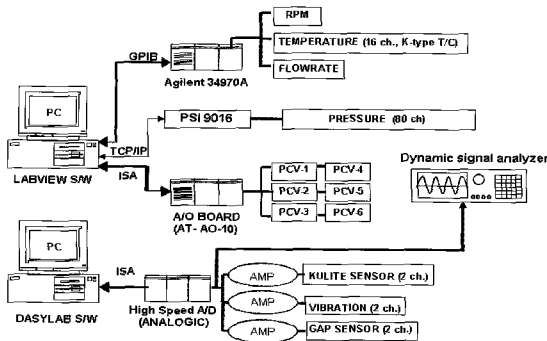


그림 7 자료획득 및 제어 시스템 구성

### 2.3 측정장비 및 자료획득장치

전반적인 압축기 성능을 평가하기 위해서 압력과 온도를 측정하였다. 측정위치는 그림 4와 같이 대기상태로부터 압축기 출구까지 몇 개의 단계로 구분하였다. 압축기 입구에서는 4개의 전압력 및 정압력과 정온도를 측정하였으며 임펠러와 디퓨저 출구에서 4개의 정압력과 압축기 출구에서 4개의 전압력 및 정온도를 측정하였다. 그림 6은 측정장비가 장착된 시험부를 보여 주고 있다.

시험기 제어 및 자료획득 시스템은 Labview 소프트웨어를 이용하여 구성하였으며 시험 중 안전을 위해 불안정성 발생을 판단하기 위하여 진동 및 근접센서와 천이압력과 같은 고주파수 응답특성 신호들은 별도의 PC와 소프트웨어로 시스템을 구성하였다(그림 7).

### 3. 시험결과

보조동력장치용 원심 압축기의 성능시험은 동일한

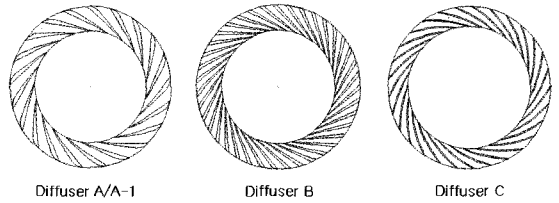


그림 8 3가지 종류의 디퓨저 형상

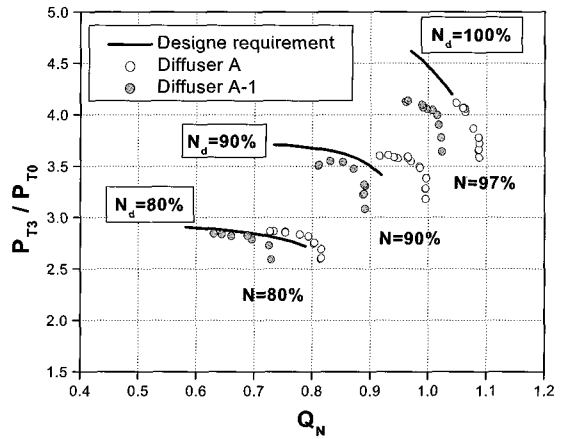


그림 9 압축기 성능곡선 (Diffuser A, Diffuser A-1)

임펠러에 대하여 3가지 디퓨저(그림 8)에 대하여 수행되었고 Diffuser B와 C는 디퓨저 재설계 과정을 통하여 도출된 것이다. 초기 설계된 디퓨저는 넓은 유량작동범위를 만족하도록 서지마진을 늘리기 위하여 디퓨저 배인 형상이 약간의 캠버를 가지는 profiled type 디퓨저 이다(Diffuser A/A-1)<sup>(1)</sup>.

초기 설계된 wedge 형 디퓨저(Diffuser A)의 경우, 압축기 전체 작동영역이 고유량쪽으로 치우쳐 있고 작동영역이 좁게 나타났다. 이것은 디퓨저 목 면적이 지나치게 크게 설계 되어있으며 임펠러 출구의 유동각과 배인각이 상당히 큰 차이를 가지기 때문인 것으로 판단 되었다. 임펠러는 그대로 유지한 상태에서 디퓨저 목면적을 감소시킴으로써 작동영역이 저유량쪽으로 이동하는 것을 확인하기 위하여 목면적이 약 9% 감소되도록 디퓨저 배인의 높이를 감소시킨 디퓨저(Diffuser A-1)를 장착하여 성능시험을 수행하였다(그림 9).

이러한 1차 성능시험결과를 반영하여 재설계된 wedge 형 디퓨저(Diffuser B)의 경우, 작동영역은 설계요구조건과 유사한 결과를 얻었으나 디퓨저에서 손실이 증가하여 전반적인 성능이 낮게 나타났다(그림 10). 이러한 디퓨저 입구부의 손실을 줄이기 위하여 임펠러 출구로부터 디퓨저 입구까지의 거리를 증가시켜 디퓨저 입구

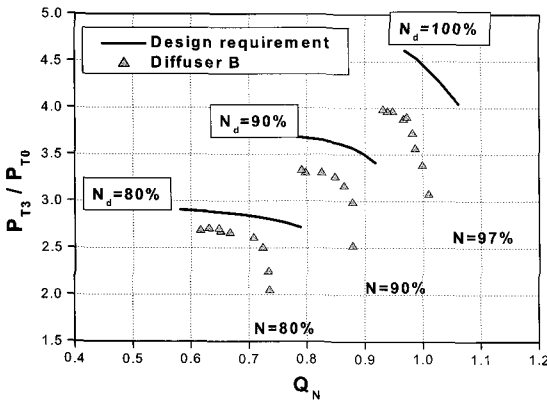


그림 10 압축기 성능곡선 (Diffuser B)

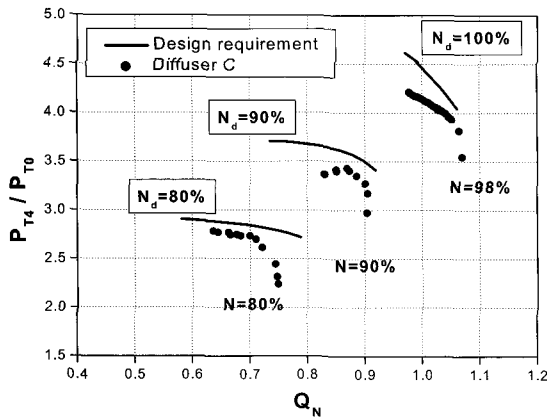


그림 11 압축기 성능곡선 (Diffuser C)

에서의 마하수를 감소시키도록 하였으며 베인 형상을 Airfoil 형으로 바꾸어 손실을 줄이도록 하는 동시에 디퓨저 내에서의 적절한 정압력 변환이 이루어지도록 디퓨저(Diffuser C)를 재설계하였다.

Airfoil 형 디퓨저(Diffuser C)의 성능시험결과, 설계 요구조건을 만족할 것으로 예상되는 압력비를 얻었고 설계 회전수 부근에서 서지마진이 향상되는 효과를 얻었다(그림 11).

이러한 연구결과를 바탕으로 향후 적용 대상 보조동력장치의 요구조건에 따라 작동영역 및 작동점의 변화가 필요한 경우, 성능개량 과정을 통하여 최적의 디퓨저를 결정할 수 있을 것으로 기대된다.

#### 4. 향후 연구방향

한국항공우주연구원은 1.2 MW급 산업용 가스터빈 엔진 개발, 100 kW급 보조동력장치 개발 등 국내에서

수행된 중요 가스터빈 개발과제에 참여하여 압축기 개발 및 성능시험평가에 대한 연구를 수행하였으며 각종 압축기 성능시험을 위한 시험설비를 구축하였다. 여기서는 향후 한국항공우주연구원의 압축기 연구 방향에 대하여 간략히 기술하였다.

#### 4.1 시험 신뢰도 확보 및 공인 인증 획득

측정불확도 분석은 시험을 계획하는 단계에서 측정 방법, 측정센서 그리고 측정값의 처리 방법 등을 결정하는 기초가 되고, 시험을 수행한 이후에는 측정된 값에 신뢰도를 부여하는 근거가 된다<sup>(6)</sup>. 따라서 ISO 등 국제 표준에 적합한 측정불확도 분석을 통하여 압축기 성능시험 결과에 대한 신뢰도를 향상시키기 위한 노력을 경주하고 있다. 시험결과의 공인된 신뢰도 확보를 위한 KOLAS(Korea Laboratory Accreditation Scheme) 인정 및 ISO(International Standard Organization) 인증 획득을 위한 준비작업을 진행하고 있다.

#### 4.2 압축기 선회실속 및 서지 연구

선회실속과 서지는 압축기의 작동을 제한하고 진동과 성능저하를 일으키며 시스템의 손상까지 초래할 수 있는 현상이다. 최근 선회실속과 서지에 대한 심층적인 연구가 국내외적으로 활발히 진행되고 있는 가운데 한국항공우주연구원에서도 선회실속과 서지의 측정기법 및 발생과정에 대한 연구를 수행하여 왔으며 향후 이러한 공력학적 불안정 현상의 억제와 경고방법 등에 대한 연구들을 수행할 예정이다.

#### 4.3 기타 연구 분야

국내 압축기 개발은 주로 소형 원심압축기 중심으로 이루어져왔으나 항공기용 대형 가스터빈 엔진에는 주로 축류 압축기 사용되고 있다. 아직까지 국내에서는 축류 압축기에 대한 개발 및 연구가 미미한 실정임을 감안할 때 향후 축류 압축기 개발에 대비하여 성능시험 및 평가에 대한 연구를 준비하여야 할 것이다.

### 5. 결론

본 특집에서는 한국항공우주연구원에서 수행한 100

kW급 보조동력장치용 압축기 성능시험에 대하여 기술하였다. 압축기 성능시험 결과를 활용하여 설계요구조건을 만족하는 최적의 디퓨저 형상을 도출하는 과정을 수행하였다. 이러한 연구 결과는 보조동력장치의 다양한 활용 분야에 따른 요구조건을 만족시키기 위한 성능개량 과정에 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

### 참고문헌

- (1) 이대성 외, 2000, “보조동력장치개발”, 과학기술부 연구보고서.
- (2) 이강이, 이시우, 김승우, 1996, “APU 개발동향 및 개념설계 절차”, 한국항공우주학회지, 24권, 제5호.
- (3) S. Webb, 1995, “Technical Data To Support FAA’s Advisory Circular on Reducing Emissions from Commercial Aviations”, US EPA, 1995.
- (4) H. Tamaki et al, 1999, “The Experimental Study of Matching Between Centrifugal Compressor Impeller and Diffuser”, Journal of Turbomachinery, Vol. 121, pp. 113~118.
- (5) 차봉준, 임병준, 양수석, 이대성, 2000, “팁 간극 영향으로 인한 원심 압축기 성능특성 시험연구”, 제1회 한국유체공학학술대회 논문집, pp. 587~590.
- (6) 윤민수, 양수석, 이대성, 2001, “가스터빈엔진의 고공환경 성능의 측정불확도 분석”, 한국항공우주학회지, 29권, 제1호.