

## APU용 구심터빈의 공력리그시험

강정식<sup>\*†</sup>·임병준<sup>\*</sup>·안이기<sup>\*\*</sup>

\* 한국항공우주연구원 터보샤프트엔진팀, \*\* 한국항공우주연구원 회전익기술실

### Aerodynamic Rig Test of Radial Turbine for APU

Jeong-Seek Kang<sup>\*†</sup>, Byeung-Jun Lim<sup>\*</sup> and Iee-Ki Ahn<sup>\*\*</sup>

\* Turboshaft Engine Team, \*\* Rotorcraft Technology Division, Korea Aerospace Research Institute

(Received March 11, 2011 ; Revised October 10, 2012 ; Accepted October 11, 2012)

**Key Words:** Radial Turbine(구심터빈), Aerodynamic Rig Test(공력리그시험)

**초록:** 본 연구는 보조동력장치에 적용되는 구심터빈의 공력성능시험을 한국항공우주연구원의 고온 터빈 시험리그에서 수행한 결과이다. 리그시험을 위하여 터빈의 형상은 동일하되 팽창비, 마하수 및 유량계수는 실제 엔진과 동일한 값이 되도록 상사법칙을 적용하여 시험하였다. 설계 팽창비는 3.096이며, 상사된 설계회전수는 34909 rpm 이고 상사된 터빈 입구온도는 160℃이다. 터빈의 입구에는 익형 형상의 노즐이 설치되었으며 터빈 휠의 직경은 175.74mm 이다. 시험을 통하여 터빈의 성능지도가 생성되었으며 터빈 입구에서의 상세 유동이 측정되었다. 노즐의 허브면에서 측정된 압력과 노즐의 쉬라우드 면과 터빈 휠 케이싱에서 측정된 압력 분포를 볼 때 터빈 내부에서의 팽창과정이 적절함을 확인할 수 있었다.

**Abstract:** An aerodynamic rig test of a radial turbine for an auxiliary power unit (APU) was performed at a high-temperature turbine test facility at the Korea Aerospace Research Institute. The pressure ratio, Mach number, and flow coefficient in the rig test are the same as those under normal engine operation conditions. The design pressure ratio is 3.096, design test speed is 34909 rpm, and turbine inlet temperature is 160°C. The turbine has airfoil-type nozzles, and the diameter of the turbine wheel is 175.74 mm. The turbine map is experimentally measured, and the detailed flow at the turbine inlet is measured. The pressure distribution in the nozzle at both the hub and the shroud sides and the pressure distribution along the shroud casing of the turbine wheel were measured, and this confirmed that the expansion process in the turbine wheel is acceptable.

- 기호설명 -

- DP : 설계점 (design point)
- ER : 팽창비 (total to total expansion ratio)
- R2 : 터빈 휠 반경
- R3 : 터빈 노즐 출구 반경
- R4 : 터빈 노즐 목(throat) 반경
- ZD : 자오면 방향 무차원 거리 (meridional distance)
- $\eta_{DP}$  : 설계점 전효율(total to total efficiency)
- $\eta_{TT}$  : 전효율(total to total efficiency)

### 1. 서론

구심터빈은 보조동력장치(Auxiliary Power Unit,

APU) 같은 소형 가스터빈 엔진이나 및 터보차저 등에서 많이 사용되는 터빈으로서 축류형 터빈에 비하여 단단 팽창비가 높은 특징이 있다. 하지만 구심터빈에 대한 상세한 시험결과가 부족하여 설계 기법의 검증이 어려운 점이 있었다. 터빈의 성능을 평가하기 위해서는 마하수, 팽창비 및 유량계수가 실제 기계와 같은 조건에서 성능시험을 수행해야 하며 이를 위해서는 고온 및 대유량의 공기공급장치를 가진 터빈 시험설비가 필요한데 이제까지 국내에서는 이런 설비의 부족으로 인해 구심터빈에 대한 성능평가를 수행할 수가 없었다. 이와 같은 이유들로 인해 국내에서는 소형 가스터빈 엔진의 개발에서 여러 번의 구심 터빈 개발이 있었으나<sup>(1)</sup> 구심터빈에 대한 단독 시험은 수행하지 않고 엔진 시험을 수행하였기 때문에 구심터빈 자체에 대한 설계 기법을 검증하거나

† Corresponding Author, [jskang@kari.re.kr](mailto:jskang@kari.re.kr)

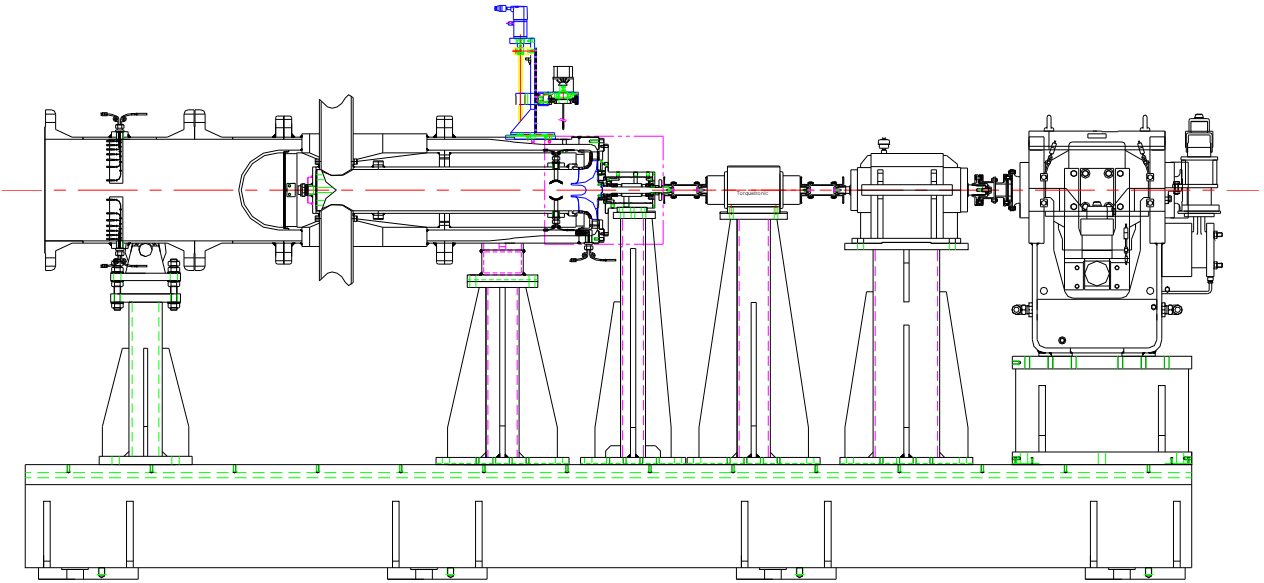


Fig. 1 Drawing of radial turbine test rig

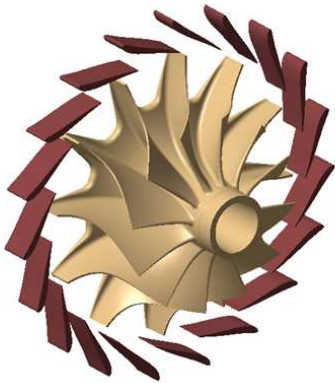


Fig. 2 3D modeling of test turbine

성능을 확인하지는 못했다. 이것은 향후 더욱 발전된 구심터빈의 개발을 어렵게 만드는 중요한 이유이기도 하다. Jones,<sup>(2)</sup> Huntsman 등<sup>(3)</sup>의 연구가 실제 엔진조건과 유사한 공력조건에서 터빈을 시험한 결과이지만 터빈의 자세한 형상과 상세한 시험결과가 없어서 설계 방법을 검증하기 위한 자료로는 사용할 수가 없었다.

이런 배경으로 인해 한국항공우주연구원에서는 고온터빈성능시험설비(High Temperature Turbine Test Facility, HTTTF)를 개발하였으며<sup>(4)</sup> 다만 축류형 터빈에 대한 시험연구를 수행한 바 있다.<sup>(5)</sup> 본 연구에서는 HTTTF를 이용하여 국내기술로 개발한 보조동력장치(APU)용 구심터빈에 대한 공력 성능시험을 수행한 결과로서 노즐 내부에서의 압력분포를 중심으로 결과를 기술하였다.

## 2. 터빈 성능시험 리그 및 설비

### 2.1 터빈 성능시험 리그

성능 시험 대상의 터빈은 APU용 구심터빈 휠, 노즐 및 쉬라우드로 구성된다. 이 부품들은 실제 APU에서의 형상과 동일하다. 터빈 노즐은 반경방향의 노즐이지만 실제 엔진에서는 연소기 출구의 축방향 유로가 노즐 입구에서 90도 회전하여 가스가 반경방향으로 유입되므로 이와 동일한 현상을 모사하기 위해 노즐 입구의 현상을 연소기 출구에서 노즐로 연결되는 유로를 동일하게 설계하였다. 터빈 출구의 유로는 T형상을 사용하여 두 방향으로 나뉘어져서 배출되며, T배관의 형상은 내부에 유동을 가이드하기 위한 설계와 5개의 보조 출구 튜브 등이 설치되었다. 터빈 리그는 열손실을 방지하기 위하여 단열재를 사용하여 단열하였다. 터빈의 축에서 발생한 토크는 토크미터에서 측정하였으며 토크미터는 2:1의 감속기어를 지나서 동력계에 연결된다. 터빈의 입구에는 7개의 엘리먼트(element)를 가진 3개의 I형 레이크로 전압력과 전온도를 측정하였으며, 허브면과 쉬라우드 벽면에서 각각 4개의 정압력을 측정하였다. 그리고 터빈 노즐로부터  $X/B=4.2$  ( $X$ :축방향 거리,  $B$ :입구 유로 폭)의 상류 위치에 3공 프로브를 설치하여 입구유동을 측정하였다. 터빈의 출구에서는 6개의 엘리먼트를 가진 6개의 아크(Arc)형 레이크<sup>(6)</sup>를 사용하여 전압력과 전온도를 측정

하였다. 터빈의 입구 및 출구에 설치한 여러 개의 레이크에서 측정한 전온도 및 전압력은 각각 평균되어서 터빈의 정밀한 성능을 평가하는데 사용되었다. 사용한 Instrumentation 리스트는 Table 3에 나타내었고, 시험 리그의 조립도는 Fig. 1에 나타내었고 시험터빈 주변의 instrumentation 위치 등 단면도는 Fig. 4에 나타내었다.

시험용 터빈 휠은 12개의 날개를 가지고 있으며, 직경은 175.74 mm, 출구 팁의 직경은 123.2 mm이다. 노즐은 익형 형상의 베인 19개가 설치되었으며 노즐 유로의 폭은 17.3 mm이다. 시험용 터빈의 형상을 Fig. 2에 나타내었다.

2.2 터빈 성능시험 설비(HTTTF)

터빈 성능시험은 한국항공우주연구원이 보유하고 있는 고온터빈성능시험설비 (High Temperature Turbine Test Facility, HTTTF)에서 수행하였다. HTTTF는 압축기에서 가압한 공기를 전기히터를

사용하여 가열하여 터빈으로 공급하여 터빈을 연속적으로 구동할 수 있는 설비이며, 2500마력

Table 2 Specification of HTTTF

항목	단위	사양	
최대 속도	rpm	30,000	
최대 토크	Nm	895	
최대 동력	kW	1,865	
최대 공기유량	kg/s	7	
최대 입구 압력	kPa	550	
최대 터빈 입구 전온도	유량 2.1kg/s 미만	℃	700
	유량 2.1kg/s 이상	℃	400

Table 1 Turbine test condition at design point

항목	단위	사양
터빈 입구 압력	kPa	410
유량	kg/s	2.482
터빈 회전속도	rpm	34,909
팽창비	-	3.096
토크	Nm	78.8
터빈 입구 전온도	℃	160

Table 3 Instrumentation list

항목	수량	위치
입구 Rake	3개×7엘리먼트	터빈 상류
3공 프로브	1	터빈 입구(X/B=4.2)
정압력	8	터빈 입구
	36	노즐 허브면
	40	노즐 쉬라우드면
	23	터빈 휠 케이싱
출구 Rake	6개×6엘리먼트	터빈 휠 출구
토크	1	터빈축
유량계	2	주유량 및 냉각유량

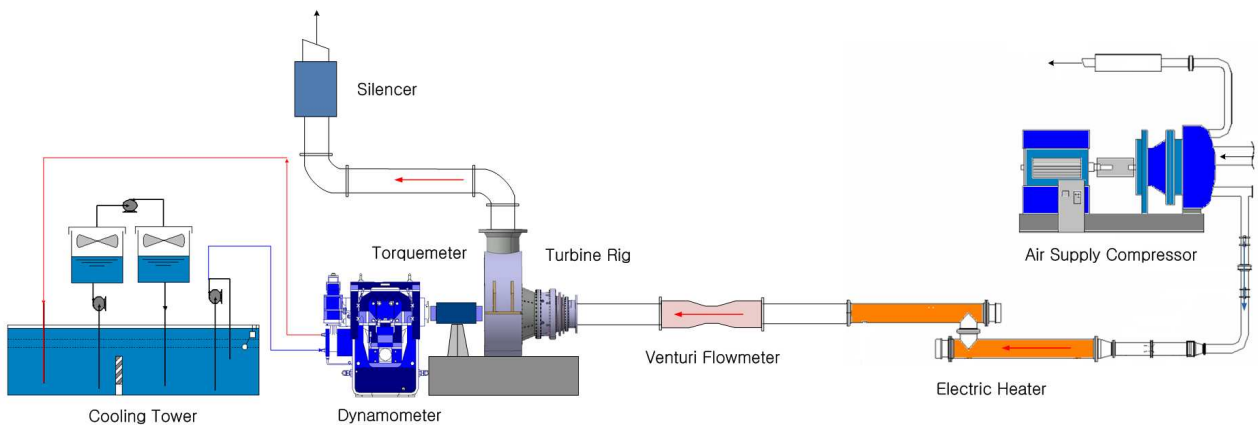


Fig. 3 Schematic view of HTTTF

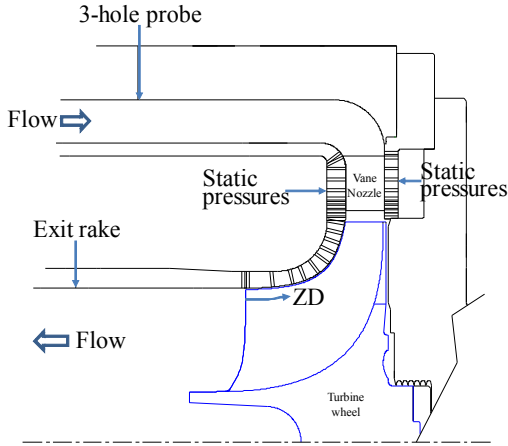


Fig. 4 Turbine rig and Instrumentations

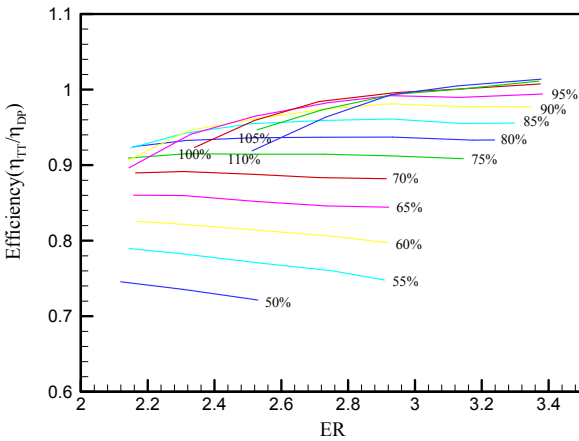


Fig. 5 Non-dimensionalized turbine map

급의 수력동력계를 사용하여 터빈의 속도와 동력 등을 제어할 수 있는 설비로서 Fig. 3에 시험설비의 개념도를 나타내었고, 설비에 대한 사양은 Table 2에 나타내었으며, 설비에 대한 자세한 사양은 강정식 등<sup>(4,5)</sup>에 나타내었다.

### 3. 시험 결과

#### 3.1 터빈 성능 지도

측정한 터빈의 성능을 설계점(100% 속도, ER=3.096)에서의 효율로 무차원화 한 값을 Fig. 5에 나타내었다. 70% 속도 미만에서는 팽창비(ER)에 대한 최적효율점이 Fig. 5에 나타낸 팽창비 범위보다 낮은 값에서 존재하므로 팽창비가 증가할수록 효율은 조금씩 줄어드는 경향만 보인다. 70~95% 속도에서는 팽창비가 2.2~3 사이에서 최적효율점을 보이며, 95% 속도 이상에서는 팽창비

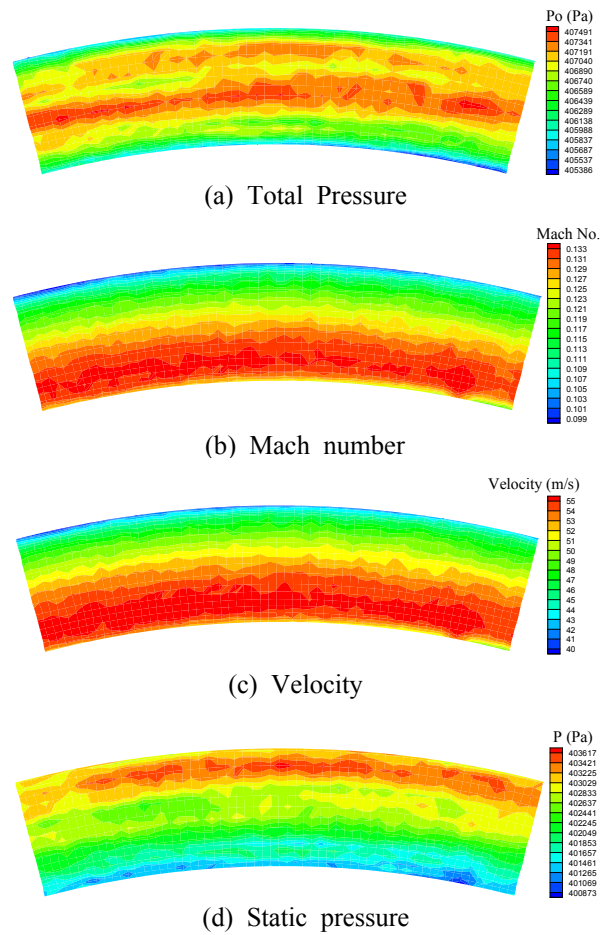
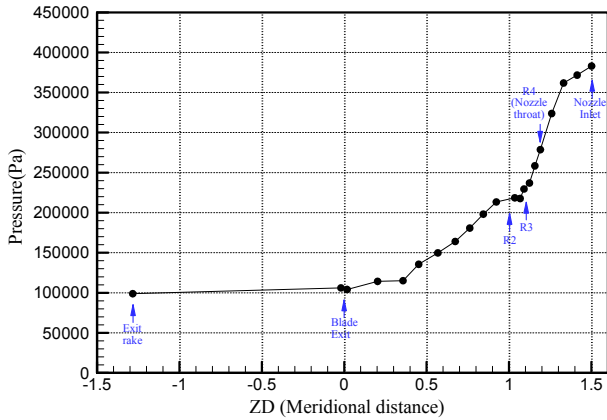


Fig. 6 Measured flow in the turbine inlet at DP

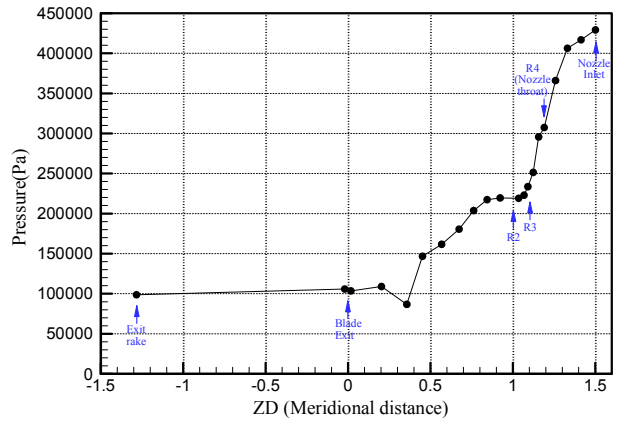
가 3.4까지 증가하여도 효율이 계속 증가하며 효율이 증가하는 기울기도 커지는 특징을 보인다. 회전수가 증가하면서 효율의 변화 기울기가 증가하는 이유는 회전수가 증가하면서 터빈 입구에서 유동의 마하수의 증가하게 되고 입사각 차이 등에 의한 손실이 유동의 마하수의 제곱에 비례하여 증가하기 때문으로 해석된다.

#### 3.2 터빈 입구 유동

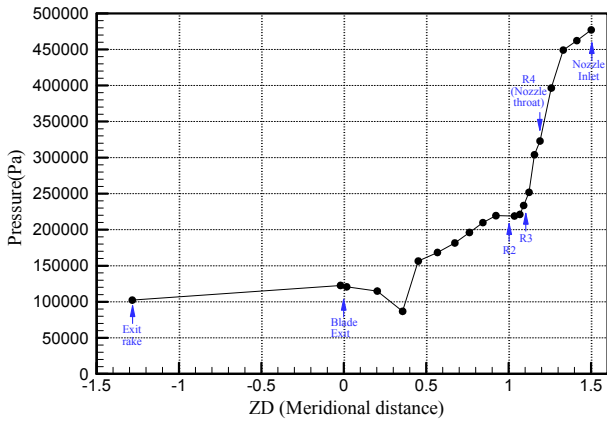
터빈의 입구에서는 3공 프로브를 사용하여 유동을 측정하였다. 3공 프로브는 설치 전에 본 시험조건의 유속과 같은 속도에서 교정을 수행하였다. 교정 범위는 Yaw 각도가 -40°~40°이며, 교정 속도는 36~215 m/s에서 7개의 다른 속도에 대하여 교정을 수행하였다. 데이터 환산(reduction) 방법은 측정 속도와 가장 유사한 속도의 교정 데이터를 사용하여 환산하여 정확도를 높였다. 3공 프로브는 자동이송장치를 사용하여 반경방향(유



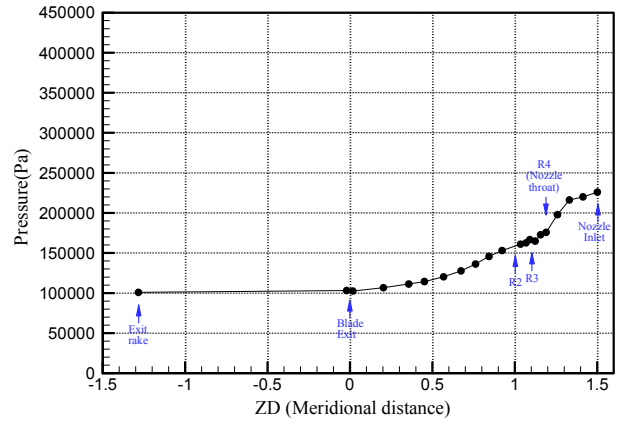
(a) DP(100% speed, ER=3.096)



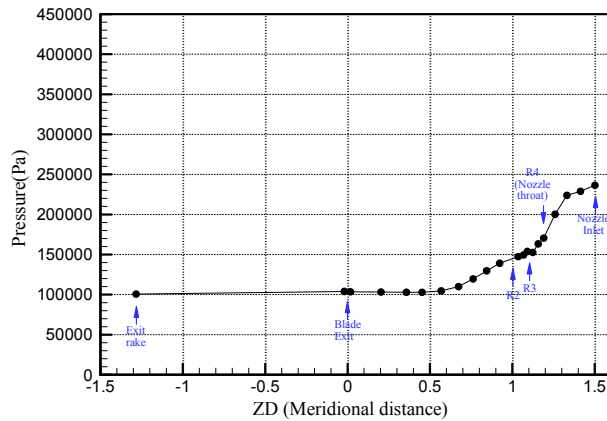
(b) HSHP(110% speed, ER=3.38)



(c) LSHP(80% speed, ER=3.24)



(d) HSLP(95% speed, ER=2.14)



(e) LSLP(50% speed, ER=2.12)

Fig. 7 Static pressure along the turbine casing

로의 폭방향)으로 폭의 7~98%의 깊이를 16 개의 위치에서 측정하였으며, 원주방향으로는 0.5°간격으로 30°의 영역을 측정하였다.

Fig. 6은 프로브를 사용하여 설계점에서 측정한 결과이다. Fig. 6(a)는 전압력을 나타낸 결과로서

허브와 쉬라우드에서는 경계층 손실로 인하여 압력이 낮고 유로의 44~52% 스패(span)에서 전압력이 가장 높게 나타났다. 가장 높은 전압력과 낮은 전압력의 차이는 0.37%이다. 이 데이터들을 질량 평균을 수행하면 프로브에서 측정한 전압력

이 입구 레이크의 전압력에 비하여 0.17%의 손실이 발생하였음을 알 수 있었다.

Fig. 6(b)는 설계점에서 측정한 마하수 분포로서 허브 근처(14~44% 스패)에서 높은 마하수(약 0.13)가 나타났고 쉬라우드 부근에서는 상대적으로 낮은 마하수 분포를 보였다. 이런 경향은 Fig. 6(c)에 나타낸 속도분포에서도 비슷한 경향이다. 이것은 터빈 입구의 유로 형상이 쉬라우드 반경이 줄어들고 허브 반경은 그대로 유지되는 형상으로 인한 결과이다. Fig. 6(d)에는 정압력 분포를 나타내었다. 정압력은 허브와 쉬라우드에서 각각 4개씩 측정한 정압력을 스패에 비례하여 내삽(interpolation)하였다. 정압력은 쉬라우드 근처(스패의 76~89%)에서 높게 나타나고 허브 부근에서는 낮게 나타나서 속도와 마하수 분포와는 반대의 경향을 나타내었다. 이것은 허브 근처에서는 속도가 높아서 동압력이 커져서 정압력은 낮고, 반대로 쉬라우드 근처에서는 속도가 낮아서 동압력이 작아지므로 정압력이 높은 것으로 해석된다.

### 3.3 터빈 벽면 정압

Fig. 7에는 터빈의 벽면에서 측정한 정압력 분포를 나타내었다. 무차원 변수  $ZD$ (meridional distance)는 터빈 출구에서 0이며, 터빈 휠의 입구에서 1로 무차원되었다. 쉬라우드의 노즐에서는 노즐의 허브면과 쉬라우드 면에서 각각 3~5개의 정압력을 측정하였고, 터빈 휠의 벽면(casing)에서는 각  $ZD$ 에서 2개의 압력(180°간격으로 각각 1개)을 측정하였다. 터빈 벽면정압은 Fig. 5의 성능지도 나타낸 모든 영역에서 데이터를 획득하였으나, 설계점과 탈설계점인 4 모서리 지점(최대 및 최소 속도, 최대 및 최소 팽창비)에서의 데이터를 분석하여 Fig. 5에 나타낸 전 영역의 유동을 대표적으로 비교하였다. 4 모서리 지점은 각각 최대 속도-최대압력(HSHP), 최소속도-최대압력(LSHP), 최대속도-최소압력(HSLP), 최소속도-최소압력(LSLP)으로 표현하였다.

Fig. 7(a)는 설계점에서의 결과로서 노즐 입구에서부터 터빈 출구까지 압력이 점점 압력이 감소하는 경향이며 이것은 터빈에서의 전형적인 결과이다.  $ZD$ 가 약 0.36인 위치는 터빈 출구 Exducer에서 유로가 가장 좁은 목(throat)이 회전하면서 지나가는 영역에 포함되는 위치로서 목에서의 유동가속에 의한 저압현상을 확인할 수 있는 위치

이다. 팽창비가 높은 조건에서는 이 지점 근처에서 유동의 가속이 발생하였으며 이후에는 충격파가 발생하는 것으로 예상된다. 그 예로 HSHP 조건(110% speed,  $ER=3.38$ )에서 측정한 터빈 노즐 및 쉬라우드에서의 정압력을 Fig. 7(b)에 나타내었다. 압력의 전반적인 경향은 설계점에서의 결과와 비슷하다. 설계점에서의 결과와 차이점은 터빈 휠의 내부의 입구(약  $0.85 < ZD < 1$ )에서 압력이 팽창되지 않는 구간이 존재한다는 점이다. 심지어 터빈 휠의 직전 보다 터빈 휠에 들어와서 압력이 조금 상승하는 결과를 보인다. 또 한 가지의 차이점은  $ZD$ 가 약 0.36인 위치에서 압력이 낮아지는 정도가 훨씬 강해져서 대기압(약 101 kPa) 이하로 급격하게 낮아졌다가 상승하는데 이것은 이 영역에서 유동의 가속이 심해졌기 때문이며 목에서의 속도가 음속을 초과하였다면 유동이 출구로 흐르면서 스패의 일부 영역 또는 전 영역에서 충격파의 발생이 예상된다. LSHP 조건(80% speed,  $ER=3.24$ )에서 측정한 터빈 노즐 및 쉬라우드에서의 정압력을 Fig. 7(c)에 나타내었다. 압력의 전반적인 경향은 HSHP 조건에서의 결과와 비슷하다. 터빈 휠의 내부의 입구(약  $0.91 < ZD < 1$ )에서 압력의 팽창되지 않는 구간이 존재할 뿐 아니라 심지어 터빈 휠의 직전 보다 터빈 휠에 들어와서 압력이 조금 상승하는 결과를 보인다. 그리고  $ZD$ 가 약 0.36인 위치에서 압력이 낮아지는 정도가 훨씬 강해져서 대기압(약 101 kPa) 이하로 급격하게 낮아졌다가 상승하는데 이것은 이 영역에서 유동의 가속이 심해졌기 때문이며 목에서의 속도가 음속을 초과하였다면 유동이 출구로 흐르면서 스패의 일부 영역 또는 전 영역에서 충격파의 발생이 예상된다.

HSLP 조건(90% speed,  $ER=2.14$ )에서 측정한 터빈 노즐 및 쉬라우드에서의 정압력을 Fig. 7(d)에 나타내었다. 압력의 전반적인 경향은 노즐 입구에서부터 터빈 출구까지 팽창으로 인해 압력이 감소하는 경향이다. 설계점이나 고팽창비에서 충격파로 인해  $ZD$ 가 약 0.36인 위치에서 압력이 낮아지던 현상이 이 조건에서는 낮은 팽창비로 인해 충격파가 존재하지 않아서 완만한 압력 강하 현상을 나타내었다. LSLP 조건(50% speed,  $ER=2.12$ )에서 측정한 터빈 노즐 및 쉬라우드에서의 정압력을 Fig. 7(e)에 나타내었다. 압력의 전반적인 경향은 노즐 입구에서부터 터빈 출구까지 팽창으로 인해 압력

이 감소하는 경향이다. 설계점이나 고펡창비에서 충격파로 인해  $ZD$ 가 약 0.36인 위치에서 압력이 낮아지던 현상이 이 조건에서는 나타나지 않는다. 그런데 터빈 휠 내부에서는  $ZD$ 가 0.46정도까지만 압력이 낮아지고 그 이후로는 압력이 거의 일정하게 유지되는 현상이 관찰되었으며, 이것은 터빈의 전반부( $0.5 < ZD < 1$ )에서 팽창이 대부분 다 일어났음을 의미한다.

#### 4. 결 론

보조동력장치용 구심터빈에 대한 공력성능시험을 수행하였으며 그 결과를 본 논문에 기술하였다. 터빈 노즐의 입구에서 3공 프로브를 사용하여 유동을 측정하였으며 전압력은 경계층으로 인해 허브와 쉬라우드에서 낮고 유로의 44~52% 스펙에서 전압력이 가장 높게 나타났으며 가장 높은 전압력과 낮은 전압력의 차이는 0.37%이다. 허브 영역에서 가속이 발생하여 쉬라우드보다 속도가 높고 압력이 낮은 현상이 관찰되었다.

터빈의 벽면을 따라 노즐과 베인없는 영역과 터빈 휠의 벽면에서 정압력을 측정하였으며 설계점에서는 압력이 완만하게 감소하는 것으로 보아 팽창이 적절히 일어나는 것으로 관찰되었으나, 설계조건보다 높은 고펡창비 조건에서는 터빈 출구 근처의 목(Throat)에서 터빈 출구 압력보다 훨씬 낮은 압력이 관측되었으며 이것은 이 위치에서 높은 유동속도가 발생한 것을 알 수 있다.

#### 후 기

본 연구는 지식경제부에서 주관한 민군겸용 핵

심구성품 개발사업으로 수행된 결과이며, 이에 감사드립니다.

#### 참고문헌

- (1) Cho, S. Y., Oh, K. S. and Yoon, E. S., 1998, "Study on the Component Design and Off-Design Performance of Radial Turbine for Turbo-Generator," *Proceedings of 2001 KSME Fall Annual Meeting*, pp. 759~764.
- (2) Jones, A. C., 1996, "Design and Test of a Small High Pressure Ratio Radial Turbine," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 118, pp. 361~370.
- (3) Huntsman, I., Hodson, H. P. and Hill, S. H., 1992, "The Design and Testing of a Radial Flow Turbine for Aerodynamic Research," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 114, pp. 411~418.
- (4) Kang, J. S., Yang, J. J., Cha, B. J. and Ahn, I. I., 2008, "Development of High Temperature Turbine Test Facility," *16th Defense Conference of Korean Army*, pp. 181.
- (5) Kang, J. S., Yang, J. J., Cha, B. J., Ahn, I. I. and Lee, D. S., 2008, "2-Stage Axial Turbine Rig Test - Inlet Flow Measurement," *2008 Annual Conference on Korean Fluid Machinery*, pp. 235~236.
- (6) Kang, J. S. and Ahn, I. I., 2008, "Rake Design and Data Analysis for Turbomachinery Application," *Journal of Fluid Machinery*, Vol. 11, No. 2, pp. 77~81.