초음속 충동형 터빈의 설계성능 검증방법에 대한 해석 및 시험적 고찰

정은환* · 박편구* · 이항기* · 김진선* · 김대진* · 김진한**

Numerical and Experimental Investigation on the Supersonic Impulse Turbine Design Performance Estimation Methodology

Eunhwan Jeong* · Pyun Goo Park* · Hang Gi Lee* · Jin Sun Kim* · Dae Jin Kim* · Jinhan Kim**

ABSTRACT

A methodology of design performance estimation for the supersonic impulse turbine was investigated. Relations of similarity condition and test nozzle area ratio were derived. Comparison of efficiencies between the turbines with real nozzle and test nozzle are made numerically and experimentally. The CFD results and test result confirmed that the turbine with test nozzle was able to predict real turbine performance. In addition, design performance of the supersonic impulse turbine also could be estimated using real nozzle in air-medium test. In this case, design efficiency was found at the pressure-ratio and velocity-ratio of similarity condition of test nozzle.

초 록

공기를 이용한 초음속 터빈 설계성능 검증방법을 해석적, 시험적으로 고찰하였다. 성능시험기 설계를 위한 터빈상사조건 및 노즐 면적비 관계를 도출하였으며 실형상 노즐을 적용한 터빈과의 성능비교를 전산유동해석 및 성능시험을 통해 수행하였다. 도출된 설계 상사조건을 이용하여 시험용 노즐 블록을 설계할 경우, 설계 성능을 정확히 예측됨을 전산 유동해석을 통해 확인하였으며 시험을 통해 검증하였다. 아울러 초음속 충동형 터빈의 설계성능 측정은 시험용 노즐 뿐 아니라 실형상 노즐을 통해서도 가능하며 이 경우 시험용 노즐의 상사 압력비와 속도비에서 설계 성능이 나타남을 확인할 수 있었다.

Key Words: Similarity Condition(상사시험조건), Supersonic (초음속), Impulse Turbine (충동터빈)

1. 서 론

초음속 충동형 터빈은 저유량, 고압력비 환경

† 2009년 8월 18일 접수 ~ 2009년 10월 9일 심사완료
* 정회원, 한국항공우주연구원 터보펌프팀
** 종신회원, 한국항공우주연구원 터보펌프팀
연락저자, E-mail: jeh@kari.re.kr

에서 높은 비출력을 요구하는 경우 사용되는 특수한 형태의 터빈으로 현재 한국항공우주연구원에서 개발중인 터보펌프에 공히 적용되고 있다. 설계 압력비, 노즐 손실특성, 그리고 터빈을 구동하는 고온, 고압 연소가스의 물성에 따라 초음속 터빈의 노즐은 완전 팽창이 이루어지도록 면적비(노즐 출구 대 목 면적의 비)가 고정된 수축-확산 노즐을 갖는다. 이로 인해, 설계된 터빈을 노즐형상 변경 없이 연소가스가 아닌 공기를 이용하여 성능시험을 수행할 경우 작동 매질의 물성 차이로 인해 설계 상사조건을 정확히 구현할 수 없다. 이 경우 설계 압력비 기준, 단열 마하수(M_{ad})와 속도 삼각형을 만족시키는 시험점("sim1" 조건, 3절 참조)과 노즐의 완전팽창이 구현되는 압력비 및 이에 따른 노즐 출구속도를 기준으로 설계 속도삼각형을 만족시키는 회전수 조건("sim2" 조건, 3절 참조)에서 측정된 효율을 통해 설계 성능을 가늠하는 방법이 제시된 바 있다[1,2].

보다 정확한 설계 성능 측정을 위해서는 노즐 출구에서 설계 마하수를 구현할 수 있는 노즐을 적용한 시험용 노즐의 적용이 필요하다. 이 경우 기하학적 상사(geometrical similarity)를 위해 노즐출구 직경 대 터빈 평균 직경의 비를 설계값과 동일하게 해준 상태에서, 로터 입구 마하수 M_1(동역학적 상사, dynamic similarity)과 속도 삼각형 u/c_1(운동학적 상사, kinematic similarity)을 만족시킬 수 있도록 노즐 형상과 시험조건을 결정한다. 본 논문에서는 시험용 노즐 적용을 위한 초음속 터빈의 상사관계식 도출 및 노즐 설계에 대하여 기술하였고 이를 바탕으로 제작된 시험용 노즐 및 실형상 노즐을 적용한 유동해석 및 시험결과를 통해 성능시험방법의 타당성을 검토하였다.

2. 초음속 터빈 상사관계식 및 시험용 노즐설계

터보 기계의 동역학적 상사(dynamic similarity)와 운동학적 상사(kinematic similarity)는 각각 아래와 같은 수식으로 표현된다.

$$(M_1)_M = \left(\frac{c_1}{a}\right)_M = \left(\frac{c_1}{a}\right)_R = (M_1)_R \quad (1)$$

$$\left(\frac{u}{c_1}\right)_M = \left(\frac{u}{c_1}\right)_R \quad (2)$$

u와 c_1은 각 각 선속도 및 노즐출구 속도를 의미하며 하첨자 M과 R은 각각 모델, 프로토 타입을 의미한다. 두 식을 통해 상사시험 압력비, 회전수 그리고 이에 따른 보정유량, 보정출력에 대한 관계식이 도출된다. 고려대상 초음속 충동형 터빈의 노즐출구 기준 레이놀즈수는 10^8 범위로 점성 효과는 무시하였다.

2.1 압력비관계식

마하수와 특성마하수(λ, characteristic Mach number) 사이에는 다음과 같은 관계식이 성립한다. k는 비열비를 나타낸다.

$$M_1^2 = \frac{2}{k+1}\frac{\lambda_1^2}{1-\frac{k-1}{k+1}\lambda_1^2} \quad (3)$$

특성마하수는 아래와 같이 풀어쓸 수 있다.

$$\lambda_1^2 = \frac{c_1^2}{a_{kp}^2} = \frac{\phi^2 c_{ad}^2}{2k/(k+1)RT_{00}} \quad (4)$$

c_{ad}는 노즐출구에서의 이상속도를 나타내며 단열일 식 $L_{0ad} = c_{ad}^2/2 = kRT_{00}(1-1/\pi^{(k-1)/k})/(k-1)$를 이용하면 특성마하수, λ는 다음과 같이 정리된다.

$$\lambda_1^2 = \phi^2\frac{k+1}{k-1}(1-1/\pi_t^{(k-1)/k}) \quad (5)$$

ϕ는 노즐속도 계수를 의미하며 π_t는 충동형 터빈 압력비를 나타낸다. Eq. 3과 5를 Eq. 1에 대입하여 정리하면 상사 압력비와 설계 압력비의 관계식은 아래와 같게 된다.

$$(\pi_t)_M = \left(\frac{NC}{NC-1}\right)^{\left(\frac{k}{k-1}\right)_M}. \quad (6)$$

NC는 노즐 특성상수이며 다음과 같이 정의된다.

$$NC = \frac{\phi_M^2}{\phi_R^2}\frac{(k-1)_R}{(k-1)_M}\left(\frac{1}{1-1/\pi_t^{(k-1)/k}} - \phi^2\right)_R + \phi_M^2 \quad (7)$$

2.2 회전수관계식

회전수 관계식은 Eq. 2에서 얻을 수 있다. u/c_1을 풀어쓰면 아래와 같다.

$$\frac{u}{c_1} = \frac{\pi DN/60}{\phi\sqrt{2(k/(k-1)RT_{00}(1-1/\pi_t^{(k-1)/k})}} \quad (8)$$

D와 N은 각각 터빈로터 평균직경, 분당 회전수를 의미한다. 보정회전수 N^*와 상수 Φ_e를 다음과 같이 정의하면,

$$N^* = \frac{ND}{\sqrt{RT_0}},\ \Phi_e = \sqrt{\frac{k}{k-1}\left(1-\frac{1}{\pi_t^{(k-1)/k}}\right)}, \quad (9)$$

보정회전수 관계식은 다음과 같이 표현된다.

$$\left(\frac{N^*}{\phi\Phi_e}\right)_M = \left(\frac{N^*}{\phi\Phi_e}\right)_R = K_N = const. \quad (10)$$

2.3 출력관계식

상사점과 설계점의 효율이 동일하다는 가정에서 모델터빈과 실제터빈의 출력비는 다음과 같이 정리된다.

$$\frac{(W_t)_M}{(W_t)_R} = \frac{(\dot{m})_M}{(\dot{m})_R}\frac{(RT_{00})_M}{(RT_{00})_R}\frac{(\Phi_e)_M^2}{(\Phi_e)_R^2}. \quad (11)$$

보정출력 W_t^*과 보정유량 m^*를 도입하면,

$$W_t^* = W_t/(p_{00}A_t\sqrt{RT_{00}}), \quad (12)$$

$$m^* = \dot{m}\sqrt{RT_{00}}/p_{00}A_t \equiv \Phi_m\ , \quad (13)$$

Eq. 11-13을 이용하여 아래와 같이 정리된다.

$$\left(\frac{W_t^*}{\Phi_e^2\Phi_m}\right)_M = \left(\frac{W_t^*}{\Phi_e^2\Phi_m}\right)_R = K_W = const. \quad (14)$$

2.4 시험용 노즐설계

압축성 1차원 유동의 노즐 면적비, 압력비, 그리고 출구마하수는 아래의 관계식으로 표현된다 [3].

$$\frac{A_1}{A_t}\frac{1}{\pi_t} = \frac{p_1}{p_{01}}\left(\frac{A_1}{A_{t'}}\right)_{M_1}. \quad (15)$$

Eq. 15에서 A_1은 노즐 출구 면적, A_t는 목면적을 나타내며 $(A_1/A_{t'})_{M_1}$ 은 출구 마하수 기준 이상적인 면적비를 의미한다. Eq. 15의 오른쪽 항은 출구 마하수 M_1만의 함수며 압력비를 오른쪽항으로 옮겨 정리하면 Eq. 16과 같이 쓸 수 있다.

$$A_1/A_t = \frac{\pi_t\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{(k+1)}{2(k-1)}}}{M_1\left(1+\frac{k-1}{2}M_1^2\right)^{1/2}}. \quad (16)$$

상수 $\Phi_m' = (2/(k+1))^{(k+1)/2(k-1)}$ 및 목직경 d를 도입하고 $(A_1)_M/(A_1)_R = (D_M/D_R)^2$, $(M_1)_M = (M_1)_R$, 그리고 Eq. 3을 적용하면, 시험노즐과 실형상노즐간의 목면적비는 Eq. 17과 같이 정리된다.

$$\frac{(d/D)_M^2}{(d/D)_R^2} = \frac{(\pi_t)_R}{(\pi_t)_M}\frac{(\Phi_m')_R}{(\Phi_m')_M} \times \frac{\left(1-\phi^2(1-1/\pi^{(k-1)/k})\right)_R^{1/2}}{\left(1-\phi^2(1-1/\pi^{(k-1)/k})\right)_M^{1/2}} \quad (17)$$

3. 초음속 터빈 개요 및 전산유동해석

3.1 시험기 설계

한국항공우주연구원은 30톤급 개방형 액체로켓 엔진용 터보펌프의 설계 및 제작 그리고 가

스제너레이터 연계 실매질 성능시험을 성공적으로 완료하였으며[4] 이러한 경험을 바탕으로 용량이 배가된 액체로켓 엔진용 터보펌프의 개발을 진행하고 있다. 개발중인 터보펌프의 터빈은 30톤급 터빈에 비해 설계 출력 및 유량이 약 2.4배, 평균직경은 약 1.4배 증가하였다. 속도비는 약18% 감소한 0.208로 선정되어 효율은 다소 감소하였다. 터빈 노즐블럭은 11개의 축대칭 수축확산노즐로 구성되며 평균직경에서 원주방향으로 약 20도의 장착각을 갖고 배열되어 있다.

Table 1에는 2절의 상사관계식 및 시험용 노즐 목면적 관계식을 이용하여 계산한 개발 터빈의 상사 시험조건 및 시험용 노즐 형상을 주요 설계값과 함께 정리하였다. 시험용 터빈과 실제 터빈의 평균직경을 동일하게 하였으며 각 각의 노즐 속도계수도 설계값과 동일하게 적용하였다. Eq. 6을 통해 계산된 상사시험 압력비는 18.3으로 설계값 18.0과 유사하게 나타났다. 동일 출구 마하수 구현을 위한 시험용 초음속 노즐의 면적비는 3.15로 실제 면적비 4.09와는 큰 차이를 나타낸다. 시험에 적용할 노즐 블럭의 형상설계는 기하학적 상사성 구현을 위해 노즐 목과 노즐 팽창부를 제외한 모든 부분을 실형상 터빈 노즐 블럭과 동일하게 하였다.

Figure 1에는 설계된 초음속 충동형 터빈의 3차원 모델형상과 시험기형상을 비교하였다.

Table 1. Design Value of the Turbine with Real Nozzle and Test Nozzle

구분	D_{mean}	TIT	π_t	ϕ	A_1/A_t	M_1
설계조건	396mm	900K	18.0	0.96	4.09	2.327
상사조건	396mm	255K	18.3	0.96	3.15	2.327

구분	u/c_{ad}	N_d^*	K_N	K_W	TIP	$\dot{m}$
설계	0.208	8.93	14.77	0.493	5.8MPa	12.9kg/s
시험	0.208	7.89			2.0MPa	11.4kg/s

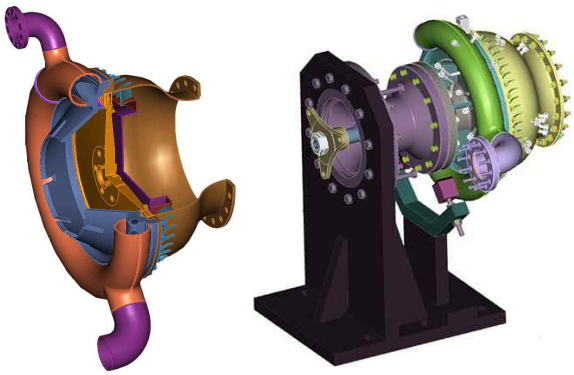

Fig. 1 Supersonic Impulse Turbine : left-with real nozzle, right-with test nozzle

3.2 전산유동해석

초음속 터빈의 상사관계식 및 노즐 설계 방식의 타당성 확인 및 서론에 기술한 기존 시험방식과의 비교를 위해 전산유동해석을 수행하였다. 계산은 세 가지의 상사조건을 실제 연소가스를 적용한 계산결과와 비교하였다. 세 가지의 상사 계산조건은 아래와 같다.

- sim.0 : 2 절의 관계식 및 Table 1의 상사조건에 따라 설계된 노즐 적용하여 계산 수행. 공기 운용조건하 압력비($\pi_{sim.0}$) 18.3, 속도비(u/c_{ad}) 0.208로 설정.
- sim.1[1,2] : 실형상 노즐을 적용. 노즐의 면적비는 무시하고 이론상 노즐 마하수가 동일하도록 상사 압력비 설정. 회전수는 설정압력비 기준으로 설계속도삼각형이 구현되도록 함. 공기운용조건하 압력비($\pi_{sim.1}$) 15.9, 속도비(u/c_{ad}) 0.208로 설정.
- sim.2[1,2] : 실형상 노즐을 적용. 실형상 노즐에서 공기가 완전팽창이 일어나도록 압력비를 설정하고 이때의 출구속도에 맞추어 설계 속도삼각형을 만족하도록 회전수를 결정. 공기운용조건하 압력비($\pi_{sim.2}$) 27.1, 속도비(u/c_{ad}) 0.208로 설정.

계산은 FineTurbo를 이용하였으며 노즐-로터-스테이터-후방부로 이루어진 총 219만개의 격자를 적용하였다 (Fig. 2 참조).

Table 2에는 각각의 계산조건 및 계산에서 얻어진 터빈의 효율과 $\Delta H/u^2$(stage loading)을 비교하였다. 표에서 보면 "sim.0" 조건의 계산결과가 "설계조건"의 계산 결과와 가장 잘 일치함을

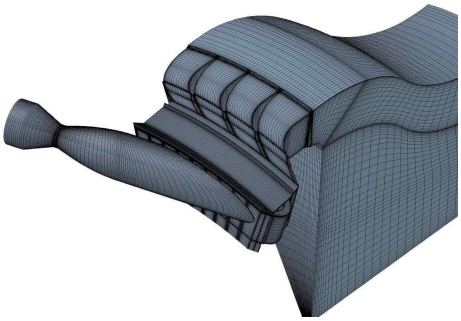

Fig. 2 Grid for the CFD Analysis

Table 2. Comparison of CFD Results

구분		매질	속도비	면적비	압력비	Δ효율(%)	$\Delta H/u^2$
설계조건 (real medium)		연소가스	0.208	4.09	18.0	2.3	5.97
상사조건	sim.0	공기		3.15	18.3	2.3	5.97
	sim.1	공기		4.09	15.9	1.0	5.81
	sim.2	공기		4.09	27.1	1.5	5.87

Δ효율(%) = CFD 예측효율 - 설계효율(η_d)

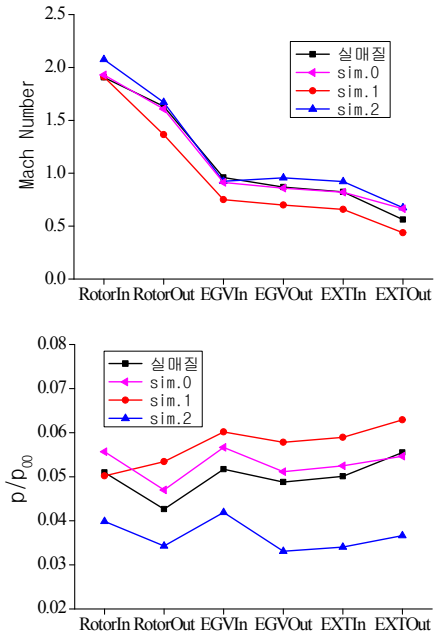

Fig. 3 Mach Number and Static Pressure Distributions

확인할 수 있다. “sim.0” 조건의 효율이 “sim.1”과 “sim.2” 조건 효율보다 큰 계산 결과는 4절에 후술되는 시험결과와 잘 일치되는데, 이는 개발터빈의 특징으로 동익 전방익단의 두께로 인해 최적효율을 나타내는 압력비가 “sim.1”과 “sim.2” 조건 압력비의 중간에 위치하는 것에서 기인한다. Fig. 3은 로터 입구에서 배기구 출구까지 각 단 별 마하수 및 정압력의 변화를 비교하였는데 이 역시 정성, 정량적으로 “sim.0” 조건이 실매질 터빈의 상사조건을 구현하는데 가장 적절함을 보여준다. Fig. 4-6은 “설계조건”과 “sim.0” 조건의 마하수, 정압 대 입구 전압비, 유동각분포를 평균직경에서 비교하여 나타내었는데 로터 입구에서 터빈출구에 이르는 모든 유동영역에서 유사한 유동 구조를 가짐을 확인할 수 있다.

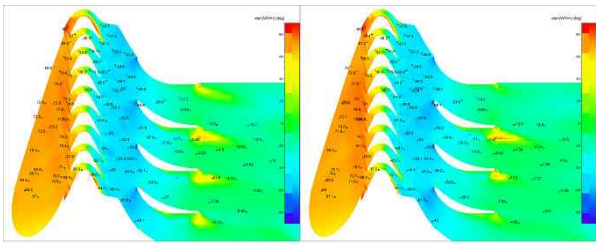

Fig. 4 Flow Angle Contour(left:real medium, right:sim.0)

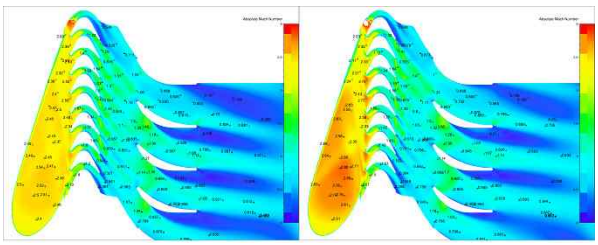

Fig. 5 Mach Contour(left:real medium, right:sim.0)

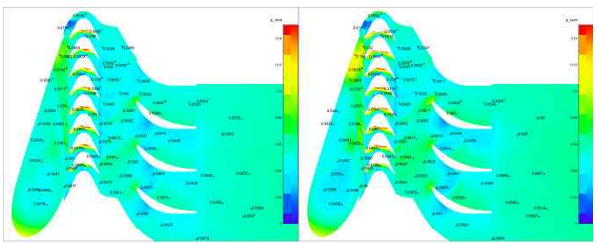

Fig. 6 Pressure Contour(left:real medium, right:sim.0)

4. 터빈 성능 시험 및 고찰

4.1 터빈 시험설비

개발대상 터빈은 30톤급 터빈에 비하여 공기

유량이 최대출력 시험조건에서 3배 가까이 증가하며, 이를 위해서 병렬의 고압 레귤레이터를 사용하도록 설비를 개조하였다. 각각의 고압레귤레이터 하류에는 소닉유량계를 설치하고 그 하류에는 믹서를 설치하여 병렬의 고압공기 라인이 하나로 합쳐지도록 하였다. 믹서하류에는 2차 소닉유량계를 설치하여 유량측정의 정확도를 기하였다. 2차유량계와 터빈시험기 입구 중간에는 감압오리피스를 두어 레귤레이터 하류에서 터빈시험기 입구까지 압력 강하가 동일 비율로 이루어지면서도 다중초킹이 보장되도록 하였다. 1차 유량계는 30톤급 터빈시험에 사용된 것으로 한국표준연구원연의 검교정을 마친 것이며 2차유량계는 ISO- 9300 규격에 의거하여 제작된 소닉유량계이다.

터빈 성능시험은 고압 레귤레이터를 이용하여 미리 설정된 압력비에 대하여 터빈의 회전수를 조절해 가며 수행하였다. 압력비 및 보정 회전수는 각 각 표2의 설계상사 조건 기준 76~155%, 57~125% 영역에서 수행하였다. 터빈의 출력 흡수 및 회전수 조절은 수력동력계(F-359, Froude Hoffmann)를 사용하였다. 측정된 터빈 효율의 불확실도는 상사점 “sim.0" 조건기준, 1.9%로 나타났다. 성능시험은 시험용 노즐 및 실형상 노즐을 적용한 두 종류의 노즐블럭에 대해 수행하였으며 그 결과를 비교하였다. Fig. 7은 시험설비에 대한 개략도를 나타낸 것이며 Fig. 8은 시험 종료 후 터빈시험기를 보여준다.

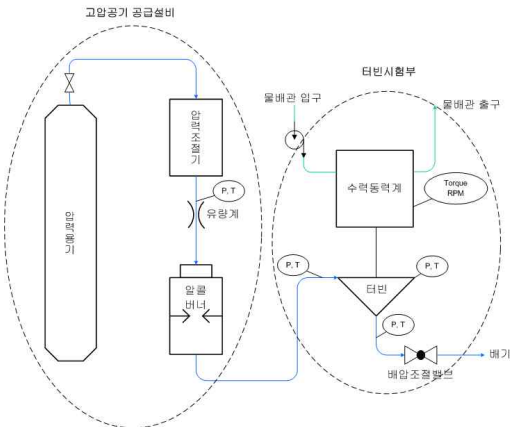

Fig. 7 Turbine test facility schematics

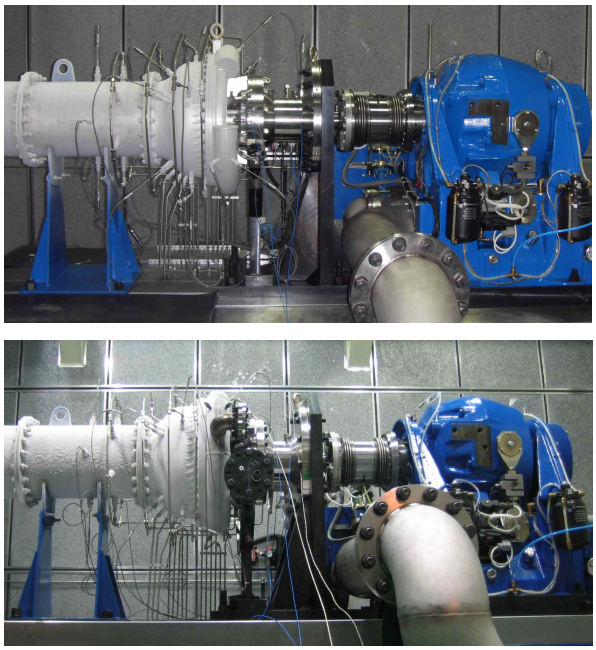

Fig. 8 Turbines after Performance Test, upper: test nozzle block, lower:real nozzle block

4.2 시험 결과 및 고찰

Figure 9와 10은 시험용 노즐블럭과 실형상 노즐블럭을 적용하여 수행된 터빈 성능시험 결과이다. 효율은 일정한 회전수에 대해 압력비의 함수로 나타내었다. 효율과 보정회전수는 설계값으로 무차원화 하였다. 압력비는 시험용 노즐블럭 적용시험의 경우 “sim.0”조건의 상사 압력비로, 실형상 노즐블럭 적용시험의 경우 “sim.2” 상사 압력비로 무차원화 하였다.

두 시험결과 모두 효율이 압력비 변화에는 둔감하고 회전수에 큰 영향을 받는 초음속 충동형 터빈의 전형적인 특징[5]을 나타낸다. Fig. 9-10에 나타낸 sim.0, sim.1, sim.2는 여러 측정효율을 통한 각각의 상사조건에 해당하는 내삽값을 표시한 것이며 이들에 대한 전산유동해석 효율값과의 비교를 Fig. 11에 나타내었다. Fig. 11의 각 상사점들은 압력비의 크기순으로 나열하였다. 계산효율은 설계값 및 측정값에 비해 약간 크게 나타나지만 정성, 정량적으로 잘 예측하고 있음을 확인할 수 있다. Fig. 10의 효율변화 경향을 통해 “sim.1"과 ”sim.2"에서의 효율보다 그 중간 압력비에서 효율이 크게 나타남을 예상할 수

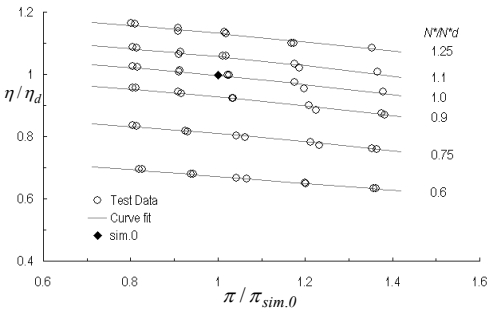

Fig. 9 Performance Test Result of Turbine with Test Nozzle Block

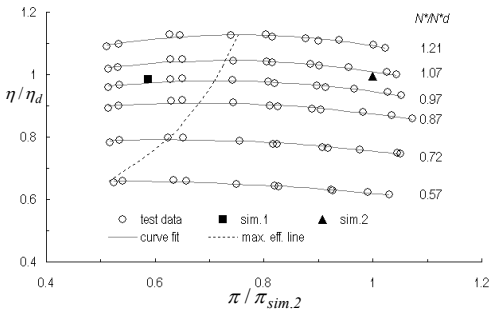

Fig. 10 Performance Test Result of Turbine with Real Nozzle Block

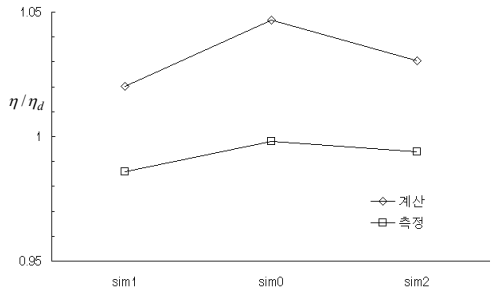

Fig. 11 Comparison of Measured and Calculated Turbine Efficiencies at Similarity Conditions

있고 이와 동시에 Fig. 11 에서도 "sim.0"의 측정 효율이 “sim.1"과 ”sim.2" 보다 크게 나타남이 확인 되는데 이는 앞서 기술한 설계효율이 “sim.1"과 ”sim.2" 사이에 위치한다는 주장[1,2]이 타당함을 나타내는 결과라 할 수 있다. Fig. 10 시험 데이터의 curve fit으로 "sim.0"의 압력비와 속도비를 적용하여 설계효율을 예측해 보면 Fig. 9 또는 Fig. 11의 "sim.0"측정값과의 효율차이가 0.2%로 오차범위 이내임을 확인할 수 있었는데 이는 설계효율의 직접적인 측정을 위해서는 시험용 노즐이 필요하나, 실형상 노즐을 적용한 측정값으로도 설계효율을 예측할 수 있음을 의미한다.

5. 결 론

공기를 이용한 초음속 터빈 설계 성능 검증방법을 해석적, 시험적으로 고찰하였다. 성능시험기 설계를 위한 터빈상사조건 및 노즐 면적비 관계를 도출하였으며 실형상 노즐을 적용한 터빈과의 성능비교를 전산유동해석 및 성능시험을 통해 수행하였다. 본 연구를 통해 다음과 같은 결과를 얻었다.

- 도출된 설계 상사조건을 이용하여 시험용 노즐 블록을 설계할 경우 설계 성능을 정확히 예측할 수 있음을 전산 유동해석을 통해 확인하였다.
- 실형상 노즐과 시험용 노즐, 두 종류의 노즐블럭을 적용한 성능시험에서 터빈의 효율의 변화는 압력비에는 상대적으로 둔감하고 회전수에 따라 크게 변화하는 전형적인 초음속 충동형 터빈의 성능 변화 거동을 확인할 수 있었다.
- 초음속 충동형 터빈의 설계성능 측정은 시험용 노즐 뿐 아니라 실형상 노즐을 통해서도 가능하며 후자의 경우, 시험용 노즐의 상사 압력비와 속도비(sim.0)에서 설계 성능이 나타남을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 정은환, 강상훈, 신동윤, 박편구, 김진한, 터보펌프 터빈의 성능 및 노즐-로터 간극의 영향에 대한 실험적 고찰, 한국추진공학회지, 제10권, 2호, 2006, pp.78-86
2. Jeong, E. H., Park, P. G. Park, Kang, S. H., and Kim, J. H., “"Effect of nozzle‐rotor

Clearance on Turbine Performance," ASME Joint US-European Fluid Engineering Summer Meeting, ASME Paper 2006-98388, Miami, FL, July 2006

3. Zucrow,M.J., Hoffmann,J.D., Gas Dynamics Volume I, John Wiley & Sons Inc. 1976
4. 홍순삼, 김진선, 김대진, 김진한, 30톤급 엔진용 터보펌프 실매질 고온시험, 제32회 한국추진공학회 춘계학술대회, 전북대학교, 2009
5. Jeong, E., Lee, H. G., Park, P. G., and Kim, J., Tip Clearance Effect on the Performance of a Shrouded Supersonic Impulse Turbine, Journal of Propulsion and Power, Vol. 24, No. 6, Nov – Dec. 2008