

터보펌프용 터빈 공기상사 성능시험

임병준* · 홍창욱** · 김진한***

Air Similarity Performance Test of Turbopump Turbine

Byeungjun Lim* · Changuk Hong** · Jinhan Kim***

ABSTRACT

In liquid rocket engine turbopump, it is difficult to evaluate turbine performance for high pressure, high temperature circumstance. Turbine test is often done by using air at similarity condition so that the turbine can be tested at lower risk. This paper describes an air similarity test program of liquid rocket engine turbopump turbine. A test facility has been built to evaluate aerodynamic performance of turbines. The test facility consists of high pressure air supply system, mass flow rate measuring nozzle, test section, hydraulic break, exit orifice for pressure control, instrumentation and control system. This paper also presents how to decide the similarity conditions of the turbine test and describes how to control test conditions. Relative standard deviation of measurement parameter was less than 1% and measured turbine efficiency corresponded with analysis result within 2%.

초 록

로켓 엔진 터보펌프용 터빈은 고온, 고압의 연소가스를 사용하기 때문에 실제 환경에서 성능시험을 수행하기가 매우 어렵다. 따라서 대부분의 경우, 시험에 따르는 위험을 줄이기 위하여 공기를 사용한 시험을 통하여 성능을 평가한다. 본 논문에서는 10 톤급 액체로켓엔진 터보펌프용 터빈에 대한 공기상사 성능시험에 대하여 기술하였다. 터빈의 공기역학적인 성능을 평가하기 위한 성능시험설비를 구성하였으며, 성능시험설비는 고압공기 공급시스템, 유량측정용 노즐, 시험부, 동력계, 압력조절을 위한 출구 오리피스 그리고 측정 및 제어 시스템으로 구성된다. 본 논문에서는 터빈성능 시험을 위한 상사시험 조건을 결정하는 방법과 시험조건을 조절하는 방법에 대하여 기술하였다. 시험결과, 측정 변수들의 상대 표준오차는 1%이내였으며 측정된 터빈 효율은 해석결과와 2% 이내로 일치하였다.

Key Words: Turbopump(터보펌프), Turbine(터빈), Similarity Test (상사시험), Efficiency(효율)

1. 서 론

† 2005년 9월 27일 접수 ~ 2006년 6월 13일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 항공추진그룹

** 정회원, (주)로템

*** 중신회원, 한국항공우주연구원 터보펌프그룹
연락처, E-mail: bjlim@kari.re.kr

액체추진 로켓 엔진은 고온, 고압의 산화제와 연료를 필요로 하며 이를 공급하기 위하여 터보

펌프를 사용한다. 터보펌프의 산화제와 연료펌프는 연소가스로 구동되는 터빈으로 구동되므로 터보펌프 터빈은 펌프를 구동하기 위한 충분한 출력을 가져야 한다. 따라서 개발된 터빈의 성능을 평가/검증하는 것은 매우 중요하다. 로켓 엔진 터보펌프용 터빈은 고온, 고압의 연소가스를 사용하기 때문에 실제 환경에서 성능시험을 수행하기가 매우 어렵다. 그러므로 대부분의 경우, 상사법칙을 만족시키는 조건에서 공기를 사용하여 성능시험을 수행하며 이러한 공기상사 성능시험을 통하여 개발된 터빈의 성능을 검증하고 평가한다[1].

최근 국내에서는 액체추진 로켓 엔진용 터보펌프 구동을 위한 터빈개발이 진행되고 있으며 고압 터보펌프용 초음속 터빈에 대한 기초연구들이 수행되고 있다[2, 3]. 이러한 터보펌프 개발 과정의 일환으로 한국항공우주연구원에서는 10톤급 액체추진 로켓 엔진용 터빈의 성능시험을 위하여 성능시험설비를 구축하였다. 성능시험설비는 로켓 엔진용 터보펌프 구성품인 터빈, 연료펌프, 산화제 펌프의 성능시험과 터보펌프 조립체 성능시험을 수행할 수 있도록 설계/제작되었다.

본 논문에서는 항우연에 설치된 터빈 성능시험설비에 대하여 설명하였고, 상사법칙을 이용한 시험조건 결정과정과 시험절차에 대하여 기술하였다. 또한 개발된 터빈에 대하여 성능시험 과정 및 결과에 대하여 기술하였다.

2. 상사시험조건

터빈 공기상사 성능시험 조건은 실제터빈의 설계점 운전조건에 상사법칙을 적용하여 결정한다. 상사시험조건을 결정하기 위하여 사용되는 무차원 계수의 계산에 필요한 측정변수 및 물성치는 다음과 같다.

- 터빈 입구 전압력, 전온도 (P_{01} , T_{01})
- 터빈 출구 정압력 (P_2)
- 터빈 회전수 (N)

- 작동유체의 물성치 (R : gas constant, k : specific heat ratio, ν : kinematic viscosity)

실제터빈과 상사터빈은 기하학적 상사 (geometric similarity)와 운동학적 상사 (kinematic similarity)를 만족하여야 한다[4].

기하학적 상사는 실제터빈과 상사터빈이 크기는 달라도 동일한 형상을 가져야 한다는 조건이다. 본 연구에서는 상사터빈이 실제터빈과 동일한 크기와 형상을 가지므로 기하학적 상사를 만족한다.

운동학적 상사는 무차원 해석을 통하여 얻어진 다음의 세 가지 무차원 계수들이 동일하여야 만족된다.

- 레이놀즈 수 : $Re = Cb/\nu$
- 마하수 : $M=C_{ad}/a$
- 속도비 : U/C_{ad}

여기서 C 는 유동속도, b 는 블레이드 코드 길이, a 는 음속, U 는 원주속도를 나타내며 C_{ad} 는 터빈 입구 압력에서 출구의 압력까지 가역적으로 팽창했을 때 얻을 수 있는 최대 유체 속도를 의미하고 아래의 Eq. 1과 같이 정의된다.

$$C_{ad} = \sqrt{2C_p T_2 \left[\left(\frac{P_{01}}{P_2} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad (1)$$

본 시험의 경우, 터빈 디스크에서 레이놀즈수가 5×10^5 이며 높은 레이놀즈 수에서는 레이놀즈 수 변화에 따른 터빈 효율에 대한 영향이 작다고 알려져 있으므로 본 연구의 경우에는 그 영향을 무시하였다. 본 시험에 대한 정확한 수치적 한계를 찾으려면 별도의 시험이 필요하며 이것은 본 연구의 범위를 벗어나므로 이에 대한 내용은 생략하였다.

터빈 상사시험조건은 마하수와 속도비 상사조건으로부터 다음과 같이 결정된다.

① 압력비 : 터빈의 압력비 π 는 터빈 출구 정압에 대한 터빈 입구 전압력의 비(P_{01}/P_2)로 표시된다. 마하수가 동일하다는 조건에서 상사터빈 압력비가 결정된다. 여기서 하첨자 R은 실제터빈, S는 상사터빈을 나타낸다.

$$\left(\frac{C_{ad}}{a}\right)_R = \left(\frac{C_{ad}}{a}\right)_S \quad (2)$$

$$\text{터빈 출구 음속; } a = \sqrt{kRT_2} \quad (3)$$

② 회전수 : 상사시험 회전수는 속도비 상사조건으로부터 다음과 같이 결정된다. 본 연구에서는 실제터빈과 상사터빈이 동일한 크기를 가지므로 속도비 상사는 Eq. 4와 같이 표시할 수 있다.

$$\left(\frac{N}{C_{ad}}\right)_R = \left(\frac{N}{C_{ad}}\right)_S \quad (4)$$

상사터빈의 유량 및 터빈 출력 등 나머지 조건들은 위에서 구한 상사터빈 압력비, 회전수 등을 이용하여 구할 수 있다.

3. 성능시험설비

터빈 성능시험설비는 고압공기 공급시스템, 공기 가열시스템, 터빈 시험장치, 자동압력조절 장치, 제어 및 자료획득 시스템으로 구성된다(Fig. 1).

고압공기 공급시스템은 고압공기 압축기, 작동공기 서브시스템, 고압공기 서브시스템, 저압공기 서브시스템으로 이루어진다. 2대의 고압공기 압축기(Bauer, Model I 28.0-75)는 최대 32 MPa 까지 공기를 가압할 수 있으며 최대 유량은 7.5 Nm³/min이다. 작동공기 서브시스템은 44개의 부피 0.9 m³, 최대 압력 32 MPa의 고압압력용기로 구성되며 터빈을 구동하는 고압공기를 저장, 공급하는 역할을 한다. 고압공기 서브시스템은 작동공기 서브시스템과는 별도로 32 MPa의 고압공기를 저장하여 공기 가열기의 온도 및 압력 조절에 사용된다. 저압공기 서브시스템은 7.5 MPa의 공기를 저장하여 공압으로 구동되는 밸브들과 기타 설비의 물 가압에 사용된다.

자동압력조절 장치(Automatic pressure regulator)

는 시험설비에 사용되는 공기 또는 질소의 압력을 조절하는 장치로 몇 개의 밸브와 센서들의 조합으로 구성된다. 자동압력조절 장치는 공압 밸브의 개폐를 통하여 용기나 배관의 압력을 조절할 수 있다. 공기 가열시스템은 터빈 시험장치로 유입되는 공기를 알코올을 연소시켜 가열하는 장치로 최대 14 MPa에서 작동가능하며 최대 가열 가능온도는 400 °C이다. 공기 가열시스템은 알코올 가열기와 알코올 저장용기, 알코올 가압용 질소 용기로 구성되며 본 연구에서는 사용하지 않았다(Fig. 2).

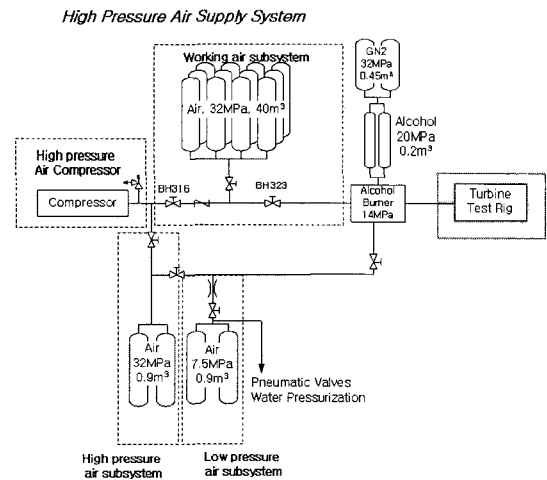


Fig. 1 Turbine Test Facility Layout

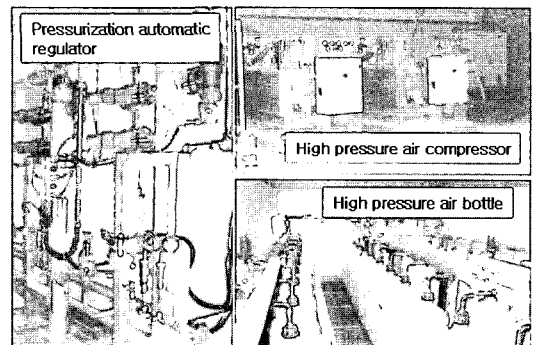


Fig. 2 Turbine Test Facility

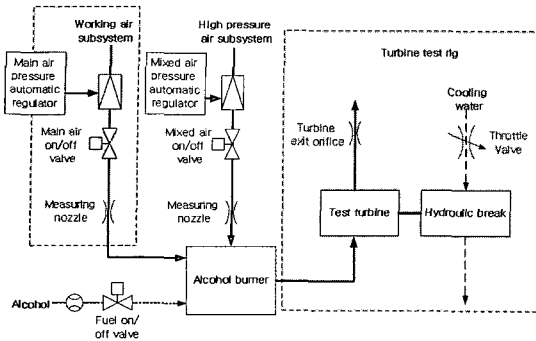


Fig. 3 Turbine Test Rig and Air Supplying System

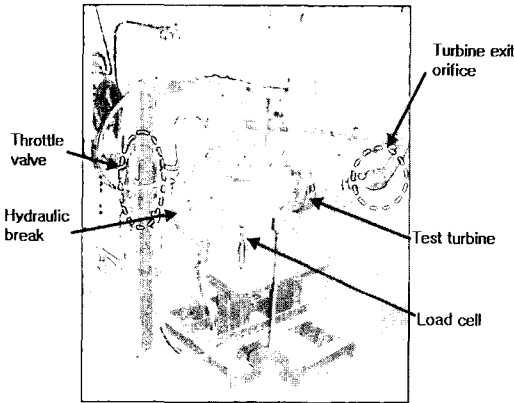


Fig. 4 Turbine Test Rig

터빈 시험장치는 Fig. 3, 4와 같이 시험터빈, 수력 동력계, 냉각수 조절용 밸브(Throttle valve), 출구 오리피스로 구성된다. 수력 동력계는 터빈에서 발생한 동력을 터빈 축과 연결된 디스크와 물의 마찰에 의해 흡수하는 장치이다. 본 연구에 사용된 수력 동력계의 최대 회전수 20,000 RPM이고 최대 흡수 동력은 200 kW이다. 수력 동력계의 동력은 냉각수의 유량과 디스크 직경에 의해 결정되며 냉각수의 유량은 냉각수 조절용 밸브에 의해 조절된다. 터빈의 출구에는 압력 조절을 위한 오리피스가 설치되어 있으며 터빈 시험 압력비는 오리피스의 직경에 의해 결정된다.

제어 및 측정시스템은 시스템 전반에 전력을 공급하고 센서를 통하여 측정된 온도, 압력 등을 이용하여 시험 상황을 판단하며 시험 중 데이터

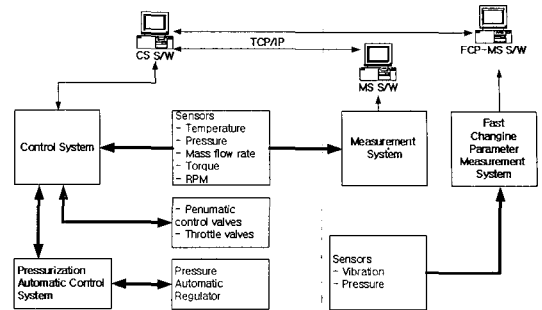


Fig. 5 Control & Measurement System

를 저장하는 역할을 한다. 또한 각종 actuator들을 작동하여 시험용 고압공기의 온도, 압력, 유량을 조절/측정하고, 시동 및 정지 시에는 정확한 time sequence로 각종 밸브를 제어한다. 진동과 압력요동 등 높은 주파수의 신호를 측정하기 위하여 고주파 측정시스템을 별도로 사용하였다. 자동압력조절 시스템은 자동압력조절 장치를 조절하여 공기의 압력을 변화시키거나 일정하게 유지시켜주며 자동 또는 수동 작동이 가능하다. Fig. 5에 제어 및 측정 시스템의 구성을 나타내었다.

터빈의 성능시험은 특정한 작동조건에서 대상 터빈의 출력과 효율을 구하는 것이며, 터빈 성능 시험에서 터빈의 효율은 다음과 같이 구해진다 [5].

$$\eta_{T-s} = \frac{Q\omega}{\dot{m} C_p T_{01} \left[1 - \left(\frac{P_2}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (5)$$

여기서 유량 \dot{m} 은 고압공기 배관에 설치된 유량 측정노즐에서 측정된 압력과 온도를 사용하여 초음속 노즐조건으로부터 계산된다. 토크 Q 는 수력 동력계에 설치된 로드셀에서 측정되며, 회전수 ω 는 수력 동력계 끝단에 설치된 마그네틱 센서에 의해 측정된다. 터빈 입구에서 측정된 정온도와 정압력은 입구 마하수를 사용하여 전온도와 전압력으로 환산하였다.

4. 성능시험조건 및 시험절차

로켓엔진 터보펌프용 터빈의 상사시험조건은 시험설비의 제한조건에 맞게 여러 가지 변수들을 고려하여 결정하여야 한다. 시험조건을 결정하는데 가장 중요한 변수는 압력비와 속도비이다. 터빈 입구압력은 시험설비에서 공급 가능한 최대 압력과 압력용기 용량을 고려하여 결정하며, 터빈 출구 압력은 시험 중 압력을 유지할 수 있도록 출구배관 손실 등을 고려하여 결정한다. 속도비는 회전수와 터빈 입구온도의 함수인데 속도비는 실제터빈의 설계값과 같은 값을 사용하므로 상사시험의 회전수는 터빈 입구온도에 의해 결정된다. 상사법칙에 의해 속도비가 같으면 실제터빈과 상사터빈의 효율이 같으므로 속도비는 상사터빈의 효율을 결정한다. 압력비와 속도비가 결정되면 상사법칙에 의해 나머지 시험조건들이 결정된다.

본 연구에서는 수력 동력계의 회전수와 흡수 동력 한계를 고려하여 시험조건을 Table 1과 같이 결정하였다. 시험에 사용된 터빈은 10 톤급 로켓엔진 터보펌프용으로 설계/제작된 터빈을 사용하였다. 터빈은 부분흡입형 초음속 충동형 터빈이며, 노즐과 동익 그리고 배기 파이프로 구성되어 있다(Fig. 6). 상사터빈 출력은 효율을 0.5로 가정하였을 때, 약 94 kW로 수력 동력계의 운용범위를 만족한다.

터빈 성능시험은 시험시작에서 종료까지 미리 설정된 시험조건에 따라 자동으로 수행되며 시험 전에 터빈 입구압력을 조절하기 위한 자동압력조절 장치 모드와 모드별 진행 시간 등을 제어 시스템에서 입력한다. 미리 입력된 회전수와 수력 동력계 냉각수 입구압력 제한 값에 의해 자동으로 비상정지가 수행되며 수동으로 정지할 수도 있다.

터빈 성능시험은 다음과 같은 절차로 진행된다.

- ① 작동공기 서브시스템 가압 : 고압 압축기를 가동하여 고압 압력용기를 32 MPa까지 가압한다.
- ② 저압공기 서브시스템 가압 : 공압 밸브작동을

위한 저압 압력용기를 7.5 MPa까지 가압한다.

- ③ 수력 동력계 냉각수 압력 조절 : 수력 동력계의 냉각수 펌프를 가동하고 냉각수 조절용 밸브를 조절하여 냉각수 입구 압력을 설정값에 맞춘다.

- ④ 성능시험 수행 : 입력된 절차에 따라 자동으로 터빈 입구압력을 변화시키며 성능시험을 수행한다.

Table 1. Turbine Design Condition and Similarity Test Condition

Parameters	Unit	Real turbine	Similarity turbine
Gas constant	J/kgK	532	287.1
Isentropic exponent		1.17	1.4
C_p		3.66	1
RPM		50000	17116
Turbine inlet temperature	K	1004	260
Turbine outlet temperature	K	687.1	124.7
Turbine inlet pressure	MPa	6.89	2.200
Turbine outlet pressure	MPa	0.51	0.17
Turbine tip diameter	m	0.16	0.16
U/C_{ad}		0.275	0.275
Mach No.		2.33	2.33
PR(pressure ratio)		13.6	13.1
Mass flow rate	kg/s	1.52	1.39

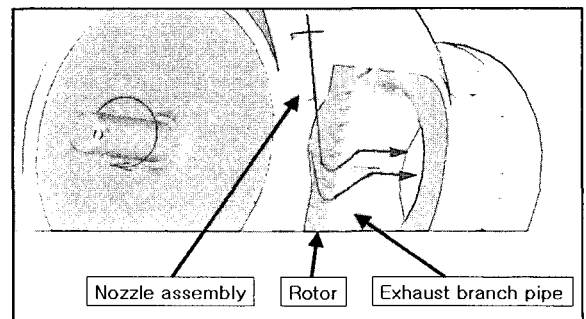


Fig. 6 Test Turbine

5. 성능시험결과

본 시험설비의 경우, 시험시간이 짧기 때문에 자동압력조절 장치를 정확히 제어하기가 힘들다. 동일한 자동압력조절장치 모드에서 터빈 입구압력이 약간의 차이를 보이기 때문에 시험조건 부근에서 몇 차례 성능시험을 수행하여 그 결과를 보정하여 성능을 구하였다.

터빈 성능시험은 2차에 걸쳐 수행하였으며 각 시험은 터빈 입구압력을 4개의 모드에 걸쳐서 증가시키며 성능시험을 수행하였다. Fig. 7은 1차 터빈시험 동안 4개의 모드에서 터빈 입구압력 변화에 따른 회전수와 유량의 변화를 나타낸 것이다. 터빈 입구압력이 Table 1의 상사조건인 2.2 MPa 전후의 값을 가지는 모드 3과 모드 4에 표시된 영역에서 각 측정변수들을 평균하여 터빈의 성능을 계산하였다. 계산을 수행한 영역에서 각 측정변수들의 상대표준편차는 1% 이내로 정상상태를 유지하였다. 같은 방법으로 2회의 성능시험을 수행하여 얻은 4개의 작동점으로부터 설계점($U/Cad=0.275$)에서의 효율을 구하였다.

Fig. 8에 성능해석으로부터 얻어진 결과와 시험

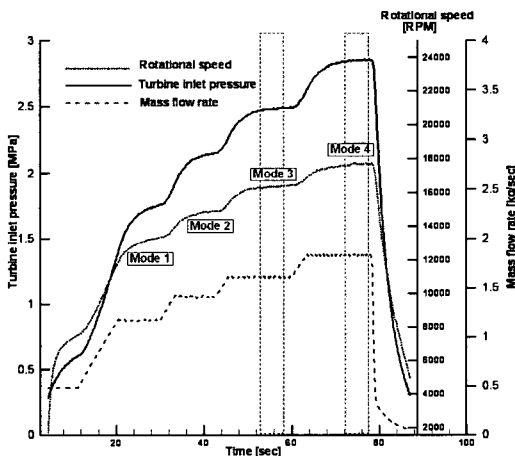


Fig. 7 Variations of Turbine Inlet Pressure, Rotational Speed, Mass Flow Rate during Turbine Test

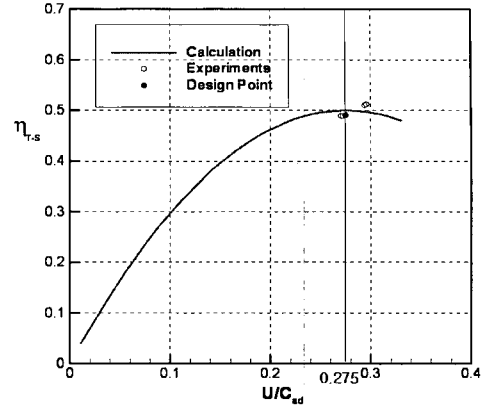


Fig. 8 Velocity Ratio vs. Total-to-static Efficiency

결과를 함께 나타내었다. 성능시험에 의해서 얻어진 설계점 효율은 0.49로, 성능해석에 의해 얻어진 효율 0.5와 2%의 차이를 보였다. 또한, 알콜을 연료로 사용하여 수행한 터빈, 연료, 산화제 펌프 조립체 상사시험을 통해 측정된 터빈 효율 0.51과는 2%의 차이를 나타내었다. 향후 실제 연료를 사용하는 터보펌프 시험을 수행할 경우 본 연구에서 수행한 터빈 상사시험 결과의 타당성 및 신뢰도를 높일 수 있을 것으로 판단된다.

6. 결 론

10 톤급 로켓엔진 터보펌프용 터빈의 성능평가를 위하여 공기상사 성능시험을 수행하였다. 터빈 상사시험을 위한 시험설비는 고압공기 공급시스템, 공기 가열시스템, 터빈 시험장치, 자동압력조절 장치, 제어 및 자료획득 시스템으로 구성하였다. 시험부로 공급되는 공기는 고압 압력용기로부터 공급되며 터빈 입구압력은 자동압력조절 장치로 조절된다. 또한 압력비는 터빈 출구에 설치된 오리피스의 직경에 의해 결정된다. 시험설비의 특성을 고려하여 상사조건을 만족하도록 성능시험 조건을 결정하여 공기상사 성능시

험을 수행하였다. 시험 중 미리 설정된 순서로 터빈 입구압력을 조절함으로써 설계점에서의 터빈 성능을 측정하였다. 성능을 측정한 영역에서 측정변수들의 상대표준편차는 1% 이내로 정상상태를 유지하였으며 측정된 개발 터빈의 효율은 0.49로 성능해석을 통해 얻어진 효율과 2% 차이를 나타내었다.

후 기

본 논문은 과학기술부 민군겸용기술개발사업으로 수행한 연구과제 내용의 일부입니다.

참 고 문 헌

1. Bordelon, W.J. Jr., Kauffman, W.J. Jr., and Heaman, J.P., "The Marshall Space Flight Center Turbine Test Equipment; Description and Performance," ASME 93-GT-380, 1993
2. 성영식, 한성훈, 김귀순, 박창규, "부분입사형 초음속 터빈의 노즐과 익렬의 상호작용에 관한 연구", 한국추진공학회지, 제8권 제3호, 2004, pp.53-60
3. 조종재, 김귀순, 김진한, 정은환, 정호경, "초음속 터빈 익렬 앞전 형상 및 노즐-익렬 간격에 따른 유동 특성에 대한 실험적 연구", 한국추진공학회지, 제9권 제4호, 2005, pp.66-72
4. Lakshminarayana, B., Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery, John Wiley, New York, 1995
5. Song, S. J., "An Investigation of Tip Clearance Flow Excitation Forces in a Single-stage Unshrouded Turbine", Ph. D. Thesis, MIT, 1995, pp.73-83