

75톤급 액체로켓 엔진 터보펌프 터빈의 성능특성연구

정은환* · 이항기* · 박편구* · 김진한*

Investigation on the Performance Characteristics of the 75ton Class Turbopump Turbine

Eunhwan Jeong* · Hang-Gee Lee* · Pyun-Goo Park* · Jinhan Kim*

ABSTRACT

Performance test of the 75ton class turbopump turbine was performed. Through the turbine power measurement in the wide-range operational conditions, velocity ratio, total pressure loss, and relative flow angle characteristics was quantified. Efficiency and nozzle exit pressure behavior was also investigated and compared with 30ton turbopump turbine data. A rotor blade was redesigned based on the test results and CFD analysis.

초 록

75톤급 개방형 액체로켓용 터보펌프 터빈의 성능시험을 수행하였다. 넓은 압력비와 회전수 영역에서 터빈의 출력을 측정하였으며 이를 통해 터빈로터 전후의 유동특성을 파악하였다. 이와 함께 터빈의 효율 변화 및 측정된 로터입구의 압력을 기 개발된 30톤급 터빈과 비교하여 설계 의도에 부합되는 향상된 성능의 동익을 재설계하였다.

Key Words: Turbopump (터보펌프), Turbine (터빈), Specific Power (비출력), Velocity Ratio (속도비), Total Pressure Loss (전압력 손실), Efficiency (효율)

1. 서 론

초음속 충동형 터빈은 높은 비출력을 구현하기 위한 극단의 설계 형태로 개방형 액체로켓엔진의 터보펌프등에 주로 적용된다. 항공용, 산업용 가스터빈과는 달리 공력성능 관점의 설계변수가 상대적으로 적기 때문에 형상설계, 효율, 출력등의 성능상의 어려움 보다는 좁은 유로, 동

익의 높은 솔리디티, 시동-운전-정지상의 극한의 열충격에 의한 파로파괴 등, 상세설계와 제작, 그리고 안정된 작동이 보다 중요한 설계상의 문제로 대두된다. 현재 한국항공우주연구원에서는 75톤급 개방형 액체로켓엔진용 터보펌프의 개발이 진행중에 있다. 개발은 선행된 30톤급 액체로켓 엔진용 터보펌프의 설계, 제작, 단품성능시험, 조립체 성능시험, 그리고 실매질 성능시험등의 일련의 과정을 통해 축적된 기술과 경험을 기반으로 하며 최종적으로 한국형발사체에 적용

* 한국항공우주연구원
연락처, E-mail: jeh@kari.re.kr

될 수 있는 신뢰도 높은 하드웨어의 구현을 목표로 한다.

본 논문에서는 현재 진행중인 75톤급 터보펌프 터빈의 시험결과를 바탕으로 그 특성을 분석하였다. 앞서 언급한 바와 같이 초음속 터빈은 상대적으로 좁은 유로를 갖고 있고 유속 또한 초음속이기 때문에 유동 구조를 확인하기 위한 유로 단면별 온도, 압력, 유동각등 유체역학적 변수들의 직접적인 측정이 매우 제한적이며 경우에 따라서는 불가능하다. 측정결과를 바탕으로 운용조건 (압력비 및 회전수)에 따른 출력, 주요 손실계수, 그리고 유동각의 거동, 그리고 효율 특성을 파악하였다.

2. 75톤급 터보펌프 터빈 및 성능시험설비

2.1 75톤급 터보펌프 터빈

75톤급 터보펌프에 적용된 터빈은 기본적으로 30톤급 터보펌프에 적용된 설계개념을 그대로 따르고 있다. 고압력비, 저유량 환경하에서 높은 비출력을 구현하기 위해 부분분사 초음속 충동형 터빈으로 설계되었으며 30톤급 터빈 대비 출력 및 유량이 약 2.4배 증가하였다. 무게감량을 위해 평균직경을 줄여 속도비와 효율은 다소 감소하였다. 고온고압 가스의 열역학적 에너지를 운동에너지로 변환시켜주는 노즐은 면적비 약 4.0의 축대칭 수축-확산노즐로 원주를 따라 배치되었다. 평균직경에서 원주를 따라 노즐 출구가



Fig. 1 Turbine Rotor and Nozzle Block

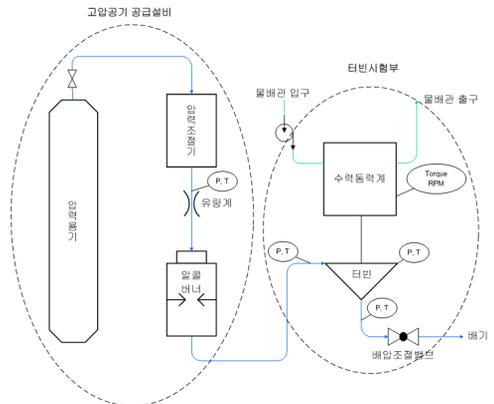


Fig. 2 Turbine test facility schematics

Table 1 Specifications 75ton Turbopump Turbine

Parameters		Design	Similarity
Working Fluid	-	fuel rich gas	Air
# of stage	-	1	-
Inlet Temp. (T_{00})	K	900	-
Inlet Pres. (p_{00})	MPa	5.80	-
pr	-	18	18.3
$u/\sqrt{RT_{00}}$	-	0.467	0.413
Sp. Power	kJ/kg	297	-
Mean Dia.	mm	400	-
# of Noz.	-	11	-

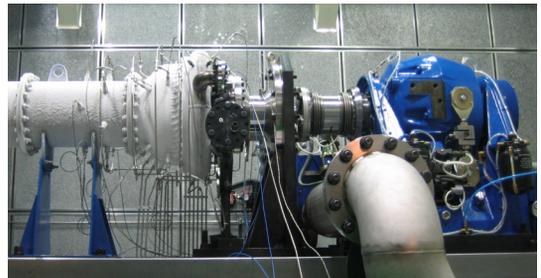


Fig. 3 Turbine Test Rig

차지하는 공간은 80% 정도이며 남은 공간은 시동용 노즐에 사용되었다. 로터의 경우, 동익의 슬리디티는 약 1.7이며 로터-동익-슈라우드가 일체형으로 설계되었다.

Table 1에는 75톤급 터보펌프 터빈의 설계규격을 정리하였으며 Fig. 1은 제작된 터보펌프 터빈의 형상을 보여준다.

2.2 성능시험 설비

터빈성능시험은 고압공기를 이용하여 수행하였다. 설정된 압력비에 대하여 터빈의 회전수를 변화시켜 다양한 압력비와 회전수조건에서 성능을 측정하였다. 압력비(pr) 및 보정 선속도($u^* \equiv u/\sqrt{RT_{00}}$)는 각각 Table 1의 상사 조건 기준 약 75~150%, 60~120% 영역에서 수행하였다. 설비 및 시험장치와 관련된 자세한 내용은 참고문헌[1]에서 확인할 수 있다. Fig. 2와 3은 각각 시험설비 개략도, 시험장치를 보여준다.

3. 75톤급 터보펌프 터빈의 성능특성

3.1 터빈출력 및 유동장 특성

단단형 터빈의 출력은 아래식으로 표현된다.

$$W_t = \dot{m}u\Delta c_\theta = \dot{m}u\Delta w_\theta \quad (1)$$

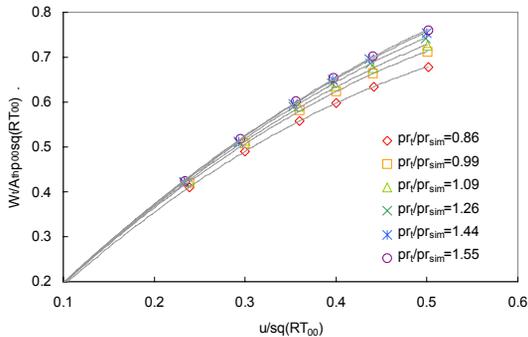


Fig. 4 Measured Turbine Power Characteristics

\dot{m} 은 질유량, u 는 로터 평균직경 선속도, 그리고 Δc_θ 와 Δw_θ 는 로터전후방 절대속도와 상대속도의 원주방향 변화량을 나타낸다. 터빈출력은 터빈의 입구 전온도(T_{00})와 전압력(p_{00})으로 무차원화한 보정출력으로 나타낼 수 있는데 이 값은 비출력(단위 유량당 출력)과 정성적으로 동일하다. 보정출력(W_t^*)의 정의는 아래와 같다. 식에서 A_{th} 와 R 은 각각 노즐 목면적과 기체상수를 의미한다.

$$W_t^* \equiv W_t/p_{00}A_{th}\sqrt{RT_{00}} \quad (2)$$

Figure 4는 성능시험에서 측정된 보정출력을 보정 선속도와 압력비의 함수로 나타낸 것이다. 그림에서 보듯 압력비와 회전수가 증가함에 따라 보정출력은 증가하는 경향을 나타낸다. 측정값으로 환산된 실제질 환경의 설계점 터빈출력은 약 3.6MW를 상회할 것으로 보이며 펌프의 요구출력을 만족시킬 수 있을 것으로 판단된다. 그림에서, 고정된 압력비의 보정출력은 보정선속도의 2차함수로 변화하는 경향을 보인다. 로터전후의 속도삼각형을 이용하면 Eq. 1는 보정출력과 보정 선속도로 아래의 Eq. 3과 같이 표현되는데 측정된 출력의 변화 경향은 이론과 부합됨을 알 수 있다.

$$W_t^* = m^* \left(1 + \frac{w_2 \cos \beta_2}{w_1 \cos \beta_1} \right) u^* \left(\frac{c_1 \cos \alpha_1}{\sqrt{RT_{00}}} - u^* \right). \quad (3)$$

Eq. 3에서 하첨자 1,2는 로터전방과 후방을 의미하며, α 와 β 는 각각 절대유동각, 상대 유동각으로 로터 축에 수직한 면과 유동속도가 이루는 각을 나타낸다. $m^* (= \dot{m}\sqrt{RT_{00}}/A_{th}p_{00})$ 는 보정유량으로 주어진 작동유체에 대해 초음속 충동터빈과 같이 설계압력비가 높은 경우 그 값은 일정하다. 식에 표현된 로터 전후방의 속도, 유동각은 주어진 형상에서 2차손실은 포함한 모든 손실이 고려된 평균값으로 해석할 수 있다. 압력비에 따른 보정출력의 변화는 2차곡선 형태를 유

지하면서 그 크기가 달라짐을 Fig. 4에서 확인할 수 있는데 이는 Eq. 3에서 보정회전수의 계수에 해당하는 $c_1 \cos \alpha_1$, $w_2 \cos \beta_2 / w_1 \cos \beta_1$ 이 압력비만의 함수로 표현될 수 있음을 나타내는 것으로 해석할 수 있다. Fig. 5는 Fig. 4의 각 측정점 데이터로부터 환산된 계수 $c_1 \cos \alpha_1$ 의 압력비에 따른 변화를 나타낸 것으로 위의 판단에 잘 부합되는 결과를 보여준다. Fig. 6은 로터 전후 원주방향 상대속도 비($w_2 \cos \beta_2 / w_1 \cos \beta_1$)의 변화를 나타낸다. 참고로, Fig. 5-6에서 터빈의 압력비는 Table 1의 상사압력비(pr_{sim})로 무차원화하여 나타내었다.

Fig. 5의 데이터와 각 측정점의 노즐 단일속도 ($c_{ax} \equiv (2c_p T_{00}(1 - 1/pr^{k-1/k}))^{0.5}$), 그리고 축방향 유속이 아음속인 초음속 캐스캐이드에서 나타나는 고정 유동각(unique incidence) 현상[2-4]을 고려하면 로터 전방기준 속도비 ($\phi \equiv c_1/c_{ax}$)를 파악할 수 있다. Fig. 7은 계산된 속도비를 압력비와 보

정선속도의 함수로 나타낸 그림이다. 그림에서 보듯 속도비는 압력비의 큰 영향을 받는다. 아울러 선속도의 영향도 일정정도 존재한다. 본 시험에서는 압력비가 클수록, 선속도가 작을수록 속도비의 값이 상대적으로 크게 나타나는데 이 두 가지 경향은 노즐출구 유동각이 증가하는 방향이라는 공통점이 있다.

속도비는 가용한 열역학적 에너지의 로터전방까지의 손실을 나타내는 지표로 이를 이용하여 로터입구까지의 전압력 손실을 환산할 수 있다. Fig. 8은 계산된 전압력 손실비($(p_{00} - p_{01})/p_{00}$)와 로터입구 절대마하수(M_1)의 관계를 나타낸 그림이다. 전압력 손실비는 로터입구 마하수의 제곱에 선형적으로 감소함이 확인된다. Fig. 7-8과 같은 손실 특성은 이론적으로는 정량화하기 힘든 값들로 유사한 터빈의 설계 데이터로 활용할 것으로 판단된다.

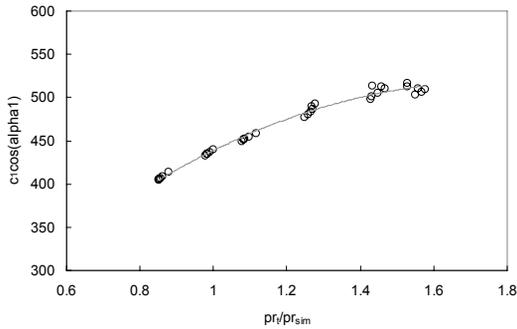


Fig. 5 Variation of $c_1 \cos \alpha_1$ w.r.t. pressure ratio

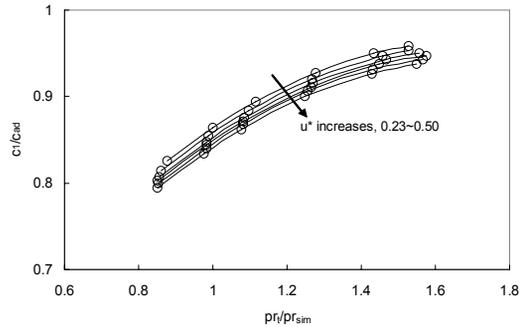


Fig. 7 velocity ratio characteristics w.r.t. pr and u^*

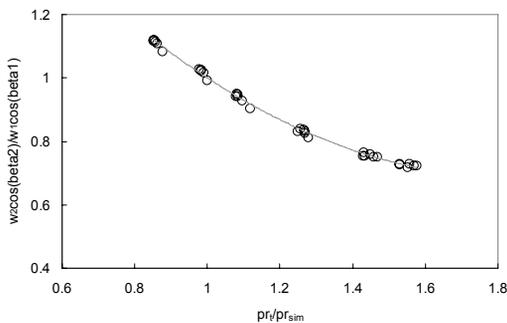


Fig. 6 Variation of tangential relative velocity ratio

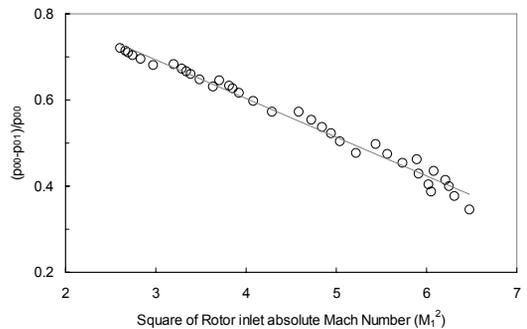


Fig. 8 Total pressure loss to the rotor inlet v.s. M_1^2

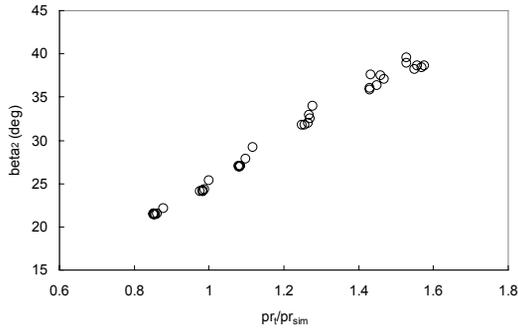


Fig. 9 Rotor exit relative flow angle v.s. pressure ratio

시험결과로 계산된 로터입구 유동의 물리량과 질유량보존의 관계를 이용하면 로터 출구에서의 유동상태를 파악할 수 있는데 Fig. 9는 환산된 로터출구의 상대유동각의 변화를 나타낸 것이다. 상대유동각은 압력비에 따라 증가하는 경향을 나타내는데 이는 압력비 증가 시 늘어난 체적유량으로 인해 로터출구에서 유동이 축방향으로 굴절되는 것으로 해석할 수 있다.

3.2 터빈효율 특성

75톤급 터빈 효율의 압력비와 회전수에 따른 변화를 Fig. 10에 나타내었다. 터빈 효율이 압력비 변화에는 상대적으로 둔감하고 회전수에 큰 영향을 받는 초음속 충동형 터빈의 전형적인 특징[2]을 볼 수 있다. 설계점 효율은 49%로 나타났다. 그림에서 압력비는 앞의 여러 그림과는 달리 터빈노즐의 공기 기준 완전팽창 압력비[1] (pr_{sim2})로 무차원화하여 나타내었는데 이는 항우연에서 개발된 30톤급 터보펌프 터빈의 효율거동과의 비교를 위함이다. Fig. 11은 측정된 30톤급 터빈의 효율특성을 보여준다. Fig. 10-11의 점선은 각 회전수별 최대 효율을 나타내는 점들을 연결한 것이다. 30톤급 터보펌프 터빈의 경우 Fig. 11에서 보듯 설계회전수 근방($N^*/N_d^*=1.0$)에서 터빈의 압력비가 노즐의 완전 팽창 압력비와 동일할 때($pr_t/pr_{sim2} \sim 1.0$) 최대효율을 나타내는데 이는 수축확산 노즐을 갖는 초음속 충동터빈의

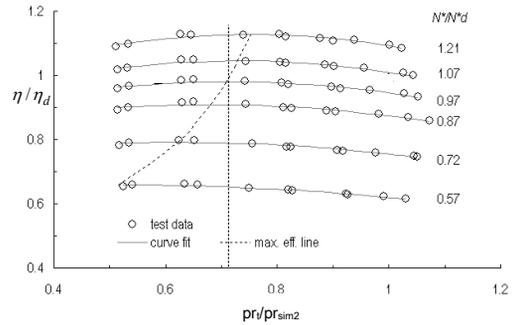


Fig. 10 75ton turbine efficiency characteristics

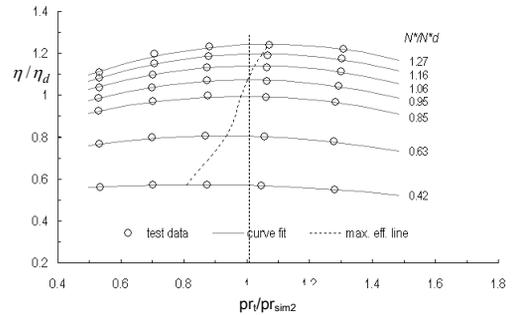


Fig. 11 30ton turbine efficiency characteristics

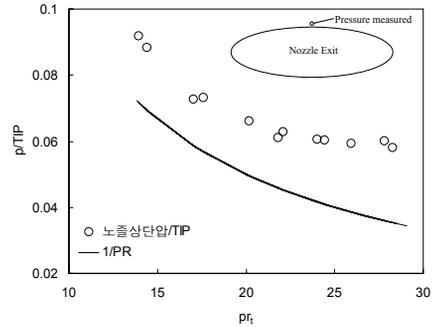


Fig. 12 Nozzle exit pressure variation(75ton)

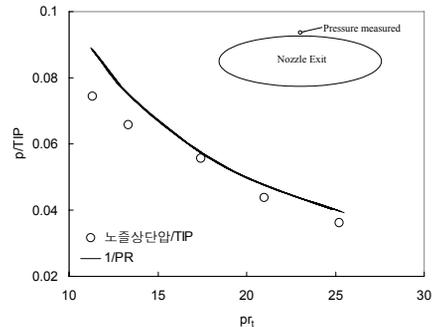


Fig. 13 Nozzle exit pressure variation(30ton)

일반적인 경향[5-6]이다. 하지만, Fig. 10의 75톤급 터보펌프 터빈의 경우, 설계회전수의 최대 효율을 효율이 $pr_t/pr_{sim2} \sim 0.72$ 근방에서 나타나는 상이한 결과를 보여준다. 측정된 터빈로터 전방 압력을 기준으로 검토한 결과, 이러한 현상은 75톤 터빈의 동익 전방익단 두께 증가에 기인하는 것으로 판단된다.

75톤급 터보펌프 터빈은 로터의 구조적 강도를 높이기 위해 동익 전방익단 두께 대 피치비를 30톤급 터빈의 약 1.9배로 설계하였다. 증가된 익단 두께는 로터입구에서 발생하는 충격파의 강도를 높이고 이로 인해 전압력 손실의 증가, 정압의 증가를 초래하게 되는데 Fig. 12-13은 75톤급 터빈과 30톤급 터빈의 설계회전수 근방(각각 $N^*/N_d^* = 0.97, 0.95$)에서 측정된 노즐 출구 상단의 정압력 변화이다. 두 그림의 실선은 터빈 압력비 역수를 나타내며 설계개념상 로터입구정압을 터빈입구 전압력으로 나눈 값은 실선에 근접한 값이어야 한다. Fig. 13의 30톤급 터빈은 이러한 경향을 잘 따른다. 하지만 75톤 터빈의 경우(Fig. 12) 증가된 전방익단 두께로 인해 노즐 출구 상단압력이 전 압력비 영역에 걸쳐 다소 크게 형성됨을 확인할 수 있다. 증가된 로터 전방 압력은 터빈의 실제 작동 압력비를 낮추는 결과를 가져오고 이로 인해 터빈의 최적효율 압력비도 낮아지는 현상을 초래하는 것으로 해석할 수 있다.

시험을 통해 확인된 현상을 고려하여 익형의 압력 및 흡입면의 형상은 유지하고 익단의 두께를 30% 감소시켜(Fig. 14) 유동해석을 수행하였다. Fig. 15는 설계변경 전후 로터 전방의 정압력 및 마하수 분포를 나타낸 것이다. 좌측은 초기 설계 동익을 적용한 결과이며 우측은 새로운 익형을 적용한 결과이다. 정압력 분포를 보면 초기 설계의 경우 두꺼운 전방익단에 의해 의도하지 않은 높은 정압력 영역이 나타나는데 새로운 설계를 적용함으로써 이러한 영역이 현저히 감소하는 것을 확인할 수 있다. 이와 함께 입구 마하수 분포도 평탄해 지고 절대값도 증가하는 것을 볼 수 있다. 전체적인 설계점 효율은 1.6% 증

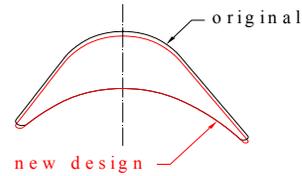


Fig. 14 Rotor Blade Comparison

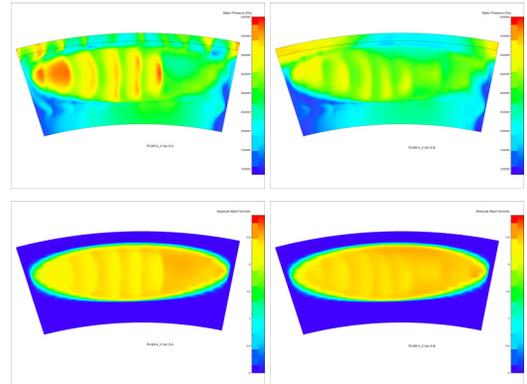


Fig. 15 Pressure(top) and Mach number(bottom) contour of original(left) and newly designed (right) blade at rotor inlet

가하는 것으로 확인되었다. 노즐상단의 정압력은 초기설계 익형 적용시에 비해 약 25%감소하는 것으로 나타나 설계 의도에 근접한 작동이 가능할 것으로 판단된다. 새로운 설계를 적용한 터빈 로터는 Fig. 10의 효율곡선을 우(右)상(上) 방향으로 변화될 것으로 기대된다.

4. 요약

75톤급 액체로켓 엔진용 터보펌프 터빈에 대한 성능 시험을 수행하였다. 개발 터빈은 실매질 운용시 펌프의 요구출력을 만족시킬 수 있는 것으로 확인되었다. 넓은 운용 영역에서 측정된 터빈 출력 특성을 통해 터빈로터 입출구의 유동특성을 파악하였으며 속도비 특성, 로터전방까지의 전압력 손실특성, 로터 출구 상대유동각 특성등을 도출하였다. 이와 함께 효율 특성 및 측정된 노즐 출구 압력을 기 개발된 30톤급 터빈 시험

결과와 비교하였으며 이를 바탕으로 설계 의도에 부합하는 향상된 동익 익형의 설계를 수행하였다.

참 고 문 헌

1. 정은환, 박편구, 이항기, 김진선, 김대진, 김진한, "초음속 충동형 터빈의 설계성능 검증 방법에 대한 해석 및 시험적 고찰," 한국추진공학회지, 제13권, 제5호, 2009, pp. 7-14
2. 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, pp. 1295-1300
3. Starcken, H., Yongxing, Z., and Schreiber, H., "Mass Flow limitation of Supersonic Blade Rows Due to Leading Edge Blockage," ASME paper 84-GT-233, 1984.
4. Lichtfuss, H. J., and Starcken, H., "Supersonic Cascade Flow," Progress in Aerospace Science, Vol. 15, Pergamon, NewYork, 1974.
5. Glassman, A. J., "Turbine Design and Application," NASA SP-390, 1994.
6. Wahlen, U., "Aerodynamic Design of the Turbine for the Vulcain Rocket Engine," 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA paper 95-2539, San Diego, CA, 1995.