

研究論文

초음속 충동형 터빈의 로터 앞전 두께가 성능 변화에 미치는 영향

이항기* · 정은환* · 박편구* · 김진한**

Rotor Leading Edge Thickness Effect on Supersonic Impulse Turbine Performance

Hanggi Lee* · Eunhwan Jung* · Pyungu Park* · Jinhan Kim**

ABSTRACT

Turbopump, which is a part of 75 ton open cycle liquid rocket engine has a super sonic impulse turbine. This paper investigated the leading edge thickness effect on the turbine performance experimentally. Two rotors were tested with the different leading edge thickness. The ratios (rotor thickness to Pitch) are 1.9 and 1.4 times to 30 ton turbine rotor. As a result, a rotor with 1.4 times ratio had a 1.5% higher efficiency gain than a rotor with 1.9 times ratio. The pressure ratio with the maximum efficiency on the same rotational speed was increased to the full expansion ratio of nozzle.

초 록

75톤급 개방형 액체로켓 엔진에 장착되는 터보펌프의 터빈은 초음속 충동형 방식이다. 본 연구에서는 터빈 로터 앞전 두께가 성능에 미치는 영향을 실험을 통해 살펴보았다. 터빈 시험에서는 2가지 다른 앞전 두께를 가진 로터를 이용해 실험하였으며, 각 로터는 앞전 두께 대 피치비가 30톤 로터 대비 각각 1.9배와 1.4배이다. 시험 결과 로터 두께가 1.4배인 로터의 설계 상사점 효율이 1.5% 상승하였고, 동일 회전수에서 최대 효율이 나타나는 압력비도 완전팽창비 쪽으로 증가하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Supersonic Impulse Turbine(초음속 충동형 터빈), Leading Edge Thickness(앞전 두께), Full Expansion(완전 팽창)

1. 서 론

한국항공우주연구원(이하 항우연)에서 개발중인 터보펌프는 개방형 액체로켓엔진의 핵심 구성품으로 극저온인 액체산소를 매질로 하는 산화제펌프와 케로신을 매질로 하는 연료 펌프 그리고 가스 발생기에서 생성된 고온 고압의 가스로 펌프의 동력원을 생성하는 터빈으로 구성되어 있다. 터보펌프에는 극저온인 산화제와 고온

접수일 2010. 12. 5, 수정완료일 2011. 7. 1, 게재확정일 2011. 7. 5

* 정희원, 한국항공우주연구원 터보펌프팀

** 종신회원, 한국항공우주연구원 터보펌프팀

† 교신저자, E-mail: hglee@kari.re.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2010년도 추계학술대회(2010. 11. 25-26, 제주 샤인빌리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

의 터빈 가스가 상존하며, 많은 부품으로 구성되어 있어 개발에 난제가 많다. 항우연에서는 그동안 30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프의 개발을 실패질 환경하에서 성공적으로 수행하였으며 이를 토대로 75톤급 액체로켓엔진용 터보펌프를 개발 중이다[1, 2].

개발 중인 터보펌프 터빈을 구동하는 가스는 개방형 엔진시스템의 특성상 터빈을 구동하고 난 후 그대로 방출되므로 손실로 연결되기에 되도록 적은 유량으로 운전이 가능해야 한다. 그래서 단위 유량 당 출력을 높이기 위하여 큰 팽창비를 갖도록 설계하며 상대적으로 적은 유량에서 운전이 되는 수축-확산 노즐을 갖는 부분 분사형의 초음속 충동형 방식을 채택하였다.

75톤급 터빈 설계는 30톤급 터빈을 기초로 이루어졌는데, 구조적 안정성을 위해 30톤급 터빈에 비해 로터의 두께-피치 비율을 높게 설계하였다. 상대적으로 두껍게 설계된 75톤 터빈 로터를 이용한 시험 결과 최대 효율점이 노즐 완전 팽창 압력비에서 나타난 30톤 터빈과 달리 낮은 압력비에서 나타났다. 이같은 성능 특성의 차이가 난 원인이 30톤 터빈에 비해 두껍게 설계된 로터로 인해 앞전에서의 충격과 및 유로 감소에 있다고 파악하여 로터 두께에 대한 재설계를 제시하였다[3].

로터 두께가 성능에 미치는 영향에 대한 연구는 주로 일반 아음속 축류 터빈에 대해 활발히 이루어져 공개가 되고 있으나 초음속 충동형 터빈에 대해서는 사용 분야의 특수성으로 인해 공개가 거의 되지 않는다. C.D.Colcough[4] 와 B.S.Stratford[5]가 초음속 충동형 터빈에 대한 유동 특성을 캐스케이드 실험을 통해 연구하여 공개하였지만 로터 앞전 두께에 관련한 연구는 아니었으며 또한 실제 초음속 충동형 터빈을 이용하여 로터 앞전 두께에 대한 연구가 공개된 것은 드문 실정이다.

반면 현재 항우연에서는 발사체 사업을 진행하면서 초음속 충동형 터빈에 대한 연구를 활발히 진행해 오고 있으며 관련한 많은 데이터도 축적하고 있다.

본 논문에서는 참고논문 [3]에서 재설계한 앞

전 두께를 줄인 로터를 이용하여 실제 터빈 성능 시험을 수행하였으며 앞전 두께 감소에 따른 성능 변화에 대해 기술하였다.

2. 성능 시험 설비

2.1 시험 설비 구성

항우연 내에는 고압 공기 설비가 갖추어져 있어서 터빈 성능 시험은 고압공기 공급 설비를 이용한 상사시험으로 이루어졌다. Table 1에는 30톤 및 75톤 터빈 설계점 및 상사시험의 주요 규격을 나타내었다. 상사점은 상사매질인 공기가 노즐에서 완전팽창이 되는 점으로 's' 로 표기하였다[6].

상사 시험설비는 Fig. 1에서 각 0.9m^3 의 320bar의 고압 용기 44개가 병렬로 이루어져 있으며, 고압 용기에서 나온 공기는 압력 조절 밸브를 거쳐서 정해진 압력으로 감압된다. 감압된 공기는 병렬로 구성된 1차 유량계를 지나 공기가 합쳐지는 믹서 및 2차 유량계와 오피리스를 거쳐 터빈으로 공급된다. 터빈 상사 시험에는 터빈에서 생성된 동력의 흡수 및 제어를 위해 Froude hoffman사의 수동력계를 이용하였다. 수동력계는 터빈에서 생성된 동력을 물을 이용해 흡수하며 토크, 회전수 제어 기능을 수행한다. Fig. 2는 터빈 성능 시험을 위해 설치된 터빈과 수동력계의 모습이다.

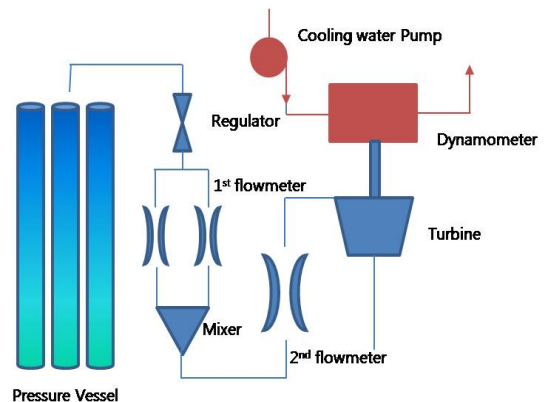


Fig. 1 Schematic diagram of turbine test facilities

Table 1. Specifications for 30, 75 turbopump turbine

Parameters	symbol	30 ton		75 ton	
		design	similarity	design	similarity
subscript		-	s	-	s
working fluid		fuel rich gas	air	fuel rich gas	air
pressure ratio	π	14.5	20.2	18	27.1
turbine inlet total pressure	P_{01}	5.8 MPa	2.2 MPa	5.8 MPa	3.0 MPa
turbine inlet total temperature	T_{01}	900K	-	900 K	-
velocity ratio	U/C_{ad}	0.25	0.25	0.21	0.21
corrected rpm	N^*	667	587	367	351

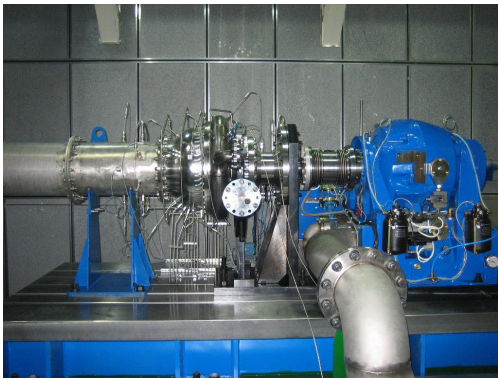


Fig. 2 Turbine test facility

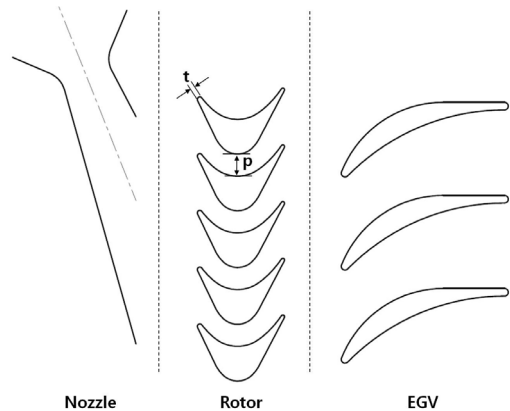


Fig. 3 Turbine configuration

2.2 센서 및 불확실도

시험 장치에 장착된 센서는 크게 온도 센서, 압력 센서 그리고 수동력계에서 측정하는 회전 수 및 토크 센서가 있다.

온도 센서는 정확도가 높은 4선 타입의 RTD 센서를 사용하였다. 압력 센서는 고정밀의 다이아프램 방식(TJE model, sensotec)의 절대 압력계와 계기 압력계를 사용하였다. 특히 유량계, 터빈입구 등 주요 측정 부위에는 이중으로 계기 압력계와 절대 압력계를 설치하여 그 값의 신뢰도를 높였다.

터빈 성능 시험의 불확실도 해석 결과 효율점 기준으로 $\pm 0.52\%$ 이다. 불확실도에 가장 큰 영향을 미치는 것은 토크 센서이다. 매 시점전에 토크 보정을 위해 수동력계에 설치된 토크 보정

장치위에 추를 이용해 보정을 수행하였다. 회전 수는 물리적으로 보정이 불가능하기에 수동력계 자체의 회전수 보정용 프로그램을 이용하여 보정을 수행하였다.

2.3 터빈 구성

터빈 내부 구성은 증동형 터빈으로 Fig. 3에서 처럼 고압 가스가 노즐을 지나면서 초음속으로 바뀌게 되며 로터를 통해 파워를 터빈축으로 전달하게 된다. EGV(Exit Guide Vane)에서는 로터를 지난 가스의 원주방향 속도 성분을 출구 방향으로 바꾸는 역할을 수행한다. 로터의 앞전 두께는 't', 피치를 'p'로 표기하였다.

3. 터빈 성능 특성 및 시험 결과

3.1 터빈 성능 특성

수축 확산 노즐을 갖는 초음속 충동형 터빈은 일반적으로 터빈의 압력비가 노즐의 완전 팽창 압력비와 일치할 때 최적 효율을 보이게 된다 [7]. 이것은 초음속 충동형 터빈의 일반적인 특성이며 기 개발된 30톤급 터보펌프 터빈에서도 확인된바 있다[8].

75톤급 터보펌프 터빈은 로터의 구조적 강도를 높이기 위해 기 개발된 30톤 터빈에 비해 로터의 두께를 증가시켰다. Fig. 3에서 로터 두께-피치(t/p) 비율이 30톤 터빈에 비해 1.9배로 설계되었다.

Figure 4는 30톤 터빈 성능 시험을 통해 얻은 성능 곡선이다. 압력비(π)는 아래 식과 같이 정

의하며 상사점인 노즐 완전팽창 압력비(π_s)로 나누어 표기하였다.

$$\pi = P_{01}/P_2 \tag{1}$$

여기서 π 는 압력비, P_{01} 은 터빈 입구 전압력, P_2 는 터빈 출구 정압력을 의미한다.

보정회전수(N^*)는 다음과 같이 표현된다.

$$N^* = \frac{N}{\sqrt{T_{01}}} \tag{2}$$

N 은 회전수, T_{01} 은 터빈 입구 전온도를 의미한다. 보정회전수와 효율 역시 상사점 값으로 나누어 표기하였다.

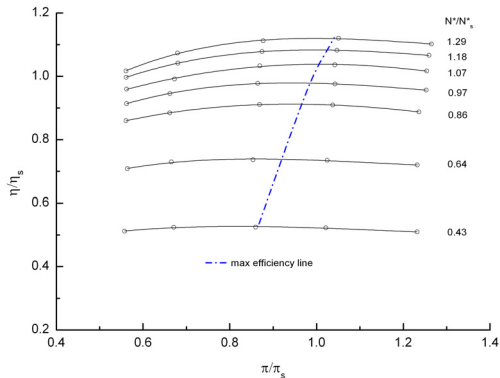


Fig. 4 30 ton turbine performance

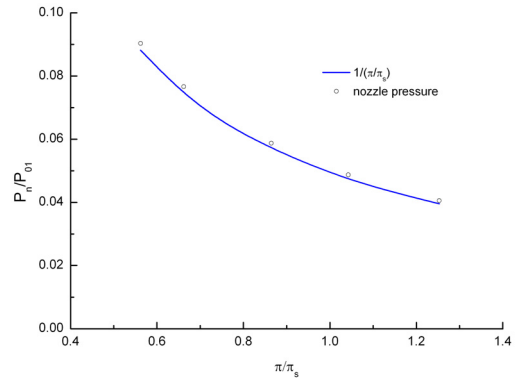


Fig. 6 30 ton turbine nozzle outlet pressure

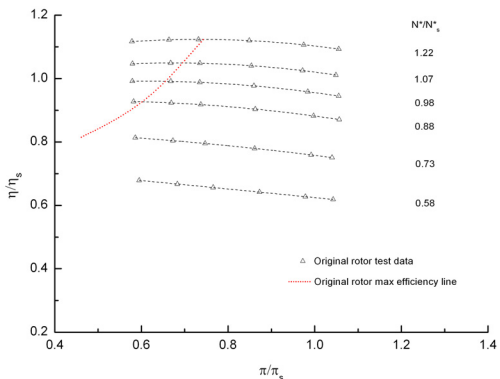


Fig. 5 75 ton turbine performance(with original rotor)

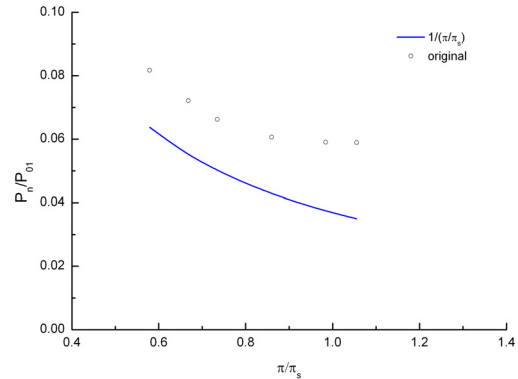


Fig. 7 75 ton turbine nozzle outlet pressure(with original rotor)

그래프에서 점선으로 표시된 선은 각 보정 회전수에서 최대 효율이 나타나는 압력비를 이은 곡선이다. 설계회전수 근방($\Lambda^*/\Lambda_s^* = 1$)에서 터빈 압력비가 노즐 완전팽창 압력비와 같은 지점($\pi/\pi_s = 1$)에서 최대 효율을 나타낸다. 그러나 Fig. 5에서 75톤 터빈(original)의 경우 설계회전수($\Lambda^*/\Lambda_s^* = 1$)에서 최대 효율이 나타나는 압력비는 1.0이 아닌 0.7 부근이다.

이는 노즐 출구의 정압력 분포에서 그 원인을 알 수 있다. Fig. 6, Fig. 7은 각 30톤과 75톤 터빈의 설계 회전수 근방에서 측정된 노즐 출구의 정압력을 터빈입구 전압력으로 나눈 값(P_n/P_{01})의 분포이다. 실선은 압력비의 역수(P_2/P_{01})를 나타내며 모든 압력 변화는 노즐에서만 일어나고 로터 전후 압력 차이는 없는 증동형 터빈의 특성상 노즐 출구 압력(P_n)과 터빈 출구압력(P_2)은 가까워야 한다. 그러므로 실선이 나타내는 압력비의 역수와 노즐 출구 정압력을 터빈 입구 전압력으로 나눈 값은 서로 근접해야 한다.

Figure 6에서 30톤 터빈의 경우 노즐 출구 정압력 분포가 이 실선을 잘 따르고 있어 노즐 출구압력이 터빈 출구 압력과 비슷하다. 이는 노즐 출구로부터 로터를 지나는 동안 압력 저하가 거의 없다는 것을 의미한다. 반면 Fig. 7에서 75톤 터빈(original)은 상대적으로 높은 정압력 분포를 나타내고 있다. 이는 30톤 터빈에 비해 상대적으로 두껍게 설계 제작된 로터로 인해 로터 입구의 충격파의 강도가 높아지게 되는 동시에 상대적으로 내부 유로 감소가 복합적으로 이루어졌기 때문이다. 이것은 전압력 손실 및 로터 입구 압력의 상승으로 이어져 실제 터빈의 작동 압력비를 낮추는 결과를 초래한다. 작동 압력비의 감소로 인해 앞서 거론된 최대 효율점이 나타나는 압력비가 30톤 터빈이 1.0인데 반해 75톤 터빈은 0.7로 나타난 것이다. 그러므로 이 성능 특성은 로터 앞전 두께를 감소시킴으로 효율 증가 효과를 얻을 수 있음을 시사한다.

3.2 개선된 로터 형상

개선된 로터는 Fig. 8에서 기존 로터의 날개

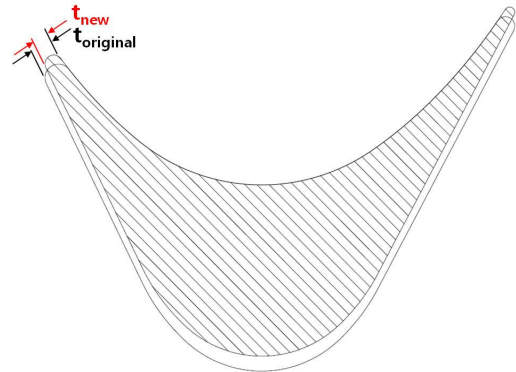


Fig. 8 Rotor blade thickness(original and new rotor)

및 압력/흡입면의 형상을 동일하게 유지한 채, 앞전 두께를 줄인 형상을 나타낸다. 두께 대 피치비를 30톤 터빈 대비 1.9배인 기존 형상(original)에 비해 1.4배로 두께(t_{new})를 줄인 개선형 로터(new)는 30% 두께 감소에 따라 로터의 유로 면적은 약 10% 증가하였다.

3.3 성능 시험 결과

기존 로터(original)과 개선 로터(new)를 장착한 터빈의 성능시험을 수행하여 그 영향을 비교하였다. 시험 설비에 설치된 압력 조절 밸브의 압력을 조절하여 각 압력비에 따라 회전수를 변화시키면서 성능 시험을 수행하였으며 모든 변수는 완전팽창 상사 설계점 기준으로 무차원 하였다.

기존 로터와 개선된 로터의 정확한 성능 비교를 위해 두 실험의 동일한 보정회전수를 기준으로 비교하였다.

실험 결과 Fig. 9와 같이 점선으로 표기된 기존 로터 대비 실선으로 표기된 개선 로터의 전체적인 효율이 상승하였다. 상사 설계점 기준 효율은 약 1.5% 증가하였다.

동일한 보정회전수에서 최대 효율이 나타나는 압력비가 기존 로터에 비해 개선 로터에서 더 증가하는 방향으로 나타났다. 이는 증동형 터빈의 특성상 노즐에서 완전 팽창되는 압력비에서 가장 높은 효율이 나타남을 고려하면 로터 두께의 감소로 인해 로터 내부 유로 면적의 증가와

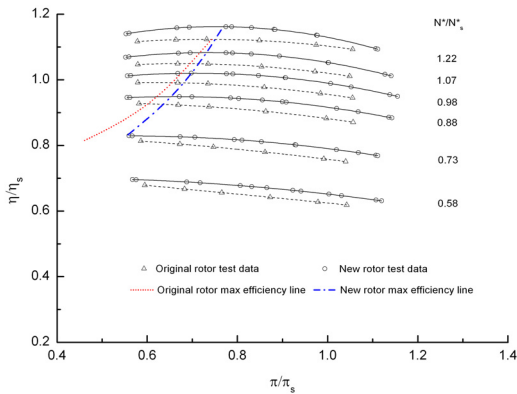


Fig. 9 75 ton turbine performance(with original and new rotor)

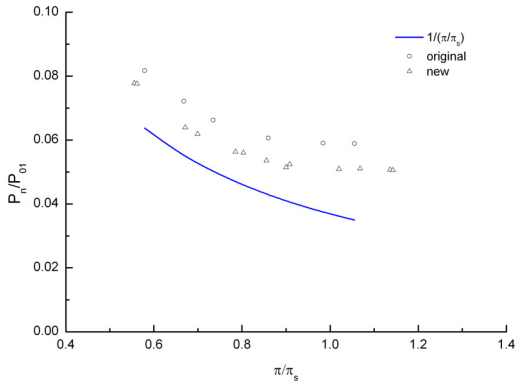


Fig. 10 75 ton turbine nozzle outlet pressure(with original and new rotor)

더불어 충격파의 강도가 약해졌기 때문이다. 그에 따라 전압 손실 감소 및 로터 전방의 압력 감소로 압력비가 증가하여 노즐의 완전 팽창 압력비에 더 가까워졌다.

Figure 10의 기존 로터(original)과 개선 로터(new)의 노즐 출구압을 비교해 보면, 개선 로터가 기존 로터에 비해서는 노즐 출구압이 낮아졌지만 아직도 실선과 차이가 있다. 30톤 터빈에서 노즐 출구압이 실선과 거의 일치하는 것과 비교해볼 때 30톤 대비 두께-피치 비율이 1.4 배라는 것은 로터 두께를 더 감소시켜 성능 향상을 얻을 수 있다는 것을 의미한다. 하지만, 애초 로터 두께를 30톤급 대비 크게 설계한 목적은 구조적 안정성이라는 측면 때문이기에 최적의 성능을

위해 로터 두께를 계속 감소하기에는 한계가 있을 것이다.

4. 결 론

30톤 터빈 로터를 바탕으로 설계 제작된 75톤 터빈 시험 결과 성능이 기존 30톤 터빈과는 다르게 나타났다. 이것은 75톤 터빈 로터가 30톤에 비해 구조적 안정성이라는 관점에서 다소 두껍게 설계한 것에서 비롯된 것으로 판단하여 두께를 줄인 로터를 재설계하여 성능 실험을 수행하였다. 기존 75톤 로터와 두께를 줄여 새롭게 설계한 로터는 두께 대 피치비가 각각 30톤 터빈에 비해 1.9배와 1.4배였다.

시험 결과 두께 대 피치비가 1.9배인 기존 로터 대비 1.4배인 개선 로터의 효율이 상사 설계점 기준으로 1.5% 증가하였으며, 최대 효율이 나타나는 압력비도 완전 팽창 압력비 쪽으로 증가하였다. 30톤 터빈 시험에서는 설계 회전수에서 최대 효율이 나타나는 압력비가 완전 팽창비 근방이었다는 것과 비교해보면 75톤 터빈은 피치 대비 로터 두께가 30톤 터빈 로터에 비해 상대적으로 커서 이로 인한 충격파가 생겨 전압력의 손실 및 정압력이 증가하였다. 이는 곧 터빈 작동 압력비 저하로 이어져 성능 감소로 이어졌다.

이를 개선하기 위해 로터 두께를 30톤 대비 1.9배에서 1.4배로 감소한 로터 성능 시험 결과 효율 증가 및 로터 전방 정압력의 감소로 이어졌다.

이 실험의 의의는 초음속 추동형 터빈 로터 앞전의 두께가 터빈 성능에 미치는 영향을 실제 실험을 통해 파악한 것에 있다. 발사체 구성품의 효율 증가가 발사체 전체 성능에 직접적으로 영향을 주는 것을 감안하면 로터 앞전 두께에 대한 설계 중요성과 더불어 그 영향을 정성, 정량적으로 파악하였기에 그 의의가 있다.

참 고 문 헌

1. 김진한, "국내 터보펌프 개발 현황," 한국추진공학회지

- 진공학회지, 제12권, 제5호, 2008, pp.73-78
2. 홍순삼, 김대진, 김진선, 김진한, "30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 실매질시험," 한국추진공학회지, 제13권, 제3호, 2009, pp.20-26
 3. 정은환, 이항기, 박편구, 광현덕, 김진한, "75톤급 액체로켓 엔진 터보펌프 터빈의 성능특성연구," 한국추진공학회지, 제14권, 제5호, 2010, pp.65-71
 4. C. D. Colclough, "Design of turbine blades suitable for supersonic relative inlet velocities and the investigation of their performance in cascades: part II experiments, results and discussion," Journal of mechanical engineering science, Vol 8, No. 2, 1966
 5. B. S. Stratford and G. E. Sansome, "Theory and tunnel tests of rotor blades for supersonic turbines," Aeronautical Research Council, R&M No.3275, 1962
 6. 정은환, 박편구, 이항기, 김진선, 김대진, 김진한, "초음속 증동형 터빈의 설계성능 검증 방법에 대한 해석 및 시험적 고찰," 한국추진공학회지, 제13권, 제5호, 2009, pp.7-14
 7. 정은환, 강상훈, 신동윤, 박편구, 김진한, "터보펌프 터빈의 성능 및 노즐-로터 간극의 영향에 대한 실험적 고찰," 한국추진공학회지, 제10권, 제2호, 2006, pp.78-86
 8. E. Jeong, H. G. Lee, P. G. Park, J. Kim, "Tip Clearance Effect on the Performance of a Shrouded Supersonic Impulse Turbine," Journal of Propulsion and Power, Vol. 24, No, 6, November-December 2008