

터보펌프용 터빈 로터 블레이드의 3차원 설계 연구

정수인* · 최병익** · 이항기*** · 김귀순****†

An Investigation into the Three-dimensional Design of Turbine Rotor Blade for Turbopump

Soojin Jeong* · Byoungik Choi** · Hanggi Lee*** · Kuisoon Kim****†

ABSTRACT

We are working on improving the performance by applying the three-dimensional design element to the rotor blades of high pressure supersonic impulse turbine that drives turbo pump of liquid rocket engine.

In this paper, based on the shape of a rotor blade of a turbopump turbine designed in the past, a three-dimensional shape is applied to a rotor blade through a stacking line change such as sweep and dihedral. After performing the flow analysis, the changes in the turbine performance characteristics for each design element were carefully examined and the results were summarized.

초 록

액체 로켓 엔진의 터보펌프를 구동하는 고압 초음속 증동형 터빈의 로터 블레이드에 3차원 설계 요소를 적용하여 성능을 개선하기 위한 연구를 진행하고 있다.

본 논문에서는 기존 설계된 터보펌프용 터빈의 로터 블레이드 형상을 바탕으로 로터 블레이드에 스윙(sweep)과 상반각(dihedral) 등과 같은 중첩선(stacking line) 변화를 통한 3차원 형상을 적용하고 CFD를 이용한 3차원 유동 해석을 수행한 후, 각각의 설계 요소에 대한 터빈성능 특성 변화를 면밀히 검토하고 그 결과를 정리하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Turbopump(터보펌프), Impulse Turbine(증동형 터빈), Sweep(스윙), Dihedral(상반각), Lean(린), Stacking Line(중첩선)

1. 서 론

터빈의 효율을 높이는 방안으로 크게 두 가지가 있다. 첫째는 터빈 입구온도 및 압력을 상승시켜 사이클 효율을 향상시키는 방법이고 두 번째는 기체가 통과하는 유로에 대한 설계 개선을 통한 효율 개선이다. 그 중 기체가 지나는 유로

* 부산대학교 부품소재산업협력연구소
** 부산대학교 톨스로이스 대학기술센터
*** 한국항공우주연구원 터보펌프팀
**** 부산대학교 항공우주공학과
† 교신저자, E-mail: kuslim@pusan.ac.kr

에서 발생하는 에너지 손실을 줄여서 터빈 효율을 상승시키는 방법을 위해서는 새로운 유로 설계개념이 필요하고 동시에 고효율의 익형 설계가 필요하다.

익형을 통과할 때 발생하는 유동은 비정상 3차원 유동으로 그 손실구조가 매우 복잡하다. 그러나 컴퓨터 성능 발전 및 전산해석 기법의 발달에 따라 터빈 내부의 복잡한 비정상 3차원 유동 특성에 대한 비교적 정확한 해석이 가능하게 되어, 가스터빈의 압축기 및 터빈의 효율 향상을 위해 기존의 자유와류 설계 방법 뿐 아니라 반경방향 중첩선을 3차원적으로 변화를 주는 3차원 익형 설계 방법 (three-dimensional stacking line design)이 널리 사용되고 있다.

Figure 1에서 보듯이 3차원 익형 설계에는 크게 반경방향의 중첩선에 상반각(dihedral)이나 스윕(sweep)을 주는 2가지 방식으로 적용한다. 현재는 주로 아음속이나 천음속 영역의 압축기와 팬 블레이드에 3차원 익형설계를 도입하여 그 효과에 대한 연구가 꾸준히 보고되고 있다.

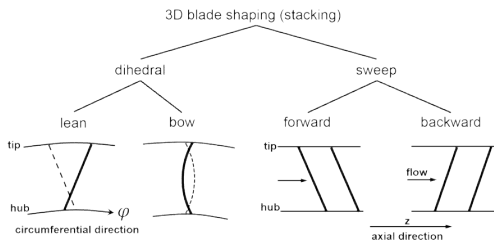


Fig. 1 Various 3-dimensional stacking methods

터보펌프용 터빈은 액체로켓엔진의 핵심부품으로 경량화 소형화가 매우 시급하고 기술 선진국의 경우 터보펌프 터빈의 효율성과 고 신뢰성이 점점 더 중요하게 여겨지는 추세이다. 그러나 지금까지 높은 압력비에서 구동되고 블레이드 길이가 상대적으로 짧은 초음속 터빈 블레이드의 설계에서는, 터빈 효율이 엔진 사이클 성능에 크게 영향을 주지 않는 경우, 제작비용 절감 등을 이유로 일정-단면 익형 설계(constant-section blading) 방법이 사용되어왔다[1].

액체 로켓 엔진의 터보펌프를 구동하는 고압 초음속 충동형 터빈의 로터 블레이드에 3차원 설계 요소를 적용하여 성능을 개선하기 위한 연구를 진행하고 있다.

본 논문에서는 기존 설계된 터보펌프용 터빈의 로터 블레이드 형상을 바탕으로 로터 블레이드에 스윕(sweep)과 상반각(dihedral)의 중첩선(stacking line) 변화를 통한 3차원 형상을 적용하고 CFD를 이용한 3차원 정상상태 유동 해석을 수행한 후, 각각의 설계 요소에 대한 터빈 성능 특성 변화를 검토하고 그 결과를 정리하고자 한다.

2. 블레이드 3차원 설계방법

2.1 상반각 (dihedral)

본 연구는 상반각 디자인 중에서도 혼합형 린(compound lean)이라고도 불리는 보(bow) 방식을 제외하고, 직선형 린(straight lean)에 한정하여 수행되었다.

린(lean)의 정의는 Fig. 2에 나타내었다. 일반적으로 블레이드 린은 중첩선을 원주 방향으로 변화시켜 블레이드 단면을 이동시키는 방법으로, 이동시키는 방향에 따라 회전방향으로 기울이는 포지티브 린(positive lean)과 회전 반대방향으로 기울이는 네거티브 린(negative lean)으로 나눌 수 있다.

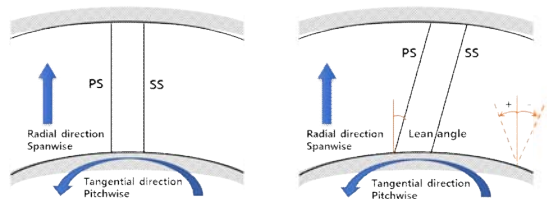


Fig. 2 Definition of blade lean

압축기나 터빈의 성능에 미치는 린과 보에 관한 연구는 다양하게 존재하나 초음속 터빈의 성능에 관한 연구는 그리 많지 않다. Marcu 등은 NASA의 J-2X엔진 설계에 관한 연구에서 CFD를

이용한 최적화기법을 통해 네거티브 린 20°를 베인에 적용하여 베인 뒷전의 동하중을 최소화하는 시도를 하였다[2]. 또, 권태운 등의 연구에서 부분입사형 초음속 터빈 로터에 네거티브 린을 적용하고 효율변화를 살펴본 바 있다[3].

2.2 스윙 (Sweep)

많이 사용되는 스윙의 정의는 Fig. 3에서 보듯이 로터가 회전 축 방향으로 기울어지는 각도를 가지는 것으로 정의한다. 기울어지는 방향에 따라 후방 스윙(backward sweep) 또는 전방 스윙(forward sweep)으로 구분하고 본 논문에서는 후방 스윙을 포지티브 스윙(positive sweep), 전방 스윙을 네거티브 스윙(negative sweep)으로 지정한다.

초음속 터빈 로터에 적용한 스윙의 효과에 대한 연구는 본 연구팀의 이전 연구들에서 몇 차례 고찰하였다[3-5].

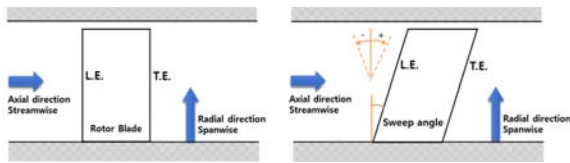


Fig. 3 Definition of blade sweep

3. 연구 방법

3.1 터빈 제원

본 연구에 적용된 터빈은 액체로켓엔진용 터보펌프에 사용되는 2단 속도복합형 터빈으로 설계된 소형 축류 초음속 증동형 터빈이다. 압력비는 18.34이고 노즐 출구 속도는 마하수 약 2.3으로 설계되었다. 계산에는 초음속 영역에 해당하는 “노즐 - 1단 로터”를 사용하였으며 Fig. 1 (a)에서 볼 수 있듯이 계산시간과 전산자원의 최소화를 위해 주기성이 확보되는 1/25 부분모델을 사용하였다. 공기를 매질로 터빈 입구온도는 373 K, 로터의 회전수는 6147.5 rpm이다.

로터는 압력면에서 흡입면으로 누설되는 유동

을 막기 위해 슈라우드 형으로 설계되었다. 팁간극의 높이는 터빈 평균반경의 약 0.9%, 로터 블레이드 높이의 약 9%로 주었다. 터빈의 로터에는 날개 길이의 18%에 해당하는 값의 익근 및 익단 오버랩이 적용되었다.

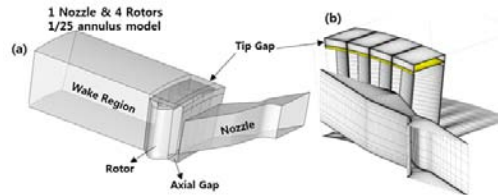


Fig. 4 (a) Computational geometry and (b) grid for calculation

3.2 수치기법

수치해석에는 상용코드인 FLUENT를 이용하였고 3차원 압축성 Navier-Stokes 유동을 계산하였다. 대류항 이산화에는 2차 정확도의 풍상차분법을, 난류모델로는 Menter가 제안한 2방정식 모델인 $k-\omega SST$ 를 적용하였다. 회전하는 로터와 인접한 각각의 경계면에서는 Frozen Rotor 경계면 방식을 적용한 정상상태 해석을 수행하였다. 계산에 사용된 격자는 약 235만개이다.

3.2 계산케이스

본 논문에서 고려한 해석케이스는 중첩선에 3차원 요소를 사용하지 않은 Datum모델을 기준으로 네거티브 린 15도, 포지티브 린 15도, 후방 스윙 15도, 전방 스윙 15도의 총 5개이며 다음과 같이 표시한다.

- Datum (No Sweep & No Lean)
- Positive Lean, +15°
- Negative Lean, -15°
- Backward Sweep, +15°
- Forward Sweep, -15°

4. 결과 및 고찰

4.1 린 (lean)

Figure 5에서부터 Fig. 8까지는 15도의 린 각도를 적용한 포지티브 린(+15°)과 네거티브 린(-15°) 케이스에 대한 해석 결과를 나타내었다.

상류 쪽에서 바라본 로터 입구와 로터 출구에서의 상대 마하수 분포를 Fig. 5에서 보여주고 있다. 포지티브 린의 경우는 기본 모델(Datum)과 비교해 노즐을 빠져나온 고속의 유동이 로터 입구 면에서 허브 영역으로 많이 들어가고 있음을 알 수 있다. 반면 팁에 가까운 영역은 기본 모델보다 상대적으로 저속을 나타내고 있다. (e)의 네거티브 린 케이스에서는 그와 반대 현상이 관찰 된다. 이는 Fig. 6의 정압분포를 통해서도 유추해 볼 수 있다. 로터 출구 면에서의 상대 마하수 분포는 2차 유동으로 인한 허브와 팁 부근의 저속 영역이 발생하지만 포지티브 린의 경우 특히 푸른색의 저속영역이 허브 쪽에서 두드러지는 것을 볼 수 있다.

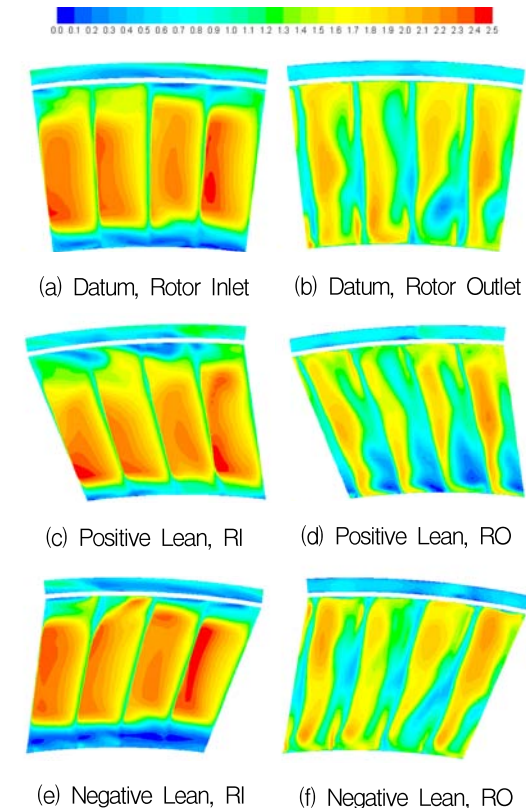


Fig. 5 Comparison of Relative Mach Number Contours

Figure 6은 원주를 따라 평균한 로터 입구와 출구에서의 정압력 분포를 나타낸 그림이다. Figure 6(a) 로터입구 면에서의 결과는 기본 모델(Datum)을 기준으로 서로 반대의 양상을 보이고 있다. 스패의 약 40%에서부터 위쪽으로는 네거티브 린이 팽창을 많이 하고 포지티브 린은 상대적으로 덜 팽창한다. 반대로 허브 근처에서는 다른 두 케이스 보다 네거티브 린이 덜 팽창하고 있음을 볼 수 있다. 앞서 살펴 본 로터입구 상대 마하수 분포와 같은 결과를 보여준다.

Figure 7은 원주를 따라 평균한 유동의 로터 입구 상대 입사각(incidence angle)과 로터 출구 유출각(deviation angle)을 블레이드 길이방향으로 나타낸 그림이다. 그림에서 보는 바와 같이 네거티브 린의 경우 높은 스패 영역(70%~100%)의 입사각이 0에 가까워 좋은 결과를 나타내고 있다. 로터 출구에서의 유출각은 스패의 중앙을 기준으로 포지티브 린과 네거티브 린의 결과가 기본모델을 가운데 두고 서로 다른 형태로 나타나는 것을 알 수 있다.

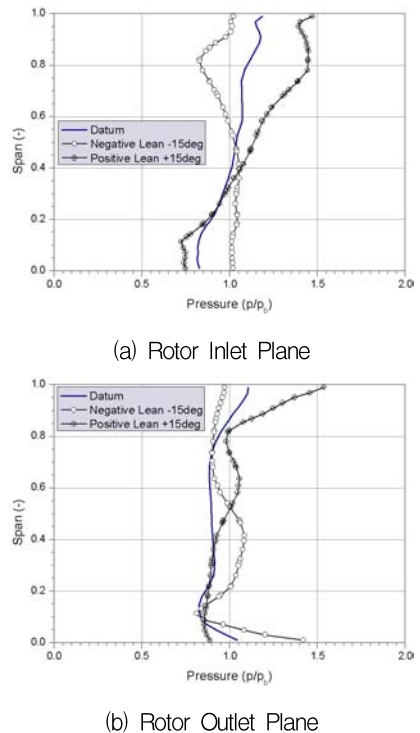


Fig. 6 Pitch-averaged Static Pressure

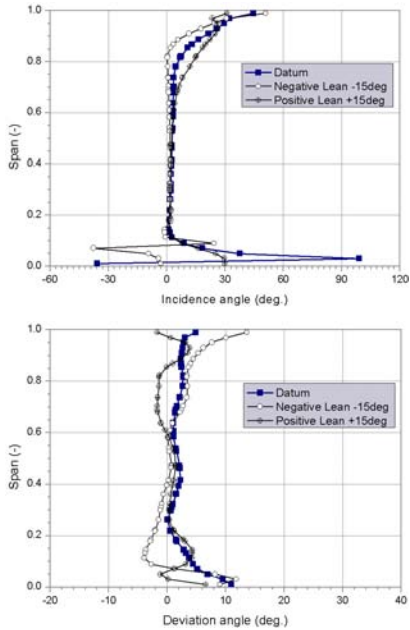


Fig. 7 Pitch-averaged Incidence and Deviation angle of Rotor Blades

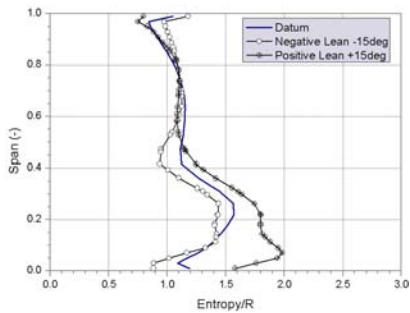


Fig. 8 Pitch-averaged $\Delta s/R$ at Rotor Outlet Plane

로터 출구 면을 기준으로 손실을 알아보기 위해 Fig. 8에 원주방향으로 평균한 엔트로피 값을 스패 길이 방향으로 나타내었다. 린을 적용했을 경우 허브쪽에서의 변화가 큰 것으로 나타났는데 스패의 중앙 아래쪽으로 네거티브 린은 기본 모델보다 약간 손실이 적고, 포지티브 린은 허브 영역의 손실이 세 모델 중에 가장 두드러졌다.

4.2 스윙 (sweep)

Figure 9는 린의 경우와 마찬가지로 상류 쪽에서 바라본 로터 입구와 로터 출구에서의 상대마하수 분포를 보여주고 있다. 후방 스윙을 적용한 경우 로터 입구로 좀 더 넓은 범위에 걸쳐 빠른 속도로 유동이 유입되고 있음을 볼 수 있다. 로터 출구면의 상대마하수 분포에서 푸른색으로 나타나는 저속, 저에너지 영역 위치가 전방 스윙에서 기본 모델(Datum) 그리고 후방 스윙으로 갈수록 약간씩 위쪽으로 이동하는 것이 보인다.

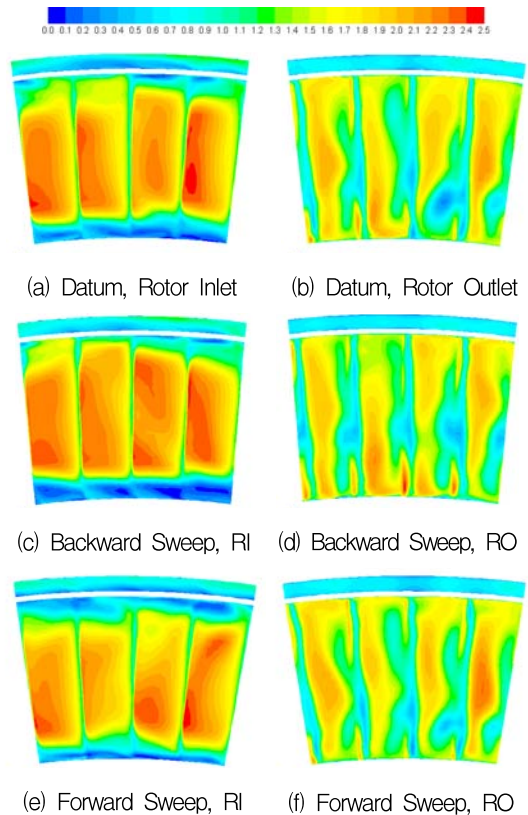
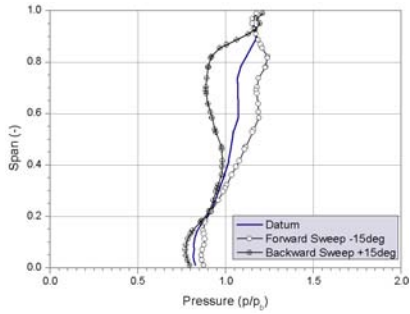
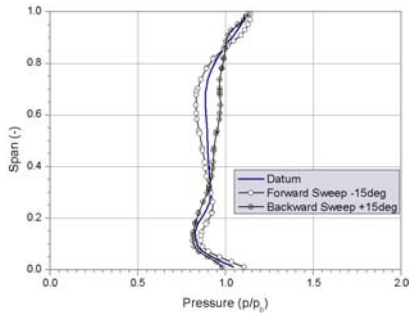


Fig. 9 Comparison of Relative Mach Number Contours

로터 입·출구 면에서의 압력분포를 비교해 나타낸 Fig. 10을 보면 노즐 출구를 나와서 축 간극을 지나오는 유동의 속도가 후방 스윙의 경우 세 모델 중에서 가장 많이 팽창하기 때문에 스패 중앙과 팁 영역에서 다른 모델보다 상대마하수가 높음을 알 수 있다.



(a) Rotor Inlet Plane



(b) Rotor Outlet Plane

Fig. 10 Pitch-averaged Static Pressure

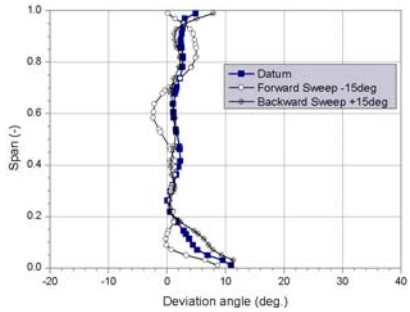
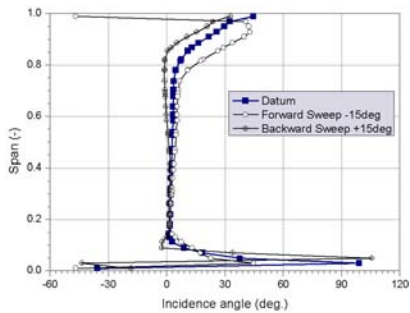


Fig. 11 Pitch-averaged Incidence and Deviation angle of Rotor Blades

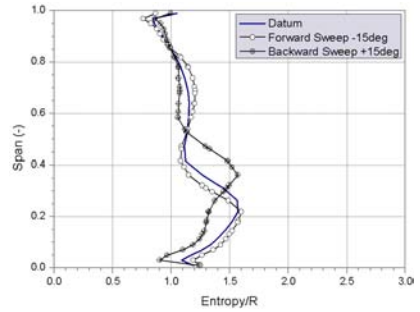


Fig. 12 Pitch-averaged $\Delta s/R$ at Rotor Outlet Plane

Figure 11은 로터 입·출구 면에서의 각각 상대 입사각과 유출각을 나타낸 것이다. 린의 경우와 마찬가지로 전체적으로 스패น 아랫부분의 입사각은 비슷한 가운데 스패น 중앙부 위쪽으로는 후방 스위프를 적용한 쪽이 훨씬 설계 입사각에 근사한 유동결과를 보이고 있음을 알 수 있다.

Figure 12는 로터 출구 면에서의 손실을 나타낸 엔트로피 분포 그래프이다. 전방 스위프 모델은 기본 모델보다 약간의 손실이 더 발생하나 전반적으로 비슷한 경향을 보이고 있고 후방 스위프를 적용한 모델은 40% 스패น 부근에서는 기본 모델보다 손실이 더 발생하나 약 30% 스패น 아래쪽 허브 영역에서는 좋은 성능을 보이고 있다. 스위프를 적용한 모델에 대한 자세한 설명은 참고문헌 [4][5]에서 한차례 다룬 바 있다.

5. 결론

본 논문에서는 기존 설계된 터보펌프용 터빈의 로터 블레이드 형상을 바탕으로 로터 블레이드에 스위프(sweep)와 린(lean)의 중첩선(stacking line) 변화를 통한 3차원 형상을 적용하고 CFD를 이용한 3차원 정상상태 유동해석을 수행한 후, 각각의 설계 요소에 대한 터빈성능 특성 변화를 검토하였다.

기준 모델을 포함하여 전방 스위프, 후방 스위프, 포지티브 린, 네거티브 린의 다섯 가지 모델에 대해 로터 입구의 상대 마하수 등고선, 로터 입

출구의 원주평균 정압분포, 상대 입사각과 유출각, 그리고 로터 출구에서의 엔트로피 분포 등을 서로 비교하며 살펴보았다.

각 설계요소들은 터빈의 성능에 영향을 미치는 것으로 나타났고 이 결과는 성능개선을 위한 터보펌프용 터빈 블레이드 3차원 설계연구의 자료로 활용할 수 있다.

후 기

이 연구는 2016년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단-한국형발사체개발사업의 지원을 받아 수행된 연구임(No. NRF - 2016M1A3A1A02021181)

참 고 문 헌

1. Huzel, D. K. and Huang, D. H., Modern

Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines, AIAA, 1992

2. Marcu, B, Tran K., Dorney, D. and Schmauch, P., "Turbine Design and Analysis for the J-2X Engine Turbopump," AIAA, 2008

3. 권태운, 정수인, 조종재, 김귀순, 정은환, "스윙과 린을 적용한 부분흡입형 초음속 터빈의 성능 특성에 관한 수치적 연구," 한국추진공학회지, 제15권, 제2호, 2011, pp.36-43

4. 정수인, 김귀순, "로터 블레이드 스윙을 적용한 부분흡입형 축류 초음속 터빈의 성능특성에 대한 수치적 연구," 한국추진공학회지, 제17권, 제3호, 2013, pp.1-8

5. Jeong, S., Choi, B. and Kim, K., "Rotor Blade Sweep Effect on the Performance of a Small Axial Supersonic Impulse Turbine," Int'l J. of Aeronautical and Space Sci., Vol. 16, No. 4, 2015, pp.571-580