

충동터빈과 반동터빈 캐스케이드에서의 팁 간극 손실에 대한 비교 연구

박경욱* · 정은환** · 송성진*

Comparative Study of Tip Clearance Loss in Impulse and Reaction Turbine Cascades

Kyungwook Park* · Eunhwan Jung** · Seungjin Song*

ABSTRACT

Korea Aeronautics Research Institute (KARI) is developing a turbo pump that has 1-stage impulse turbine and relatively high tip clearance for safety. The objective of this research is to investigate the effect of reaction on tip clearance loss in axial turbines. Both cascades were tested in a subsonic wind tunnel. In each cascade, total pressure was measured for tip clearance ranging from 1% to 20% of chord. In results, increasing tip clearance, total pressure loss in reaction turbines is continually increased but impulse turbines keep almost same level of mass averaged total pressure loss. When tip clearance becomes more than 10% of chord, mass-averaged total pressure loss in impulse turbines is less than in reaction. This means that when tip clearance is more than 10% of chord, impulse turbines have better efficiency than reaction turbines.

초 록

현재 항우연에서 개발 중인 우주발사체 터보펌프에 사용되는 터빈은 단단 충동터빈을 적용하고 있다. 우주발사체의 안정성을 위해 팁 간극을 비교적 많이 허용하고 있는데, 효율적인 면에서는 반동터빈보다 다소 뒤지지만, 높은 출력비를 가지는 충동터빈이 팁 간극이 커질 때 어떤 효율경향을 나타내는 지 알아보는 일은 의미 있는 일이다. 실험은 아음속 조건에서 실험하였고, 팁 간극을 각각 코드기준 1%~20%일 경우 충동과 반동 각각의 경우에 대하여 하류 전압손실을 측정하였다. 측정결과 팁 간극이 10%보다 더 커지면, 충동터빈이 오히려 전압손실량이 반동터빈보다 더 작아진다. 이것은 팁 간극이 비교적 큰 조건에서 충동터빈이 반동터빈보다 효율이나 출력비 면에서 더 나은 성능을 나타냄을 의미한다.

Key Words: Impulse Turbine(충동형 터빈), Reaction Turbine(반동터빈), Tip Clearance(팁 간극)
Total Pressure Loss Coefficient(전압손실계수)

1. 서 론

* 서울대학교 기계항공공학부

** 한국항공우주연구원 엔진그룹

연락처, E-mail: sjsong@snu.ac.kr

높은 비추력을 갖는 액체연료 발사체는 추진 기관으로서 터보펌프 형식을 사용한다. 터보펌프

는 엔진 시스템에서 요구되는 산화제와 연료의 유량과 압력을 공급하기 위하여 산화제펌프와 연료펌프가 설계되며 이를 구동하기 위한 동력 생산을 위하여 터빈이 설계된다. 현재 한국항공우주연구원에서 개발중인 터보펌프는 액체산소와 케로진을 공급하기 위하여 각각의 펌프에 단단의 축류형 펌프인 인듀서(Inducer)와 원심형 펌프인 임펠러(Impeller)가 장착되며, 구동을 위하여 단단의 충동형 터빈(Turbine)으로 구성되어 있다.

현재 개발중인 액체연료 발사체의 터보펌프는 상대적으로 작은 크기이다. 발사체가 안전하게 운행되기 위해서는 블레이드 스패ن기준으로 10% 정도의 팁 간극을 확보하여야 한다. 이렇게 매우 큰 팁 간극에 의해서 발생하는 팁 누수유동은 상당한 손실을 야기함으로써 효율을 저하시키는 요인이 된다.

반동도 또한 효율에 영향을 주는 요소이다. 반동도란 한단(스테이터와 로터로 구성)의 압력강하에 대한 로터에서의 압력강하 비율로 정의되며 0%의 반동도를 가지는 터빈을 충동형 터빈이라 한다. 충동형(Impulse) 터빈은 반동 터빈에 비해 상대적으로 낮은 효율이지만, 높은 출력을 낼 수 있으므로 터보펌프에서는 충동형 터빈을 사용하게 된다. 그러나 터보펌프의 효율을 높이기 위해서는 반동 터빈의 도입을 생각해 볼 수 있다.

이렇게 매우 큰 팁 간극을 가지는 충동형 터빈과 반동 터빈에 대한 연구가 아직 진행되어 있지 않다. 따라서 이 연구에서는 팁 간극에 변화에 따른 각각의 터빈에 대한 전압손실을 측정한다.

2. 실험장비



반동 터빈과 충동형 터빈은 각각 캐스케이드로 제작되었고 Time-averaged steady pressure transducer와 Labview를 이용하여 압력을 측정하였다. 제작된 캐스케이드는 개방형 풍동에 장착되어 실험이 진행되었다. 상류 입구속도는 30m/s이다.(Re# = 220,000)

2.1 캐스케이드

충동형 터빈은 한국항공우주연구원에서 제공받아서 제작 하였고 반동 터빈은 NASA 보고서를 참고하여 제작하였다. 두 터빈 모두 코드길이가 109.6mm이다. 이는 상사성(풍동 속도가 제한되어 있기 때문에 상대적으로 코드길이를 크게 함)과 측정 Resolution을 높이기 위해서 실제 블레이드보다는 큰 수치로 제작 되었다.

충동형 터빈은 Tab. 1에서 알 수 있듯이 입구와 출구 각도가 같다.

Table 1. Blade Geometry

	충동형 터빈	반동 터빈
Shape		
Λ (Reaction)	0%	44.7%
Φ (Flow coefficient)	0.642	0.78
β_1 (Inlet angle)	61.5°	42.18°
β_2 (Exit angle)	61.5°	64.03°

2.2 측정 위치 및 방법

Figure 1은 캐스케이드에서의 측정 위치를 나타내고 있다. 지점1은 축류코드 기준 $-0.9x/Cx$, 미드 피치(블레이드와 블레이드 사이의 중간)이며 상류동압을 측정하기 위함이다.

지점2와 지점3은 각각 블레이드의 압력면(Pressure Side)과 흡입면(Suction Side)에 일정 간격으로 뚫려 있는 26개씩의 Static Hole이다. 여기서 측정된 값을 블레이드 로딩이라고 하며 캐스케이드 제작이 제대로 되었는지를 판단할 수 있다.

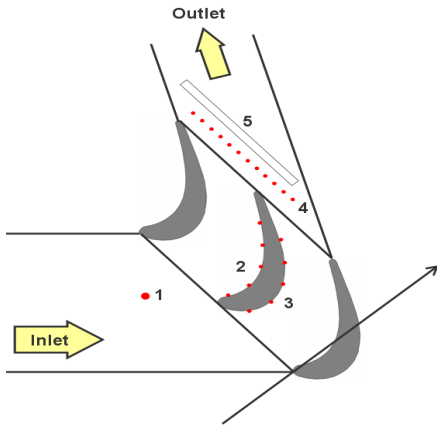


Fig. 1 Measurement Location

지점4는 캐스케이드의 주기성을 확보하기 위해 3개의 통로(4개의 블레이드)에 걸쳐 축류 코드 기준 $1.1x/C_x$ 에 총 46개의 Static Hole이 뚫려 있다.

지점5는 축류코드 기준 $1.2x/C_x$ 지점이며, 하류 전압을 측정하기 위한 슬롯이다. 측정은 3-hole probe를 이용하며 스펠방향으로 28지점 피치방향으로는 18지점에서 측정하였다. 단 여기서 데이터의 질을 높이기 위해 일정 간격이 아니라 손실의 변화가 큰 부분은 조밀하게 그렇지 않은 부분은 조밀하지 않게 측정하였다.

팁 간극은 두 캐스케이드 실험에서 모두 코드 기준 1%, 5%, 10%, 15% 및 20%이다.

3. 결 과

3.1 팁 간극 1%일 때의 손실 경향

우선 Fig. 2와 Fig. 3에서 세로축(z/H)는 블레이드 스펠 방향이며 0이 허브(Hub) 1.0이 팁(Tip)이며, 가로축(y/S)은 블레이드 피치 간격이며 0~은 흡입면 ~1.0은 압력면이다. 그리고 전압 손실 계수의 정의는 Eq. 1과 같다.

$$Y_P = \frac{P_{t,inlet} - P_t}{P_{d,outlet}} \quad \text{equation 1}$$

Figure 2와 Fig. 3에서 팁 간극이 1%일 때를

비교해 보면 충동형 터빈에서는 손실이 y 가 0.2~0.55의 지역에 넓게 퍼져 있는 반면 반동 터빈은 y 가 0.05~0.2로 상당히 얇은 것을 알 수 있다. 반동 터빈은 z 가 0.2와 0.8에 위치한 Passage Vortex와 0.95에 위치한 Tip Vortex의 형태를 명확하게 구분할 수 있다. 반면에 충동형 터빈에서는 미드스팬의 손실이 매우 커서 각각의 Vortex 형태를 구분하기 쉽지 않다.

3.2 반동 터빈에서 팁 간극 변화에 따른 하류 손실 변화의 경향

팁 간극이 1%에서 5% 그리고 10%로 변할 때 팁 근처에서 손실량이 상당히 증가하는 것을 볼 수 있다. 하지만 팁 간극이 10%에서 20%로 변할 때에는 팁 근처의 손실은 변화가 없다.

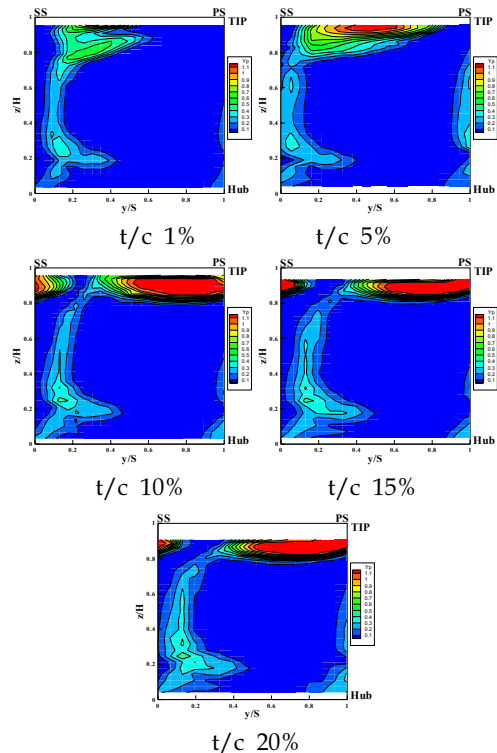


Fig. 2 Downstream Total Pressure Loss Contour in Reaction Turbine

또 팁 간극과는 무관하게 z 가 0.5이하의 지역에서는 손실의 변화는 없다.

3.3 충동형 터빈에서 팁 간극 변화에 따른 하류 손실 변화의 경향

팁 간극이 1%에서 5%로 변할 때 팁 근처에서의 손실량이 상당히 증가하는 반면에, 팁 간극이 5% 이상이 되면 팁 주위에서 변화는 없다. 반동 터빈과는 달리 팁 간극이 1%에서 10%로 변할 때 z 가 0.5이하인 지역에서 손실이 줄어 들고, 10% 이상일 때는 충동형 터빈 역시 손실의 변화가 없다.

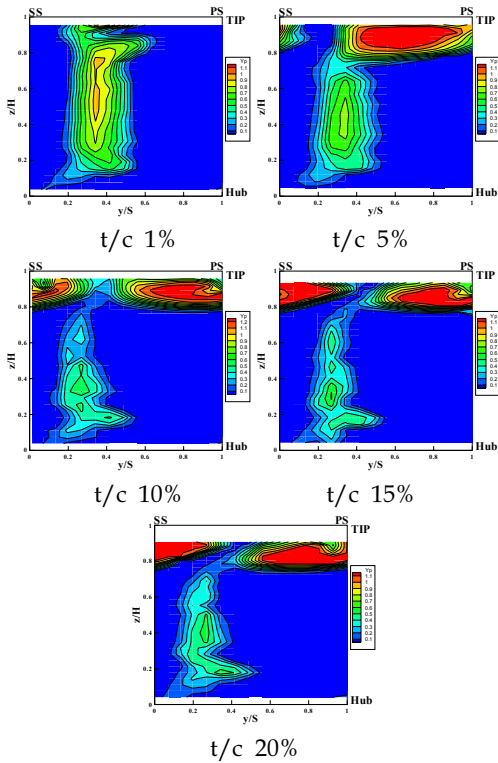


Fig. 3 Downstream Total Pressure Loss Contour in Impulse Turbine

3.4 반동 터빈과 충동형 터빈의 질량 평균된 손실 계수 비교

팁 간극이 증가할 때 반동 터빈은 손실이 증가한다. 그에 비해 충동형 터빈은 팁 간극이 증가해도 손실의 변화는 없다. 즉, 반동 터빈이 팁 간극 변화에 더 민감하다. 팁 간극이 10% 이하일 때는 반동 터빈의 손실이 더 적지만, 10% 이상이면 충동형 터빈의 손실이 더 적다.

손실과 효율은 일반적으로 반비례의 관계를 가진다. 여기서 주목해야 할 점은 터보펌프의 효율을 높이기 위해서 반동 터빈의 도입이 검토되었는데 실험 결과 10% 이상의 팁 간극에서는 충동형 터빈이 더 적은 손실을 보인다. 즉 팁 간극 10%의 이상에서 충동형 터빈을 사용하면 과워뿐만 아니라 상대적으로 좋은 효율까지도 기대할 수 있다.

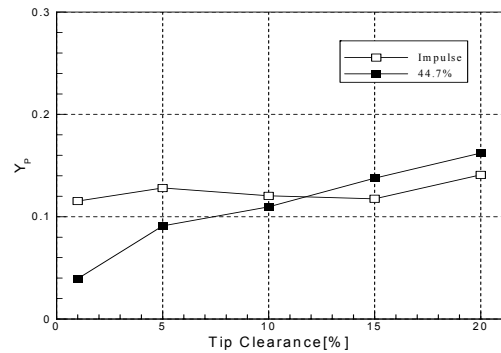


Fig. 4 Mass-averaged Total Pressure Loss Coefficient

4. 참고문헌의 인용

1. Sjolander, S. A., and Amrud, K. K., "Effects of Tip Clearance on Blade Loading in a Planar Cascade of Turbine Blades," ASME Journal of Turbomachinery, Vol.109, 1987
2. Sharma, O. P., and Buttler, T. L., "Predictions of Endwall Losses and Secondary Flows in Axial Flow Turbine Cascades," ASME Journal of Turbomachinery, vol.109, 1987
3. Dring, R. P., Joslyn, H. D., and Blair, M. F., "The Effects of Inlet Turbulence and Rotor/Stator Interactions on the Aerodynamics and Heat Transfer of a Large-Scale Rotating Turbine Model," NASA Contractor Report, 1987