

터보펌프 터빈 로터의 슈라우드 스플릿이 성능에 미치는 영향

이항기*[†] · 정은환* · 윤석환* · 박편구* · 김진한**

The performance effect of shroud split for turbopump turbine rotor

Hanggi Lee*[†] · Eunhwan Jung* · Sukhwan Yoon* · Pyungu Park* · Jinhan Kim**

ABSTRACT

A blisk with rotor shroud is usually adopted in LRE turbine to maximize its performance. However it experiences severe thermal load and resulting damage during engine starting and stop. Shroud splitting is devised to relieve thermal stress on the turbine rotor. Structural analysis confirmed the reduction of plastic strain at the blade hub and tip. However, split gap at the rotor shroud entails additional tip leakage and results performance degradation. In order to assess the effect of shroud split on the turbine performance, tests have been performed for various settings of shroud split. For the maximum number of shroud splitting, measured efficiency reduction ratio was 2.65% to the value of original shape rotor.

초 록

액체로켓 엔진의 시동과 종료 시, 터빈에 가해지는 열충격을 완화시키기 위해 초음속 충동형 터빈 로터의 일체형 슈라우드를 여러 조각으로 분할하는 방법을 고안하였다. 구조해석 수행결과 슈라우드 분할은 동익의 허브와 팁에 나타나는 소성변형량을 크게 줄일 수 있는 것으로 나타났다. 그러나 슈라우드 분할은 의도하지 않은 누설손실로 인해 성능손실이 불가피하며 이에 대한 정량적인 성능감소를 측정하기 위해 다양한 슈라우드 분할 형상에 대해 시험을 수행하였다. 연구대상 터빈의 경우 슈라우드 분할 수를 최대로 할 경우 설계점 효율은 2.65% 비율로 감소하는 것으로 나타났다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Supersonic Impulse Turbine(초음속 충동형 터빈), split(스플릿), blisk(블리스크), leakage(누설)

1. 서 론

* 정회원, 한국항공우주연구원 터보펌프팀
** 종신회원, 한국항공우주연구원 터보펌프팀
† 교신저자, E-mail: hglee@kari.re.kr

한국항공우주연구원(이하 항우연)에서 한국형 발사체 사업을 진행하고 있다. 한국형 발사체는

개방형 액체로켓엔진을 채택하고 있으며 터보펌프는 개방형 액체로켓엔진의 핵심 구성품으로 액체산소와 케로신을 고압으로 연소실에 공급하는 심장과 같은 역할을 수행한다. 터보펌프에는 산화제 펌프, 연료 펌프, 그리고 이 두 펌프에 동력을 공급하는 터빈으로 구성되어 있다. 터보펌프는 발화점이 극히 낮은 극저온의 액체산소와 고온의 터빈 구동 가스가 공존하며 높은 회전수로 작동하므로 개발에 난제가 많다. 실제 해외 사례에서도 발사체 실패의 많은 원인이 터보펌프에서 발생한다는 점도 터보펌프 개발의 난이도를 가늠할 수 있다. 항우연에서는 그동안 30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프의 개발을 실패할 환경 하에서 성공적으로 수행하였으며 이를 토대로 7톤급 및 75톤급 액체로켓엔진용 터보펌프를 개발 중이다[1-2].

개발 중인 터보펌프 터빈은 비출력을 극대화하기 위해 단단으로 구성된 충동형 방식의 터빈을 채택하였다. 터빈은 블레이드와 디스크, 그리고 슈라우드가 일체형으로 되어 있는 블리스크 형태로 되어 있다.

특히 터빈은 엔진 시동시 파이로시동기로부터 가스를 공급받아 작동하며 이후 가스발생기로부터 생성된 고온 고압가스로 구동이 되기에 작동 중에는 고온 환경에 노출되어 있으며, 특히 시동이나 종료시 급격한 온도 변화를 겪게 된다. 이러한 온도 변화 및 고온 고압의 연소가스로 인해 블레이드에는 높은 열응력이 발생하게 되며 일체형으로 되어 있는 슈라우드로 인해 크랙이 발생할 개연성이 높게 된다[3].

이러한 블레이드의 열구조적 취약을 줄이기 위한 방안으로 일체형의 슈라우드를 여러 조각으로 분할하는, 일명 스플릿을 수행함으로써 터빈 취약 부위에 응력 집중을 줄일 수 있는 방안이 제시되어 이에 관한 공력 성능에 미치는 영향을 살펴보고자 한다.

2. 스플릿의 구조적 효과 및 시험 장치

2.1 스플릿의 구조적 효과



Fig. 1 Turbine rotor(blisk type)

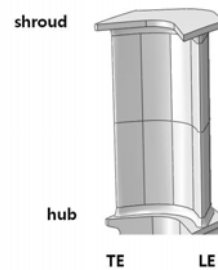


Fig. 2 Rotor blade

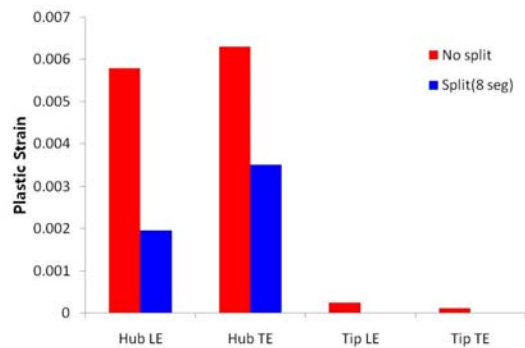


Fig. 3 Structural effect of split

Figure 1과 Fig.2는 각각 블리스크 형태로 제작된 터빈 로터와 로터 블레이드 하나의 모습을 확대한 것이다. Fig.3 은 시동, 종료시 허브와 팁에서의 열충격에 의한 소성 변형량을 해석한 결과를 나타낸 것으로 응력은 허브 부분에 집중된다. 이는 곧 로터에 구조적으로 좋지 않은 영향을 미치게 되며 크랙으로 이어지게 된다. 이러한 응력 집중을 완화하기 위한 방법의 하나로 일체

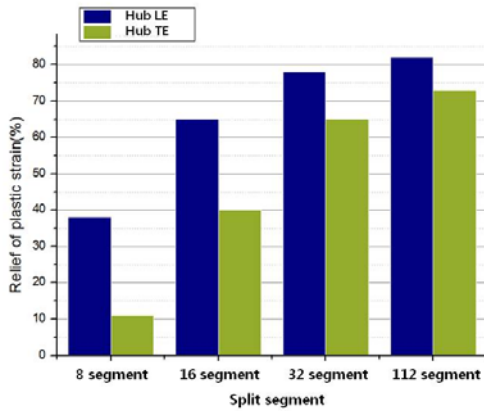


Fig. 4 Plastic strain relief according to segment no.

형으로 되어 있는 슈라우드에 스플릿을 수행하여 특히 응력 집중이 큰 허브 전익(Hub LE) 및 허브 후익(Hub TE)에서 응력 집중 완화에 큰 효과가 있음을 구조적 해석 결과가 보여준다.

Figure 4는 스플릿 개수에 따른 허브 전익과 후익에서의 소성 변형량 완화를 나타낸 것으로 스플릿을 많이 할수록 응력 완화 효과가 더 큰 것을 볼 수 있다[4].

하지만 구조적 관점에서의 응력 집중 완화를 위한 스플릿은 공력 성능 관점에서는 필연적으로 누설을 야기하여 성능 저하에 영향을 미칠 수 있다. 본 시험에서는 스플릿이 성능에 미치는 영향을 정량적으로 파악하기 위해 스플릿 개수에 따라 공력 성능을 수행하여 스플릿 개수별 성능을 파악하였다.

2.2 시험 설비 구성

항우연 내에는 고압 공기 설비가 갖추어져 있어서 터빈 성능 시험은 고압공기 공급 설비를 이용한 상사시험으로 이루어졌다.

상사 시험설비는 Fig.5에서 0.9m³의 320bar의 고압 용기가 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

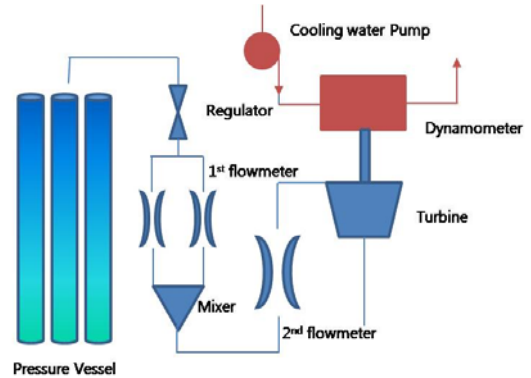


Fig. 5 Schematic diagram of turbine test facilities

생성된 동력을 흡수 및 제어를 위해 Froude hoffman사의 수동력계를 이용하였다. 수동력계는 터빈에서 생성된 동력을 물을 이용해 흡수하며 토크, 회전수 제어 기능을 수행한다. Fig. 6은 터빈 성능 시험을 위해 설치된 터빈과 수동력계의 모습이다.

Table 1은 원내 시험 설비를 이용한 상사 시험 조건이다.

Table 1 Specifications for turbine test

	Symbol	Turbine	
		Design	Test
subscript		-	d
medium		Fuel rich gas	Air
pressure ratio	π	18	27.1
turbine inlet total pressure	P_{01}	5.8 MPa	3.0 MPa
turbine inlet total temperature	T_{01}	900 K	-
corrected rotational speed	N^*	367	351



Fig. 6 Turbine split performance test

2.3 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社), XPI-1A(Delta社))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 시점 전에 토크 보정을 위해 수동력계에 설치된 토크 보정

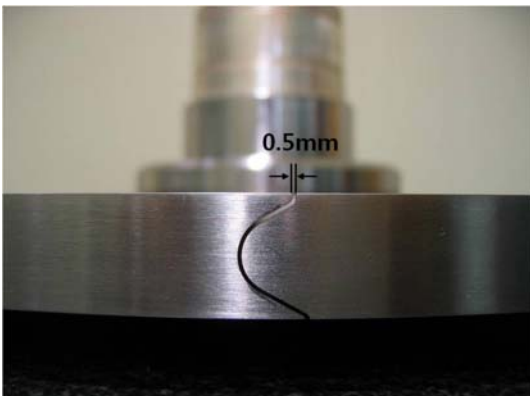


Fig. 7 Split shape

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

3. 성능 시험 결과

3.1 로터 스플릿 모델

로터는 75톤급 터빈을 이용하여 이루어졌다[5]. 그동안 시험을 통해 측정된 데이터를 바탕으로 스플릿을 수행한 결과와 비교하였다. 스플릿은 Fig.7과 같이 로터 블레이드의 유로 중간점, 즉 피치 1/2 지점에서 블레이드 프로파일을 따라 슈라우드를 절단 가공하였으며, 가공으로 인해 생기는 절단 폭은 0.5mm 이다. 스플릿은 총 112개의 블레이드를 가지고 있는 로터를 이용하여 8, 16, 32, 112개의 세그먼트로 가공하였으며 Fig.8은 각 스플릿 개수별 가공된 로터의 모습이다.

3.2 로터 스플릿 성능 시험 결과

스플릿 개수에 따른 공력 성능 시험을 수행하여 압력비 대비 효율 곡선을 Fig. 9와 같이 나타내었다.

각 시험은 여러 압력비에 대해 회전수를 변화시켜 수행하였으며 재현성 확인을 위해 반복시험을 수행하였다. 각각의 시험을 동일한 보정회전수에서 비교를 위해 시험 결과를 피팅한 식을 바탕으로 동일 보정회전수에서 재산출하여 나타내었다. 보정회전수는 설계 보정회전수 대비 0.62, 0.77, 0.92, 1.03, 1.14에서 비교하였다.

스플릿을 수행한 터빈 역시 효율은 압력비에는 둔감하며 회전수에는 민감한 전형적인 초음속 충동형 터빈의 특성을 그대로 나타내고 있다[6].

스플릿에 따른 공력 성능을 살펴보면 스플릿을 하지 않는 일체형 슈라우드(No Split)가 가장 높은 효율을 나타내고 있다. 전체 블레이드 수만큼 스플릿을 수행한 112 세그먼트의 경우 가장 낮은 효율을 나타내고 있다. 이것은 스플릿 가공



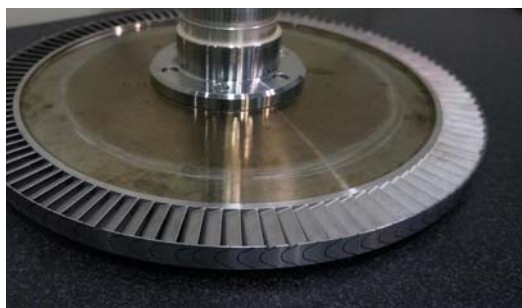
(a) split (8 seg)



(b) split (16 seg)



(c) split (32 seg)



(d) split (112 seg)

Fig. 8 Rotor shroud split

으로 인해 생기는 틈으로 누설 유량이 생겨 성능 저하에 영향을 미치기 때문에 스플릿 수가 늘어날수록 누설로 인한 영향은 클 수밖에 없다.

Figure 10은 설계점에서 각 스플릿에 따라 생기는 효율 차이를 나타낸 것이다. x축은 스플릿 세그먼트 수를 나타내는 것으로 식(1)과 같이 스플릿 절단 폭의 총합을 피치로 나눈 값으로 다시 표기하였다.

$$Split = \sum (Split\ Gap) / Pitch \quad (1)$$

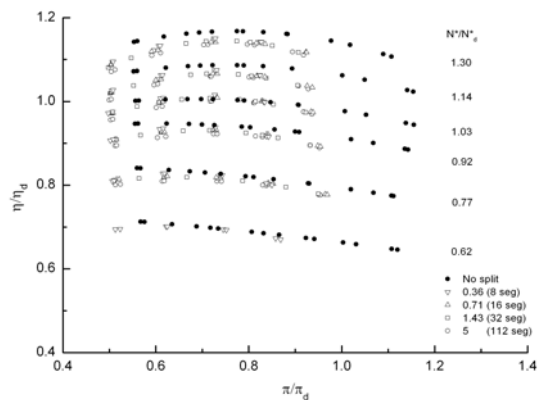


Fig. 9 Performance for split effect

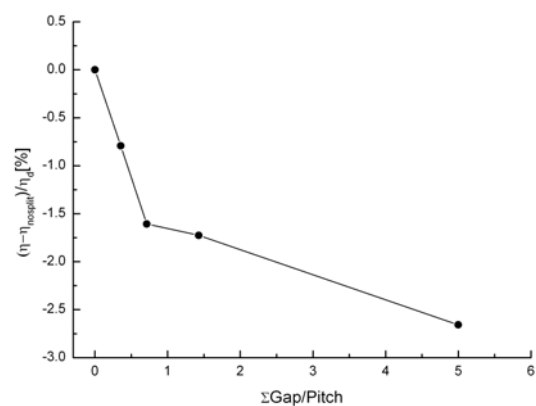


Fig. 10 Efficiency difference according to split segment at design point

y축은 스플릿을 수행하지 않은 로터 대비 효율 차이를 나타낸 것으로 식(2)과 같다.

$$(\eta - \eta_{nosplit}) / \eta_d \times 100 [\%] \quad (2)$$

스플릿을 수행하지 않는 로터(Split=0) 대비 8 세그먼트 스플릿(split=0.36) 및 16 세그먼트 스플릿(split=0.71)까지는 큰 폭으로 효율 감소가 생기며 32 세그먼트 스플릿(split=1.43) 및 그 이상은 효율 감소폭이 다소 둔화되는 것으로 나타났다. 다만 효율 감소폭이 불확실도 영역 안에 위치하기 때문에 그 감소폭의 차이보다는 스플릿을 수행할수록 효율이 줄어드는 일관된 경향성을 나타내는 데 주목할 필요가 있다.

스플릿을 모든 블레이드 유로에 대해 수행한 112 세그먼트(split=5)는 스플릿 수행하지 않는 일체형 슈라우드의 설계 효율점에 비해 약 2.65% 정도의 효율 감소 비율을 나타낸다.

또한 현재 0.5mm의 스플릿 절단 폭을 줄이는 작업 공정을 적용할 경우 현재 스플릿 보다 효율 감소가 줄일 수 있다.

이를 토대로, 로터 슈라우드의 구조적 안정성을 위해 슈라우드 스플릿을 수행할 경우 효율 성능을 정량적으로 파악할 수 있다. 터빈 성능이 곧 터보펌프 전체 성능과 연계되며 이는 곧 발사체 엔진 성능에도 영향을 미치는 것을 고려하면 발사체 엔진 마진 범위 내에서 터빈의 구조적 열응력을 줄일 수 있는 스플릿 수행 범위 역시 결정할 수 있다는 데 본 연구의 의의가 있다.

4. 결론

터빈 로터의 열충격으로 인한 구조적 응력 집중이 발생하는데, 이 응력 집중을 줄일 방안의 하나로 로터 슈라우드에 스플릿을 적용하면 큰 폭의 열응력 집중을 완화할 수 있다.

이러한 스플릿은 누설 유량으로 인해 공력 성능 저하를 가져오게 되며, 모든 블레이드 개수만큼 스플릿을 수행하였을 경우 일체형 슈라우드 터빈 설계 효율의 약 2.65% 정도의 효율 감소 비율을 가져오게 된다.

5. 후기

본 연구는 항공우주 비행체 친환경기술 융합 공동연구센터(DRC) 및 한국형발사체(KSLV-II) 개발사업의 과제 지원으로 수행되었다.

참 고 문 헌

1. 김진한, "국내 터보펌프 개발 현황," 한국추진공학회지, 제12권, 제5호, 2008, pp.73-78
2. 홍순삼, 김대진, 김진선, 김진한, "30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 실패질시험," 한국추진공학회지, 제13권, 제3호, 2009, pp.20-26
3. "Liquid Rocket Engine Turbines," NASA SP-8110, 1974, 2009, pp.76
4. 윤석환, "75톤 터빈 로터 디스크 변형 형상 해석," 한국형 발사체 개발 사업 내부 보고서, 2011
5. 이항기, 정은환, 박편구, 김진한, "초음속 충동형 터빈의 로터 앞전 두께가 성능 변화에 미치는 영향," 한국추진공학회지, 제15권, 제4호, 2011, pp.41-47
6. 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