

초음속 충동형 축류터빈의 부분분사비 효과에 대한 실험적 연구

정은환* · 박편구* · 김진한**

Experimental Investigation of the Effect of Partial Admission Ratio on the Performance of Supersonic Impulse Turbine

Eunhwan Jeong* · Pyun Goo Park* · Jinhan Kim**

ABSTRACT

In this paper, experimental investigation results of the effect of partial admission ratio on the performance of axial turbine was presented. A supersonic impulse turbine of gas generator cycle liquid rocket engine turbopump was used for the test. For experimental purpose, a nozzle block, in which total 14 number of axi-symmetric convergent-divergent nozzles are arranged circumferentially, was designed and manufactured. Partial admission ratio was controlled by changing the number of active nozzles. High pressure air was used as working medium for the test. The experimental result revealed that the performance of the supersonic impulse turbine does not much affected by the partial admission ratio for supersonic impulse turbine.

초 록

부분분사비에 따른 초음속 충동형 터빈 성능변화에 대하여 실험적 연구를 수행하였다. 실험은 개방형액체로켓 엔진의 터보펌프에 사용되는 터빈을 이용하였으며 부분분사비 조절을 위해 실험용 노즐블럭을 설계/제작하였다. 실험에 사용된 터빈은 축대칭 수축-확산형 노즐을 갖고 있으며 작동노즐의 개수조절을 통해 부분분사비를 변화시켰다. 작동유체는 고압공기를 사용하였다. 실험결과 초음속 충동형 축류터빈은 부분분사비 변화에 따른 성능변화가 크지 않은 것으로 나타났다.

Key Words: Partial Admission Ratio (부분분사비), Supersonic (초음속), Impulse Turbine (충동터빈)

1. 서 론

† 2007년 3월 8일 접수 ~ 2007년 8월 11일 심사완료

* 정희원, 한국항공우주연구원 터보펌프팀

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

개방형(open-cycle) 액체로켓엔진의 터보펌프, 어뢰 및 미사일 등의 추진장치 또는 보조동력원

으로 사용되는 터빈은 높은 단당 출력이 요구되어지며 일반적인 고효율 터빈에 비해 블레이드 로딩이 매우 큰 환경에서 설계되어진다. 이들 터빈은 시스템 특성상 고 압력비, 저 유량의 환경에서 운용되어 설계 비속도(specific speed)가 매우 작기 때문에 충동형 축류 터빈이 적절한 선택이 된다. 높은 압력비로 인해 터빈로터로 유입되는 유동의 상대 마하수가 1보다 큰 초음속 터빈이 대부분이며 이는 작동가스의 유량을 줄이고 비출력을 극대화 시키는 설계목적과 잘 부합된다. 초음속 충동형 터빈은 단순성과 무게측면에서도 큰 이점이 있다.

적은유량, 높은 비출력 설계환경에서는 전분사(full admission) 형태를 적용할 경우 터빈 동익의 높이(h)가 지나치게 짧아지게 되며 이에 따라 마찰손실 및 틱간극 손실등의 증가로 인해 전체적인 성능은 떨어지게 된다. 따라서 적절한 공력 성능의 구현을 위해 동익 높이를 증가시키고 노즐 또는 정익을 부분분사(partial admission)형태로 설계하는 경우가 많다. 부분분사를 적용할 경우 부분분사로 인한 추가적인 손실이 발생하며 저출력의 터빈의 경우 전체 손실에서 부분분사 손실이 차지하는 몫은 상대적으로 커지게 된다 [1].

부분분사에 따른 손실은 터빈 형상과 부분분사비(partial admission ratio, ϵ : 전분사 노즐 출구 면적에 대한 실제 노즐출구 면적의 비)의 함수로 표현된다. 일반적으로 부분분사 손실은 손실 특성에 따라 다음과 같이 구분된다.

- a) 노즐 비작동 구간의 로터 유로내부 정체유동의 펌핑 손실(pumping loss),
- b) 로터가 노즐 작동구간으로 들어올 때 정체유동을 가속하는데 발생하는 에너지 손실(end of sector loss),
- c) 노즐 비작동 구간의 존재로 인한 로터출구 모델텀 손실(expansion loss)

문헌상의 부분분사 모델[2,3,4,8]에 따르면 상기 손실들은 공히 부분분사비가 감소함에 따라 그 크기가 증가하는 경향을 갖는다. Klassen[2]은 설계 압력비 3.0, 속도비(isentropic velocity

ratio, u/c_{ad} , u :동익선속도, c_{ad} :노즐출구 이상속도) 0.377의 아음속 충동형 터빈에 대하여 부분분사비와 터빈 압력비를 각각 12~100%, 2.5~3.5의 범위에서 변화시켜가며 실험을 수행하였는데 부분분사비가 감소함에 따라 터빈효율이 감소함을 확인하였으며 이에 따른 손실식을 제시하였다. Verneau[3]는 설계 압력비 5.15, 속도비 0.375, 상대마하수 1.13의 저출력(3kW) 초음속 충동형 터빈에 대하여 0.176~0.369의 낮은 부분분사비 영역에서 실험을 수행하였다. 시험영역 내에서 부분분사비가 감소함에 따라 터빈의 효율은 감소하는 것으로 나타났다.

그러나 Moffitt 등[1]의 실험은 상기 실험들과 전혀 다른 결과를 보여주고 있는데 환형 캐스캐이드 노즐을 적용한 설계압력비 30, 속도비 0.174, 상대마하수 2.0의 초음속 충동형 터빈에 대해 부분분사비에 따른 성능변화를 측정된 결과 설계 및 탈설계 전 영역에 걸쳐 부분분사비의 변화에 따른 터빈의 효율변화는 거의 없는 것으로 나타났다.

상기 연구결과들을 참고하면 부분분사의 효과는 터빈의 설계, 운용조건에 따라 다르게 나타나며 범용 모델의 제시가 쉽지 않음을 유추할 수 있다.

본 논문에서는 축대칭 초음속 노즐을 적용한 충동형 터빈에 대해 부분분사비에 따른 터빈효율변화를 실험적으로 관찰하였다. 초음속터빈의 경우 축대칭 노즐이 환형 캐스캐이드 노즐에 비해 동등 또는 동등이상의 성능을 나타내는 것으로 알려져 있으나[4,5] 부분분사비에 따른 효과는 실험결과를 찾아보기 힘들다. 아울러 본 실험결과와 타 연구결과와의 비교를 통해 부분분사 손실 특성을 고찰해 보고자 하였다.

2. 초음속 충동형 터빈

실험에 사용된 터빈은 30톤급 개방형 액체로켓엔진 터보펌프의 구성품으로 펌프의 요구출력 및 회전수 그리고 터빈 구동 연소가스의 물성,

온도 및 입출구 압력조건에 의거하여 설계가 이루어졌다. 터빈은 11개의 축대칭 수축-확산형 노즐과 대칭 형상의 증등형 동익, 그리고 배기구등으로 구성되어 있다. 터빈 효율을 높이기 위해 동익 틈에는 슈라우드를 적용하였다. 실험대상 터빈의 설계값 및 주요형상을 Table 1에 정리하였다. Fig. 1은 실험에 사용된 터빈로터를 나타낸다.

Table 1. Supersonic impulse turbine design data

parameters	design value	units
type	impulse	-
rotational speed	20000	rpm
power	1.63	MW
inlet temp. (T_{00})	900	K
pressure ratio (p_{00}/p_2)	14.5	MPa
velocity ratio (u/c_{ad}^*)	0.25	-
relative Mach (M_{w1})	1.7	-
D/h^{**}	15	-
b/p^{***}	0.69	-
h/b	1.5	-

* u: circumferential velocity, c_{ad} : isentropic nozzle exit velocity
 ** D: mean diameter, h: blade height
 *** b: chord, p: pitch

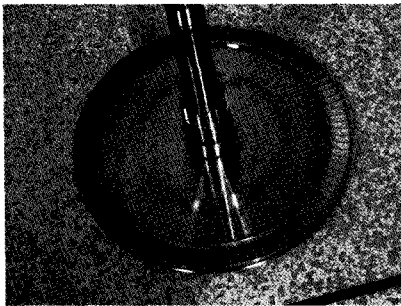


Fig. 1 Supersonic impulse turbine rotor

부분분사 효과를 확인하기 위해 실험용 노즐블럭을 설계/제작하였다. 노즐은 실제 터보펌프의 형상과 동일하게 하였으나 노즐개수는 14개로 하여 노즐블럭 원주상에 배치하였다. 부분분사비 설정을 용이하게 하기 위해 터빈 매니폴드 외벽을 장/탈착이 가능하도록 하였다. 부분분사비는 설계 조건인 11개 노즐이 작동할 경우 출구면적

기준 0.497이며 최대 0.633 (14 nozzles), 최소 0.045(1 nozzle)로 설정이 가능하도록 되어있다. 부분분사비 조절은 특별히 제작된 노즐 마개를 이용하였다. Fig. 2에는 실험에 사용된 노즐블럭, 노즐입구, 매니폴드 커버, 그리고 노즐마개의 형상을 나타내었으며 Fig. 3은 성능시험기에 장착된 터빈을 보여준다.

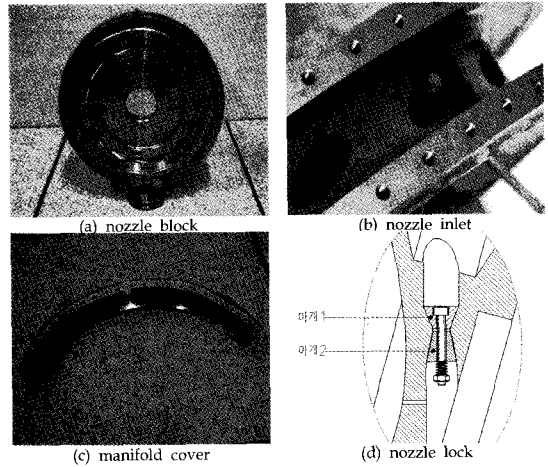


Fig. 2 Turbine nozzle block

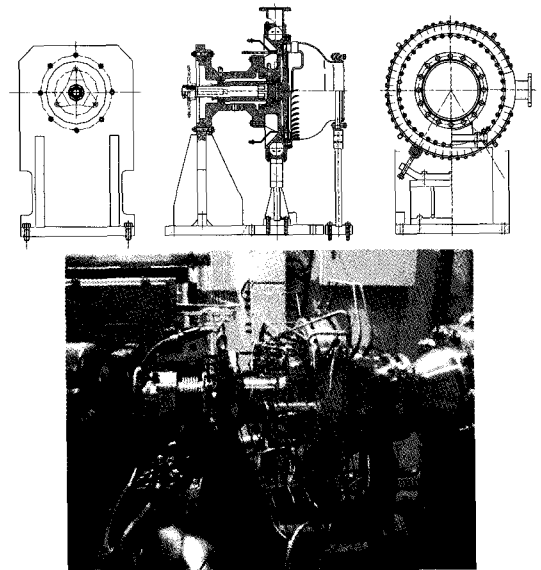


Fig. 3 Turbine test rig

3. 실험설비 및 실험조건

3.1 실험설비

터빈 실험은 고압공기를 이용하여 수행하였다. 공기는 40m³ 용적의 탱크에 최대 320기압으로 저장되어 시험에 이용된다. 고압공기는 압력 조절기(pressure regulator)를 통해 적절한 압력으로 감압된다. 실험을 위한 터빈입구 압력의 조절은 이 압력 조절기를 통해 이루어진다. 공기의 질량유량측정을 위한 유량계는 압력조절기 후방에 설치되어있는데 직경 15mm의 노즐 목을 갖고 있으며 시험 중 초킹 상태로 운용된다. 유량계를 통과한 고압공기는 최종적으로 터빈시험부로 공급되어 터빈을 구동한 후 외기로 방출된다. 터빈의 공력성능 확인을 위해 온도 및 압력센서들을 터빈 입구배관, 터빈 노즐출구, 로터출구, 정익출구, 그리고 출구배관으로 구분하여 장착하였다. 온도센서는 T-형 열전대 및 RTD를 사용하였으며 압력센서는 스트레인게이지를 기본으로 한 다이아프램 타입의 고정밀도 시험용 센서(TJE model, Sensotec)를 사용하였다. 터빈의 회전수와 토오르크를 측정/제어하기 위한 동력흡수 장치는 Froude Consine사의 수력동력계(Model F249)를 사용하였다. 사용된 센서들의 정확도를 고려한 민감도 분석 결과 불확실도는 측정 효율 기준 2.2% 이내인 것으로 확인되었다. 측정편차를 최소화하기 위해 센서들에 대한 물리적 교정을 실험과 실험사이에 반복하였다.

Table 2. Design point similarity test condition

parameters	units	design	similarity condition
gas constant	J/kgK	321.4	287.1
specific heat ratio	-	1.12	1.40
corrected rpm(N*)	rpm/ \sqrt{K}	667	587
velocity ratio	-	0.25	0.25
pressure ratio(Pr)	-	14.5	20.2
comments	-	-	nozzle full expansion

3.2 터빈 실험조건

실험은 수력동력계의 가용 운용영역과 설계 상사점을 고려하여 터빈 압력비 10-25, 회전수 4000-12000 rpm 범위에서 수행하였다. 주어진 압력비 설정에 대하여 회전수를 단계별로 변화시켜가며 측정을 하였으며 각 회전수 설정에 대하여 20초간 정속을 유지한 상태에서 측정이 이루어졌다. 실험 결과의 신뢰도를 높이기 위해 반복시험을 수행하였다. 터빈 성능실험의 설계 상사점은 터빈 노즐 면적비와 노즐효율 및 공기 물성치를 고려하여 노즐의 완전 팽창 압력비에서 설계 속도삼각형을 만족시키는 회전수로 설정하였다[6]. 설계조건과 상사시험조건을 Table 2에 정리하였다.

3.3 부분분사비 설정

부분분사비는 별도의 노즐마개를 이용하여 작동노즐 개수조절을 통해 변화시켰다. 작동노즐수 6, 8, 11, 그리고 14개에 대하여 실험을 수행하였는데 이는 각각 부분분사비 0.271, 0.362, 0.497, 0.633에 해당한다. 부분분사비에 따른 노즐설정 형상을 Fig. 4에 나타내었다.

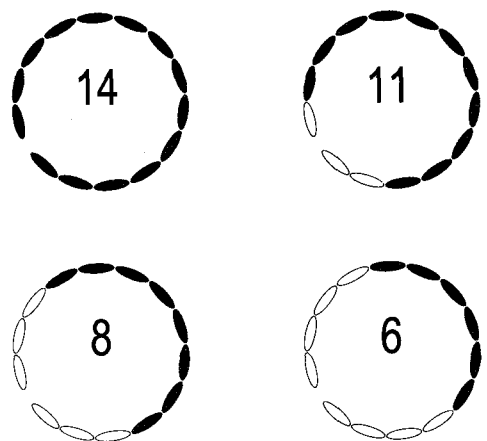
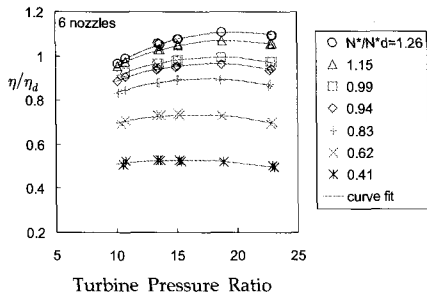
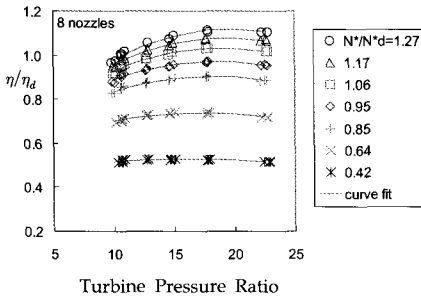


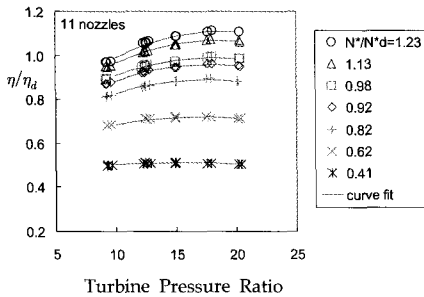
Fig. 4 Configurations of partial admission ratio setting, 14 nozzles($\epsilon=0.633$), 11 nozzles($\epsilon=0.497$), 8 nozzles($\epsilon=0.362$), 6 nozzles($\epsilon=0.271$)



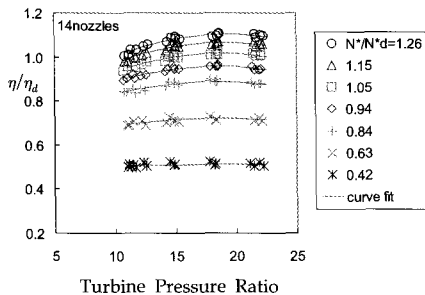
(a) 6 nozzles($\epsilon=0.271$)



(b) 8 nozzles($\epsilon=0.362$)



(c) 11 nozzles($\epsilon=0.497$)



(d) 14 nozzles($\epsilon=0.633$)

Fig. 5 Turbine performance test results

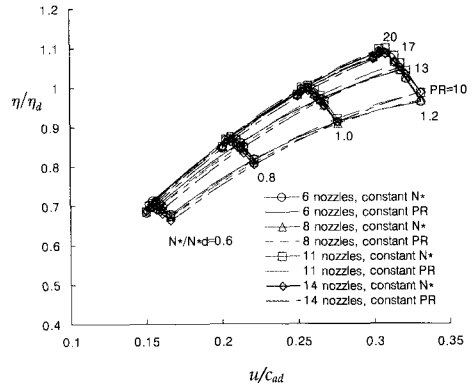


Fig. 6 Turbine characteristic map as a function of velocity ratio

4. 실험결과 및 분석

Figure 5는 부분분사비 설정에 따라 측정된 터빈효율을 보여준다. 가로축은 터빈 압력비이며 일정한 보정회전수($N^* = N/\sqrt{T_{00}}$)에 대해 압력비에 따른 터빈효율의 변화를 나타내었다. 효율 및 보정회전수는 상사실험조건에서의 측정값으로 무차원화 하였다. 터빈의 효율은 모든 부분분사비에서 거의 동일한 경향을 보이는데 낮은 회전수 영역에서 압력비에 따른 효율의 변화는 상대적으로 작으며 회전수가 증가함에 따라 변화의 폭이 증가함을 볼 수 있다. 일정 보정회전수 곡선상에서 최대 효율을 갖는 압력비가 존재하는데 그 값은 약 18에서 21사이에 있으며 이 값들은 Table 2의 설계상사 압력비와 유사함을 알 수 있다.

터빈의 효율은 정량적으로도 모든 부분분사비에 대해 동등하게 나타났다. Fig. 6은 Fig. 5의 실험 데이터를 이용하여 터빈효율을 속도비(u/c_{ad})와 압력비에 대한 함수로 재구성한 것인데 부분분사비 변화에 대해 터빈 효율의 변화가 거의 없음을 볼 수 있다. Fig. 7은 부분분사비에 따른 설계 상사점에서($u/c_{ad}=0.253$, $PR=20.2$)의 효율값을 비교하였으며 동일 속도비에서 압력비 13.6의 데이터도 함께 나타내었다. 압력비 13.6과

20.2에서 터빈 평균효율은 설계점 대비 각각 0.948과 0.995로 부분분사비와 무관하게 거의 일정함을 다시 한 번 확인할 수 있다.

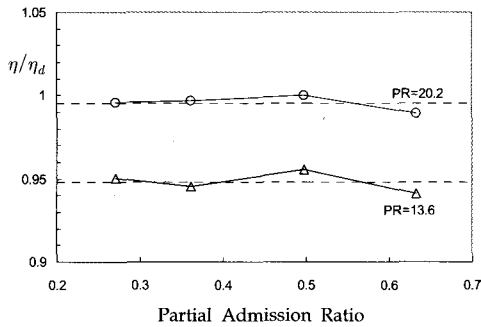


Fig. 7 Turbine efficiency variation with respect to partial admission ratio

Table 3. Comparison of design parameters and geometry of various turbine tests

Parameters	Experiments				
	Currnet	Moffitt[1]	Verneau[3]	Klassen[2]	
pressure ratio	20.2	30	5.15	3.03	
$(u/c_{ad})_{design}$	0.253	0.174	0.375	0.377	
$(M_{w1})_{design}$	1.7	2.0	1.13	0.66	
$(\alpha_1)_{design}$	16°	17.4°	16°	13.4°	
b/p	1.45	2.1	3.0	2.52	
b/D	0.044	0.137	0.13	0.083	
$(\frac{\eta_{pa}}{K})^*$	$\epsilon=0.3$	0.002	0.0186	0.192	0.148
	$\epsilon=0.5$	0.0009	0.008	0.0825	0.0636
	$\epsilon=0.7$	0.0004	0.0034	0.0353	0.0273

* appendix, eq. (6)

상기의 결과는 설계 및 탈설계 전 영역에 걸쳐 부분분사비의 변화에 따른 터빈의 성능변화가 거의 나타나지 않은 Moffitt등[1]의 초음속터빈 실험 결과와 유사하다. 이러한 터빈효율 거동은 초음속 충동형 터빈에서의 부분분사 손실의 상대적 감소로 설명할 수 있다. Table 3에는 본 실험과 Moffitt[1], Verneau[3], 그리고 Klassen[2]의 실험에 사용된 터빈의 주요 설계변수와 형상값을 정리하였다. 본 실험과 Moffitt의 실험에 사용된 터빈은 높은 압력비로 인해 높은 설계 속도

비가 각각 0.253과 0.174로 Verneau와 Klassen의 실험에 사용된 터빈(각각 0.375, 0.377)에 비해 매우 작다. 일반적인 부분분사 손실 모델에 따르면 부분분사손실은 속도비의 세제곱에 비례하며 이에 따라 본 실험과 Moffitt의 실험에 사용된 터빈은 부분분사에 따른 손실이 상대적으로 작아진다. 아울러 부분분사 손실은 동익코드와 디스크직경의 비(b/D)에 비례함을 유도할 수 있는데 (appendix 참조) 속도비와 형상을 모두 고려한 본 실험과 Moffitt의 부분분사효율 손실량은 Verneau와 Klassen에 비해 최소 8배 이상 작음을 볼 수 있다 (Table 3 및 appendix Eq. (6) 참조).

초음속 유동의 압축성효과 역시 부분분사 손실의 상대적 감소의 원인이 될 수 있다. Table 3에서 볼 수 있듯이 본 실험과 Moffitt의 실험에 사용된 터빈은 동익 입구 상대마하수가 각각 1.7과 2.0의 높은 값을 갖는다. 초음속터빈의 경우 노즐출구-동익입구 영역에서 초음속유동과 동익에 의해 발생하는 충격파로 인해 아음속터빈에 비해 상대적으로 큰 전압손실이 발생하며[7] 이 손실은 노즐 및 동익 유로 내부 전압력손실, 터빈 출구 운동 에너지 손실과 더불어 초음속 터빈의 공력손실의 큰 부분을 차지한다. 즉, 초음속 터빈의 경우 부분분사등에 의해 발생하는 이차손실은 공력손실에 비해 상대적으로 작으며 이로 인해 부분분사비에 따른 손실의 변화는 전체적으로 작게 나타날 수 있다.

추가적으로, 축대칭 초음속 노즐의 경우 노즐 출구에서 노즐과 노즐 사이의 정체 영역 및 노즐 경계에서 일어나는 급팽창 손실이 존재하는데[4] 그 크기가 노즐출구 유동속도, 노즐과 노즐사이의 정체영역의 크기와 관계된다고 가정할 때 급팽창 손실은 노즐 개수가 증가함에 따라 증가하며 따라서 부분분사비가 증가함에 따라 증가한다(appendix 참조). 이는 부분분사비의 증가에 따라 감소하는 펌핑손실 및 end of sector 손실과의 상호작용을 통해 전체적으로 볼 때 부분분사비에 따른 터빈성능변화가 미미한 것으로 나타나는 현상을 가져올 수 있다. 그러나 급팽창

손실을 정량화하기 위해서는 보다 심도있는 이론적, 실험적 검증이 이루어져야 할 것으로 보인다.

5. 결 론

축대칭 노즐을 가진 초음속 증동형 터빈에 대하여 부분분사비를 변화시켜가며 그 성능을 측정하였다. 설계점 및 탈설계점 전 영역에 걸쳐 터빈의 성능은 부분분사비의 영향이 크지 않은 것으로 나타났다. 이는 초음속 증동형 터빈의 경우 낮은 속도비로 인해 부분분사에 따른 효율손실이 상대적으로 작은 것에서 한 가지 원인을 찾을 수 있으며 아울러 초음속 터빈에서의 증가된 공력 손실 역시 부분분사에 의한 이차손실을 상대적으로 작게하는 결과를 낳는 것으로 판단된다. 부분분사비 증가에 따라 증가하는 급팽창 손실과 감소하는 펌핑 및 end of sector 손실과의 상호작용역시 부분분사비에 따른 터빈성능변화가 미미한 결과를 초래할 수 있을 것으로 보이나 이에 대해서는 보다 심도있는 이론적/실험적 검증이 필요할 것으로 판단된다.

Appendix

펌핑손실 및 end of sector 손실

펌핑손실 및 end of sector 손실은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$P \sim (\text{특성 질유량}) \times (\text{비출력}) \quad (1)$$

특성 질유량(characteristic mass flow rate)은 노즐 비작동영역의 로터 회전에 따른 유동흐름으로 정의할 수 있으므로 아래와 같이 표현된다.

$$\text{특성 질유량} \sim \frac{\rho \pi D h b (1-\epsilon)}{2\pi/\omega} = \rho U h b (1-\epsilon). \quad (2)$$

특성 비출력은 펌핑손실의 경우 $u^2/2$ 로 표현된다. Horlock[8]에 소개된 방법은 end of sector 손실에도 $u^2/2$ 를 특성 비출력으로 사용하였으나 정제 유동이 노즐유동에 의해 가속됨을 감안한다면 축방향 유동속도를 이용한 $c_x^2/2$ 가 end of sector 손실을 정량화하는데 보다 직접적인 변수로 보인다. 상기 논의에 따라 부분분사에 의한 손실을 정리하면 다음과 같다.

- 펌핑손실 :

$$P_p = \frac{K_p}{2} \rho U^3 h b (1-\epsilon). \quad (3)$$

- end of sector 손실

$u^2/2$ 를 특성 비출력으로 사용할 경우 :

$$P_e = \frac{K_e}{2} \rho U^3 h b (1-\epsilon) \quad (4)$$

$c_x^2/2$ 를 특성 비출력으로 사용할 경우 :

$$P_e = \frac{K_e}{2} \rho U h b (1-\epsilon) c_x^2 \quad (5)$$

K_p 와 K_e 는 보정계수들이다. 위의 손실을 효율식으로 표현하면 다음과 같다.

-펌핑손실효율:

$$\eta_p = \frac{K_p}{\pi} \frac{1}{\phi \sin \alpha_1} \frac{b}{D} \frac{1-\epsilon}{\epsilon} \left(\frac{U}{C_{ad}} \right)^3 \quad (6)$$

- end of sector 손실 효율

$u^2/2$ 를 특성 비출력으로 사용할 경우 :

$$\eta_e = \frac{K_e}{\pi} \frac{1}{\phi \sin \alpha_1} \frac{b}{D} \frac{1-\epsilon}{\epsilon} \left(\frac{U}{C_{ad}} \right)^3 \quad (7)$$

$c_x^2/2$ 를 특성 비출력으로 사용할 경우 :

$$\eta_e = \frac{K_e}{\pi} \phi \frac{\cos^2 \alpha_1}{\sin \alpha_1} \frac{b}{D} \frac{1-\epsilon}{\epsilon} \left(\frac{U}{C_{ad}} \right). \quad (8)$$

위의 식들에서 ϕ 는 노즐출구 속도 c_1 과 이상 속도 c_{ad} 의 비를 나타내며 α_1 은 노즐출구 유동각

을 나타낸다. End of sector 손실은 $c_x^2/2$ 를 비출력으로 사용할 경우 이에 따른 손실효율은 $(u/c_{ad})^3$ 이 아닌 (u/c_{ad}) 에 비례하게 된다. Horlock[8]에 소개된 방법을 따를 경우 펌핑손실과 end of sector 손실은 동일한 형태를 가지며 하나의 모델로 표현될 수 있다. Table 3의 부분 분사손실량은 Horlock방법에 따라 계산된 값들이다.

초음속 축대칭 노즐출구에서의 급팽창손실(P_{se})

급팽창 손실이 노즐과 노즐사이의 면적과 노즐출구유동에 대한 함수로 표현된다고 가정하면 모델식은 아래와 같다:

$$P_{se} \sim \frac{1}{2} \rho c_1^2 (z_n - 1) (4 - \pi) h^2 c_1. \quad (9)$$

보정계수 K_{se} 를 도입하면 급팽창효율 손실 식은 아래와 같이 표현된다.

$$\eta_{se} = K_{se} \frac{4(4-\pi)}{\pi} \phi^2 \frac{z_n - 1}{z_n}. \quad (10)$$

참고로 축대칭 노즐을 가진 터빈의 경우 부분 분사비 ϵ 과 노즐개수 z_n 은 다음과 같은 관계를 갖는다.

$$\epsilon D \sin \alpha_1 = \frac{h z_n}{4} \quad (11)$$

참고 문헌

- Moffitt, T. P.; Klag, F. W. J., 1959, Experimental Investigation of the Partial Admission Performance characteristics of a Single-Stage Mach 2 Supersonic Turbine, NASA TM X-80, 1959
- Klassen, H. A., 1968, Cold-Air Investigation of Effects of Partial Admission on Performance of 3.75-Inch Mean-Diameter Single-Stage Axial-Flow Turbine, NASA TN D-4700, 1968
- Verneau, A., 1987, Supersonic Turbines for Organic Fluid Rankine Cycles from 3 to 1300kW, VKI Lecture Series 1987-09, 1987
- B. V. Ovsyanikov, B. I. Borovsky, Theory and Calculation of Liquid Propellant Rocket Engine Pumps, Mashinostroyenie. Moscow. 1986
- Kurzrock, J. W., 1989, Experimental Investigation of Supersonic Turbine Performance, 89-GT-238, Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, June 4-8, 1989, Toronto, Canada, 1989
- 정은환, 강상훈, 신동윤, 박편구, 김진한, 2006, 터보펌프 터빈의 성능 및 노즐-로터 간극의 영향에 대한 실험적 고찰, 한국추진공학회지, 제10권, 2호, 2006, pp78-86
- Eunhwan Jeong, Pyun Goo Park, Sang Hun Kang, Jinhan Kim, 2006, Effect of Nozzle-Rotor Clearance on Turbine Performance, FEDSM2006-98388, 2006 ASME Joint US-European Fluids Engineering Summer Meeting, July 17-20, Miami, Florida, 2006
- Horlock, J. H., 1966, Axial Flow Turbines, Krieger Publishing Company, Malabar, Florida, 1966

1. Moffitt, T. P.; Klag, F. W. J., 1959,