

초음속 충동형 터빈 성능개선을 위한 동익 오버랩 최적설계

조종재* · 서종철* · 김귀순**

Optimal Design for the Rotor Overlap of a Supersonic Impulse Turbine to Improve the Performance

Jongjae Cho* · Jongchul Seo* · Kuisoon Kim**

ABSTRACT

A rotor overlap technique was adapted to improve the performance of a axial turbine. The technique secured sufficient flow passage by additional height at the rotor tip and hub. especially in a supersonic turbine, the technique reduced the chance of choking in the rotor passage, and made to be satisfied the design pressure ratio. However, the technique also made additional losses, like a pumping loss, expansion loss, etc. Therefore, a optimization technique was applied to maximize the improvement of the turbine performance. An approximate optimization method was used for the investigation to secure the computational efficiency. The design variables was shape factors of a rotor overlap. Results indicated that a significant improvement in turbine performance can be achieved through the optimization of the rotor overlap.

초 록

동익 오버랩은 축류 터빈의 성능향상을 위해 적용되며, 동익의 익단과 익근에 추가적인 높이를 적용함으로써 충분한 유로를 확보할 수 있다. 특히, 초음속 터빈에서는 동익 유로에서의 질식 가능성을 줄이며, 설계 압력비를 구현할 수 있도록 한다. 하지만 동익 오버랩을 적용하면, 펌핑손실, 확산손실 등의 추가적인 손실이 동반된다. 따라서 터빈 성능향상을 최대화하기 위해 최적화 기법을 적용하였으며, 최적화 과정의 효율성을 위해 근사 최적화 기법을 사용하였다. 설계변수는 동익 오버랩의 형상변수이다. 연구결과를 통해, 최적화된 동익 오버랩에 의한 상당한 터빈 성능향상을 확인할 수 있었다.

Key Words: Rotor Overlap(동익 오버랩), Turbine Performance Improvement(터빈 성능향상), Optimization(최적화)

* 부산대학교 항공우주공학과 대학원

** 부산대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: spacecho@pusan.ac.kr

1. 서 론

터보펌프를 구동하는 터빈은 낮은 효율에도 불

구하고 소형, 경량이면서 높은 출력을 낼 수 있는 초음속 축류 터빈이 주로 사용된다[1].

일반적으로 축류 터빈은 제작·조립 시의 공차와 노즐-동익의 열팽창을 고려하면서, 터빈 각 단 간극에서 유동 확산, 충분한 유로 확보를 위해 동익의 유로 면적이 노즐 또는 정익에 비해 크도록 동익의 익단과 익근에 오버랩(overlap)을 적용한다. 특히, 초음속의 노즐 또는 정익 출구 유동을 갖는 터빈에서 동익에 적용되는 오버랩은 동익에서의 유동 질식(chocking) 가능성을 줄이고, 충동형 초음속 터빈의 설계압력비 구현하며, 초음속 유동의 직진성에 따른 유로를 확보하는데 도움을 준다[2]. 하지만 터빈의 동익에 적용되는 오버랩에 의해 정체유동 영역이 늘어나므로 추가적인 펌핑(pumping) 손실이 발생하며, 오버랩 영역으로 노즐 또는 정익의 출구 유동이 확산됨에 따라 확산(expansion) 손실 또한 증가한다. 그리고 오버랩에 의해 노즐 또는 정익과 동익의 높이 단차가 발생하고 동익의 면적이 증가하므로 이로 인한 공기역학적 손실 또한 증가한다.

축류 터빈에서의 오버랩에 대한 연구는 그렇게 많지 않으며, 적절한 오버랩 선정에 대한 연구는 더욱 소수이다. Stratford[2]는 오버랩을 터빈 블레이드 적용하면, 주유동과 오버랩 영역의 정체유동이 혼합(mixing)됨에 따라 추가적인 손실이 발생되며, 오버랩의 크기가 증가할수록 커짐을 실험을 통해 확인하였다. 그러나 Stratford[2]의 실험결과는 고정된 2차원 초음속 익렬을 이용한 것으로 실제 사용되는 회전하는 3차원 터빈 유동과는 조건에서 큰 차이를 보이며, 이를 일반적으로 적용하기에는 무리가 따른다. Kalmykovi[3]의 설계 보고서에 따르면, 오버랩은 일반적으로 동익의 익단에 1~2 mm, 익근에 0~1 mm를 경험적으로 적용한다고 언급하고 있다.

초음속 터빈의 경우, 축대칭 노즐이 환형 캐스케이드 노즐에 비해 동등 또는 동등이상의 성능을 나타낸다고 알려져 다수의 초음속 터빈에서 이를 채용하고 있다[4][5]. 하지만 축대칭 노즐의 경우, 노즐 출구 유동 단면이 타원형이므로, 노

즐 출구 유동이 동익 입사면에 고르게 분포되지 못한다는 단점이 있다. 이에 반해, 환형 캐스케이드 노즐은 축대칭 노즐과는 달리 노즐 출구 유동이 동익에 입사면에 고르게 분포되는 장점이 있다. 하지만 노즐 유로를 따라 환형으로 휘어지는 노즐 형상으로 인해 노즐 윗벽면(tip)에서는 압축파가 아랫벽면(hub)에는 팽창파가 발생하므로 노즐 출구 유동이 균질하지 못하고, 아랫벽면 유동의 과대팽창으로 유동박리가 발생할 수 있다는 단점이 있다[6].

이러한 각 노즐 형상에 따른 장점을 채용하고 단점을 극복하기 위해, 본 연구에서는 초음속 충동형 터빈에 사각 단면을 갖는 직선형 노즐을 채용하였다. 그리고 초음속 충동형 터빈의 최적 동익 오버랩을 설계하여, 성능향상을 극대화하기 위해 최적화 기법을 적용하였다. 최적화 과정을 효율성을 위해 근사최적설계(approximate optimization) 기법을 사용하였다. 최적설계 상용 프로그램인 iSIGHT™(Engineous Software Inc.)를 최적화 과정에 이용하였으며, 형상 모델링 및 격자생성은 상용 프로그램인 Gambit™ (Fluent Inc.)을 사용하였다. 유동해석은 상용 프로그램인 FLUENT™(Fluent Inc.)를 이용하였다. 그리고 모든 최적화 과정이 자동적으로 실행될 수 있도록 각 프로그램을 통합하였다.

2. 본 론

2.1 터빈제원

본 연구에 적용된 1단형 초음속 충동형 터빈은 Fig. 1과 같이 1개의 노즐 영역과 1개의 동익 영역으로 구성되어 있다. 동익은 익단에서의 누설 손실을 방지하기 위해 슈라우드형으로 설계되었다. 터빈 압력비(PR)는 18.3, 입구온도는 373 K이며, 운용 회전수는 6148 rpm 이다.

2.2 계산조건

전산해석은 터빈 유동을 정상상태로 가정한 후, 1개의 노즐에 해당하는 영역을 주기조건(periodic condition)으로 적용하여 수행되었다.

회전부와 정지부의 경계면에서는 미끄럼 격자(sliding mesh)기법을 사용하였다.

계산에서는 상용 유동해석 프로그램인 FLUENT™를 사용하였다. 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식 해법을 이용하였으며, 3차의 공간 정확도를 갖는 MUSCL기법[7]을 적용하였다. 그리고 난류 처리를 위해 재순환유동 및 박리유동의 예측능력이 뛰어난 것으로 보고되고 있는 2방정식 모델인 RNG k-ε모델[8]을 사용하였으며, 벽면에서는 비평형벽함수(none-equilibrium wall function)기법을 적용하였다. 계산에 사용된 총 격자의 개수는 약 37만개이다. 그리고 Moffitt[9]의 실험결과와 전산해석결과를 비교하여, 본 전산해석에 사용된 FLUENT™의 신뢰성을 검증하였다[10].

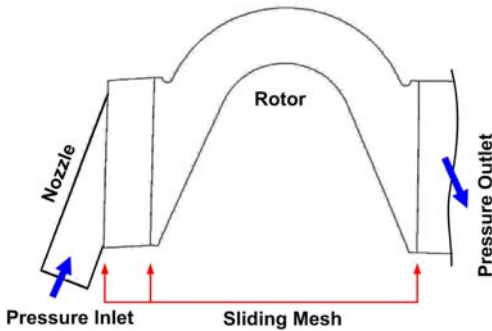


Fig. 1 Computational Domain

2.3 근사최적화 기법

근사최적화 기법은 선정된 설계변수를 바탕으로 적절한 설계변수 분포를 선택하는 실험계획법(Design of experiments, DOE)과 실험계획법을 통해 만들어진 설계변수 분포와 목적함수 사이의 관계를 수학적 모델로 근사화하여 근사면을 모델링하는 근사해석모델 기법, 그리고 근사해석모델 기법으로 만들어진 근사면에 대해 최적화를 수행하는 최적화 기법으로 구성된다.

실험계획법으로는 설계영역 내의 실험점들을 균일하게 분포되도록 선택하는 Optimal latin hyper cube[11] 방법을 이용하였으며, 총 44개의 샘플점을 선정하였다. 인텔 코어 i7 프로세서를 사용하여 계산한 결과, 샘플점 하나당 약 420분

이 소요되었다. 근사해석모델 기법으로는 널리 사용되고 있는 반응표면모델 기법(Response surface model)[12]을 이용하였다. 최적화 기법으로 경사탐색 알고리즘(Gradient based algorithm)과 달리 여러 지점의 국부적인 최적값을 구분할 수 있으며, 최적화의 수렴성, 신뢰성 그리고 안정성 등이 뛰어나 가장 널리 사용되고 있는 유전자 알고리즘(Genetic algorithm)을 이용하였다. 생성된 반응면의 신뢰성은 수정결정계수(R_{adj}^2)를 이용하여 판단하였으며, 수정결정계수가 1에 근접할수록 반응면은 실제함수에 근접하다고 할 수 있다.

2.4 설계변수 및 목적함수

초음속 충동형 터빈의 성능향상을 최대화하기 위한 동익 오버랩의 최적 형상을 도출하기 위해 Fig. 2와 같은 설계변수를 적용하였다. 설계변수의 개수를 최소화하여 최적설계과정에서의 소요시간을 줄이기 위해 총 4개의 설계변수를 사용하였다. 선택된 설계변수는 동익 익근 및 익단의 오버랩 높이(δ_{hub} , δ_{tip})와 익근 및 익단 오버랩의 확산각(χ_{tip} , χ_{hub})이다. 동익 익근 및 익단의 오버랩 높이는 노즐 출구의 높이(zh)로 나누어 무차원화하였다. 각 설계변수들에 대한 제약조건은 Eq. 1과 같으며, 제약조건은 기존의 선행연구를 참고하여 정하였다. 최적화의 목적함수는 Eq. 2와 같이 질량가중 평균(Mass-weighted average)된 정효율(η_{ts} , Total to static efficiency)을 최대화하는 것이다.

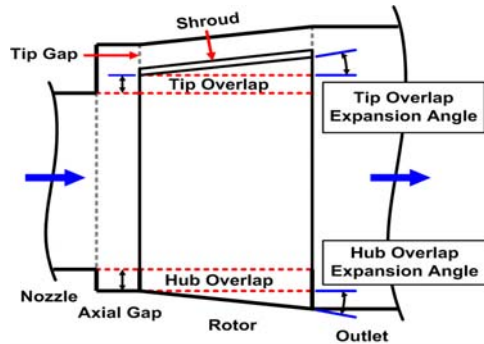


Fig. 2 Geometric Design Parameters for Optimization

Subject to

$$\begin{aligned} 0.0 \leq \delta_{tip}/zh, \delta_{hub}/zh &\leq 10.0 \\ 0.0^\circ \leq \chi_{tip}, \chi_{hub} &\leq 10.0^\circ \end{aligned} \quad (1)$$

Maximize

$$F(\vec{X}) = \frac{\int \eta_{ts} \rho |\vec{u} \circ d\vec{A}_i|}{\int \rho |\vec{u} \circ d\vec{A}_i|} \quad (2)$$

3. 결과 및 고찰

생성된 반응표면의 정효율에 대한 수정결정계수 값은 0.993으로 허용치인 0.9 보다 크게 나타났다. 따라서 생성된 반응표면을 기반으로 최적설계를 수행하였다.

실험계획법을 통해 획득한 설계변수에 따른 목적함수 값을 바탕으로, 설계변수들이 목적함수에 미치는 영향을 Table 1에 표시하였다. 동익 익단 오버랩의 높이가 정효율의 변화에 미치는 영향이 가장 크며, 그 다음으로 동익 익근 오버랩 확산각의 영향이 큰 것을 알 수 있다. 그리고 상대적으로 동익 익근 오버랩 높이의 영향은 크지 않음을

Table 1. Influence of Design Variables on Objective Functions(%)

	δ_{tip}/zh	δ_{hub}/zh	χ_{tip}	χ_{hub}
η_{ts}	45.0	8.4	20.8	25.7

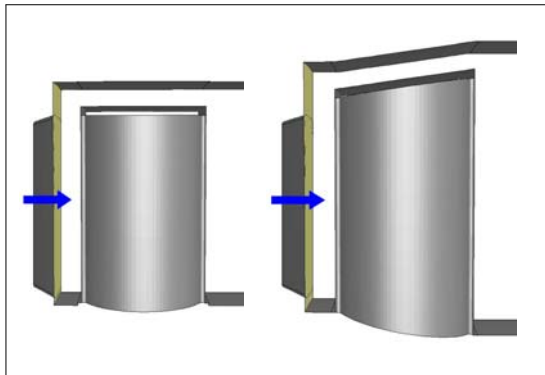


Fig. 3 Supersonic Impulse Turbine Shape (Left: Baseline Case, Right: Optimized Case)

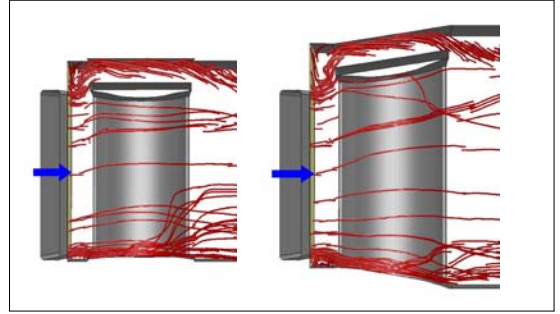


Fig. 4 Pathlines Around Rotor (Left: Baseline Case, Right: Optimized Case)

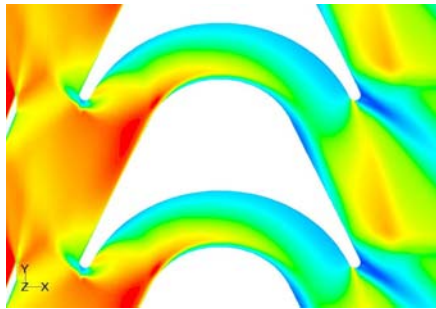
알 수 있다. 동익 익단 오버랩의 영향이 익근의 오버랩보다 크게 나타나는 것을 볼 수 있는데, 이는 기존의 연구결과와도 부합된다[13].

Figure 3은 기준모델과 최적설계모델의 동익 오버랩의 형상이며, Fig. 4는 각 경우에 1단 동익 오버랩에 따른 터빈 내부의 유선을 나타낸 결과이다. Fig. 3(a)은 동익 오버랩을 적용하지 않은 경우이다. 여기서 확인할 수 있듯이, 노즐 출구 유동이 노즐과 동익 사이의 축 간극에서 확산되는 것을 알 수 있으며, 이러한 유동의 확산으로 슈라우드(Shroud)와 터빈 내벽의 틈 간극 사이로 유동이 누설된다. 노즐 출구의 유동량은 발생하는 터빈의 출력과 직결되므로, 이와 같은 누설유동은 터빈의 출력 감소로 이어진다. 그리고 익단 부근의 유로에서 강한 2차 유동이 발생하는 것을 볼 수 있다. Fig. 3(b)의 최적설계된 동익 오버랩을 적용한 경우로 익단과 익근으로 노즐 출구 유동이 확산되면서, 누설유동이 Fig. 3(a)보다 줄어든 것을 알 수 있다. 그리고 익단 부근의 유로에서 발생한 2차 유동의 강도가 Fig. 3(a)보다 약해진 것을 볼 수 있다.

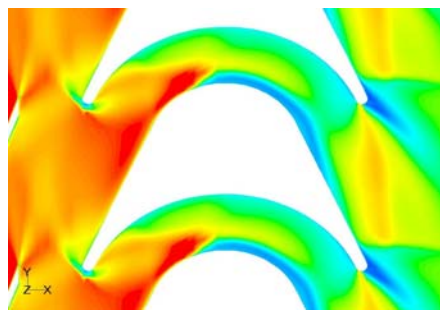
Table 2는 기준모델과 최적설계된 모델의 동익 틈 간극 사이에서의 누설유동량을 나타낸 것

Table 2. Rotor Tip Leakage Mass Flow Rate

Case	Mass Flow Ratio (%)	% Reduction
Baseline	12.09	0.0
Optimized	6.09	-49.6



(a) Baseline Case



(b) Optimized Case

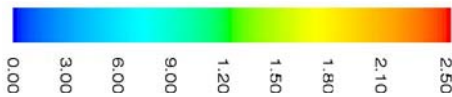


Fig. 5 Contours of Absolute Mach Number

이다. 오버랩을 적용하지 않은 기존모델의 경우는 동익으로 유입되는 전체 질량유량의 12.09%가 누설되며, 최적설계된 모델의 경우는 전체 질량유량의 6.09%가 누설된다. 이는 기존모델에 비해 팁 간극으로 누설되는 유동이 49.6% 줄어든 결과이다. 그리고 팁 간극의 누설유동이 줄어들고 상대적으로 동익 유로 쪽으로 많이 유입됨에 따라 터빈의 출력 상승효과를 예상할 수 있다.

Figure 5는 동익의 높이가 50%인 단면의 절대 마하수를 나타낸 것이다. Fig. 5(a)는 기존모델의 경우로 노즐 출구단에서 노즐 출구유동의 과대 팽창으로 경사충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 그리고 노즐 출구유동이 몽푃한 익렬 앞전과 맞나 궁형충격파(Bow shock)가 생성되는 것을 관찰할 수 있다. 익렬 입구를 지난 유동은 압력

Table 3. Turbine Performances

Case	Baseline	Optimized	% Ch.
Specific Work (kJ/kg)	81.86	91.97	12.4
Total to Static Efficiency (%)	39.29	43.53	10.8
Total Pressure Loss	0.125	0.137	9.6

면(Pressure surface)에서 압축파(Compression wave)에 의해 감속되고 흡입면(Suction surface)에서는 팽창파(Expansion wave)에 의해 가속된다. 흡입면 60%지점에서 흡입면의 가속된 유동은 급격한 유동방향 전환에 의해 유동박리가 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 그리고 익렬 뒷전에서 후류(Wake)가 나타나는 것을 볼 수 있다. Fig. 5(b)는 최적설계된 모델의 경우로 오버랩에 의해 충분한 동익 유로가 확보되고 설계압력비에 근접하게 됨에 따라 노즐 출구유동이 Fig. 5(a)에 비해 더 많이 가속되는 것을 알 수 있다. 따라서 익렬의 앞전에 발생하는 궁형충격파의 강도도 역시 강하게 나타나며, 동익 유입유동의 속도가 증가함에 따라 흡입면에서 발생하는 유동박리가 Fig. 5(a)에 비해 앞서 나타난다.

Table 3은 각 오버랩에 따른 비출력(specific work), 터빈에서의 정효율, 그리고 동익 유로 내에서의 전압력 손실을 나타낸 것이다. Table 3에서 알 수 있듯이 최적설계된 동익 오버랩의 적용으로 팁 간극 사이의 누설유동이 줄어들고, 더 많은 유동이 터빈 익렬 유로로 유입됨에 따라 터빈에서 발생하는 비출력이 기존모델 대비 12.4% 증가하였다. 정효율 역시 최적설계된 오버랩을 적용한 경우가 기존모델에 비하여 약 10.8% 상승하였다. 하지만 기존모델에 비해 설계압력비에 근접함에 따라 빨라진 노즐 출구유동에 의한 강한 익렬 앞전 충격파, 동익 유입유동의 가속으로 인한 앞선 유동박리의 발생, 증가된 동익 표면적으로 인한 공력손실 증가 등으로 동익 내의 전압력 손실 또한 9.6% 증가하였다.

4. 결 론

축류 터빈의 설계변수 중의 하나인 동익 오버랩은 터빈의 제작 및 유동 성능 상의 이유로 적용된다. 본 연구에서는 이러한 동익 오버랩을 적용하여 초음속 충동형 터빈의 성능향상을 극대화하기 위해 동익 오버랩에 대한 최적설계를 수행하였다.

최적설계결과, 동익 틱 간극으로 누설되는 유동이 기존모델에 비해 49.6% 줄어들었다. 그리고 틱 간극 사이의 누설유동이 줄어들고, 더 많은 유동이 터빈 익렬 유로로 유입됨에 따라 터빈에서 발생하는 비출력이 기존모델에 비해 12.4% 증가하였다. 정효율 또한 기존모델에 비하여 약 10.8%가 상승하였다. 하지만 기존모델이 비해 설계압력비에 근접함에 따라 빨라진 노즐 출구유동에 의한 강한 익렬 앞전 충격파, 동익 유입유동의 가속으로 인한 앞선 유동박리의 발생, 증가된 동익 표면적으로 인한 공력손실 증가, 주유동간의 혼합손실 증가 등으로 동익 내의 전압력 손실 또한 9.6% 증가하였다.

후 기

본 연구는 “학연협력강화사업 성과창출형 과제 : KARI-University Partnership Program” Development of System Integration Program for Liquid Rocket Engine(2009-09-성과-2)의 지원을 받아 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. 김진한, 홍순삼, 정은환, 최창호, 전성민, “30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 개발현황,” 한국추진공학회 2005년도 추계학술대회, 2005, pp.375-383
2. Stratford B. S. and Sansome G. E., "Theory and Tunnel Tests of Rotor Blades for Supersonic Turbines," Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, R.&M. No. 3275, 1962
3. Kalmykovi C. P., "Calculation of Gas dynamic and Geometric Parameters of Turbine," HYSA-99-S0001, 1999
4. Ovsyanikov, B. V., Borovsky, B. I., "Theory and Calculation of Liquid Propellant Rocket Engine Pumps," Mashinostroyenie, Moscow, 1986
5. Kurzrock, J. W., "Experimental Investigation of Supersonic Turbine Performance," 89-GT-238, Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, Toronto, Canada, 1989
6. Dorney, D. J., Griffin, L. W., Huber, F. W., Sondak, D. L., "Effects of endwall geometry and stacking on two-stage supersonic turbine performance," AIAA-2002-0078, 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, The United States, 2002
7. Van Leer, B., "Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme, V. A Second Order Sequel to Godunov's Method," Journal of Computational Physics, Vol. 32, 1979, pp. 101-136
8. Yakhot V. and Orszag S. A., "Renormalization Group Analysis of Turbulence. 1. Basic Theory," Journal of Science Computation, Vol. 1, 1986, pp.3-51
9. Moffitt, Thomas. P., "Design and experimental investigation of a single-stage turbine with a rotor entering relative Mach number of 2," NACA-RM-E58F20a, 1958
10. 조종재, 김귀순, 정은환, “속도 복합형 초음속 충동형 터빈의 동익 오버랩에 따른 성능특성”, 한국추진공학회지, 제15권, 제1호, 2011, pp.19-28
11. Iman, R. L., Davenport, J. M. and Zeigler, D. K., "Latin hypercube sampling (program user's guide)," OSTI 5571631, 1980
12. Myers, R. H. and Montgomery, D. C., "Response Surface Methodology - Process and Product Optimization Using Designed Experiments," John Wiley & Sons, New York, 1995