

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2014.18.1.033>

## 초음속 충동형 터빈 성능개선을 위한 동익 오버랩 최적설계

조종재<sup>a</sup> · 신봉근<sup>a</sup> · 김귀순<sup>b,\*</sup> · 정은환<sup>c</sup>

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

Jongjae Cho<sup>a</sup> · Bong Gun Shin<sup>a</sup> · Kuisoon Kim<sup>b,\*</sup> · Eunhwan Jeong<sup>c</sup>

<sup>a</sup>Advanced Technology Center, Samsung Techwin, Korea

<sup>b</sup>Department of Aerospace Engineering, Pusan National University, Korea

<sup>c</sup>Turbopump Group, Korea Aerospace Research Institute, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [kuskim@pusan.ac.kr](mailto:kuskim@pusan.ac.kr)

#### ABSTRACT

In a supersonic turbine, A rotor overlap technique reduced the chance of choking in the rotor passage, and made the design pressure ratio satisfied. However, the technique also made additional losses, like a pumping loss, expansion loss, etc. Therefore, an approximate optimization technique was applied to find the optimal shape of overlap which maximizes the improvement of the turbine performance. The design variables were shape factors of a rotor overlap. An optimal design for rotor overlap reduces leakage mass flow rate at tip clearance by about 50% and increases about 4% of total-static efficiency compared with the base model. It was found that the most effective design variable is the tip overlap and that the hub overlap size is the lowest.

#### 초 록

초음속 터빈에서는 동익 유로에서의 질식 가능성을 줄이며, 설계 압력비를 구현할 수 있도록 한다. 하지만 동익 오버랩을 적용하면, 펌핑손실, 확산손실 등의 추가적인 손실이 동반된다. 따라서 터빈성능을 극대화하기 위한 최적 오버랩 형상을 찾기 위해 근사최적화 기법을 적용하였다. 설계변수는 동익 오버랩의 형상변수이다. 최적설계 결과, 기준모델 대비 팁 누설유량은 약 50% 감소하였으며, 정효율은 약 4% 증가하였다. 팁 오버랩 크기가 성능에 미치는 영향이 크게 나타난 반면, 허브 오버랩 크기가 성능에 미치는 영향은 작게 나타났다.

Key Words: Turbo Pump(터보 펌프), Supersonic Turbine(초음속 터빈), Rotor Overlap(동익 오버랩), Approximate Optimization(근사 최적화)

Received 30 November 2012 / Revised 26 December 2013 / Accepted 3 January 2014  
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers  
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 / <http://journal.kspe.org>

[이 논문은 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회(2012. 11. 22-23, 여수 디오션리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

c : velocity

M	: Mach number
zh	: nozzle exit height
P	: pressure
PR	: turbine pressure ratio ( $P_{T,IN}/P_{S,OUT}$ )
U	: rotational speed
$\rho$	: density
$\delta$	: rotor overlap height
X	: rotor divergence angle
$\eta$	: isentropic efficiency

## 1. 서 론

터보펌프를 구동하는 터빈은 낮은 효율에도 불구하고 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(Choking) 가능성을 줄이고, 층동형 초음속 터빈의 설계압력비 구현하며, 초음속 유동의 직진성에 따른 유로를 확보하는데 도움을 준다[2]. 하지만 터빈의 동익에 적용되는 오버랩에 의해 정체유동 영역이 늘어나므로 추가적인 펌핑손실이 발생하며, 오버랩 영역으로 노즐 또는 정익의 출구 유동이 확산됨에 따라 확산손실 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 혼합됨에 따라 추가적인 손실이 발생되며, 오버랩의 크기가 증가할수록 커짐을 실험을 통해 확인하였다. 그러나 Stratford[2]의 실

험결과는 팁 간극이 고려되지 않은 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. 하지만, 이러한 경험값은 초음속 축대칭 노즐에 한정되며, 설계하는 터빈의 설계 조건에 따라 다른 특성을 나타내므로 보편적으로 적용하기에는 어려운 점이 있다. 따라서 초음속 축대칭 노즐이 아닌 다른 형태의 노즐에 Kalmykovi[3]의 설계 보고서에서 언급하고 있는 오버랩의 크기를 일반적으로 적용하기에는 무리가 따른다.

초음속 터빈 노즐의 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, 노즐 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 압축과가 아랫벽면(Hub)에는 팽창과가 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 층동형 터빈에 사각 단면을 갖는 직선형 노즐을 채용하였다.

본 연구에서는 축대칭 노즐이 아닌 사각 단면을 갖는 직선형 노즐을 적용한 초음속 층동형 터빈의 성능향상을 위해 동익 오버랩에 대한 최적설계를 수행하였다. 최적화 과정을 효율성을 위해 근사최적설계(Approximate Optimization) 기법을 사용하였다. 최적설계 상용 프로그램인 iSIGHT™(Engineous Software Inc.)[7]를 최적화 과정에 이용하였으며, 형상 모델링 및 격자생성

은 상용 프로그램인 Gambit™ (Fluent Inc.)[8]을 사용하였다. 유동해석은 상용 프로그램인 FLUENT™ (Fluent Inc.)[9]를 이용하였다. 그리고 최적설계 시간 단축을 위해 해석형상 및 격자생성 등의 전처리 과정과 해석수행, 결과정리 등의 후처리 과정이 순서에 따라 자동적으로 수행될 수 있도록 하였다. 이를 위해 Gambit™[8]과 FLUENT™[9]의 스크립트 명령을 이용한 Fortran 프로그램을 별도로 작성하였다.

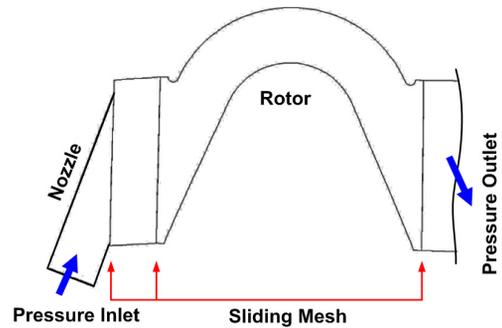


Fig. 1 Computational domain.

2. 계산 조건

2.1 터빈제원

터보펌프 구동용 속도복합형(Velocity Compounded) 2단형 초음속 터빈의 1단을 본 연구에 사용하였으며, Fig. 1과 같이 1개의 노즐 영역과 1개의 동익 영역으로 구성되어있다. 동익은 익단에서의 누설손실을 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)기법[9]을 사용하였다.

계산에서는 상용 유동해석 프로그램인 FLUENT™를 사용하였다. 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식 해법을 이용하였으며, 3차의 공간 정확도를 갖는 MUSCL기법[10]을 적용하였다. 그리고 난류 처리를 위해 재순환유동 및 박리유동의 예측성능이 뛰어난 것으로 보고되고 있는 2방정식 모델인 RNG k-ε모델[11]을 사용하였으며, 벽면에서는 비평형벽함수(None-equilibrium Wall Function)기법을 적용하였다. 계산에 사용된 형상(노즐 1개, 동익 유로 1개)의 총 격자수는 약 37만개로 격자 의존도를 검증한 원형상(노즐 1개, 1단 동익 유로 4개, 2단 정익 유로 4개, 2단 동익 유로 5개)의 총 격자수 170만개 대비

Table 1. Operating conditions.

	Exp.[12]	Present Work
U/C <sub>ad</sub>	0.13	0.17
rpm	9453	6148
PR	30.0	18.3
M <sub>NO1</sub>	2.4	2.33
M <sub>W,RI</sub>	2.0	1.95

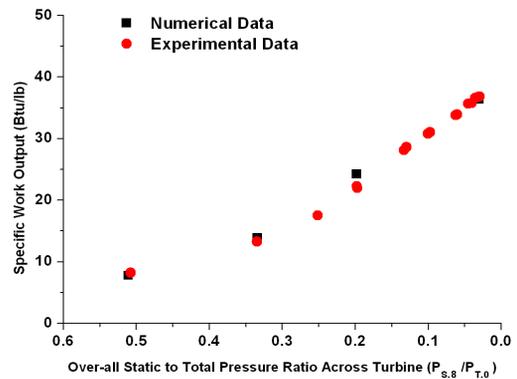


Fig. 2 Specific work output distributions with turbine pressure ratio (exp, data [12]).

유로 당 격자수가 1.5배정도 더 소요되었다.

본 전산해석에 사용된 FLUENT™를 검증하기 위해 Moffitt[12]가 실험한, 동익 입구 상대마하수가 2인 1단형 초음속 터빈에 대해 실험결과와 전산해석결과를 비교하였다. 본 연구에 사용된 터빈의 운용조건과 Moffitt[12]의 실험조건은 Table 1과 같다. Fig. 2는 터빈 압력비에 따른 비

출력을 나타낸 그래프이다. 전산해석결과와 실험 결과가 유사한 경향을 나타내고 있으며, 터빈 설계점인 터빈 압력비 0.03에서 실험에 의해 측정된 비출력값과 전산해석 통해 예측된 값의 차이는 1.2%로, Moffitt[12]의 실험결과와 전산해석한 결과가 서로 비교적 잘 맞는 것으로 판단된다.

### 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[13] 방법을 이용하였으며, 총 44개의 샘플점을 선정하였다. 인텔 코어 i7 프로세서를 사용하여 계산한 결과, 샘플점 하나당 약 420분이 소요되었다. 근사해석모델 기법으로는 널리 사용되고 있는 반응표면모델기법(Response Surface Model)[14]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, 수정결정계수 값이 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. 3과 같은 설계변수를 적용하였다. 설계변수의 개수를 최소화하여 최적설계과정에서의 소요 시간을 줄이기 위해 총 4개의 설계변수를 사용하였다. 선택된 설계변수는 동익 익근 및 익단의

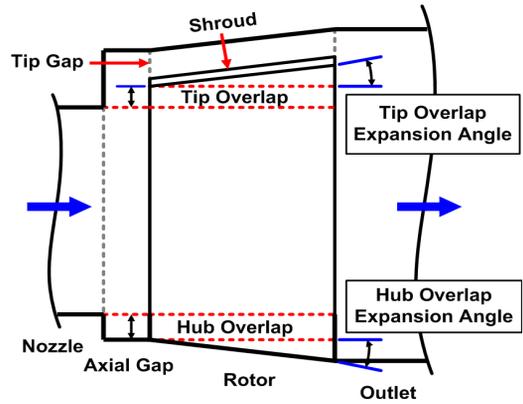


Fig. 3 Geometric design parameters for optimization.

오버랩 높이( $\delta_{hub}$ ,  $\delta_{tip}$ )와 익근 및 익단 오버랩의 확산각( $X_{tip}$ ,  $X_{hub}$ )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. 팁 간극은 오버랩 크기에 상관없이 동일하게 설정하였다. 최적화의 목적함수는 Eq. 2와 같이 질량가중평균(Mass-weighted Average)된 정효율( $\eta_{ts}$ , Total to Static Efficiency)을 최대화하는 것이다.

Subject to

$$\begin{aligned} 0.0\% \leq \frac{\delta_{tip}}{zh} \times 100, \frac{\delta_{hub}}{zh} \times 100 \leq 10.0\% \\ 0.0^\circ \leq X_{tip}, X_{hub} \leq 10.0^\circ \end{aligned} \quad (1)$$

Maximize

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

### 3. 계산 결과

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 2에 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 알 수 있다. 동익 익단 오버랩의 영향이 익근의 오버랩보다 크게 나타나는 것을 볼 수 있는데, 이는 기존의 연구결과와도 부합된다[15].

Fig. 4는 팁 간극 누설량에 따른 각 터빈 성능 인자들의 특성을 실험점의 분포와 이에 대한 추세선을 최소화승법을 이용하여 2차 다항식으로 나타내었다. 왼쪽으로부터 정효율, 전압력 손실계수, 비출력을 나타낸다. 정효율의 경우, 팁 간극 누설량이 감소할수록 팁 간극 누설손실이 줄어들어 정효율이 증가한다. 전압력 손실계수는 팁 간극 누설량이 감소할수록 동익 주유로로 유입되는 팁 간극 누설유량이 많아짐에 따라 유속이 증가하고, 이에 따라 전압력 손실계수는 최대값을 가지며 증가하는 추세가 나타난다. 반면에, 비출력의 경우에는 팁 간극 누설량이 감소할수록 팁 간극 누설유동이 동익의 주유로로 유입됨에 따라 가용에너지가 증가하여 비출력이 증가한다.

Fig. 5는 목적함수(정효율)에 대한 영향도가 가장 큰 설계변수(동익 익단 오버랩 높이)와 정효율, 비출력 간의 상관관계를 나타낸 그래프이다. 동익 익단 오버랩 높이가 커짐에 따라 정효율과 비출력이 증가하며, 동익 익단 오버랩 높이가 약 8%인 지점에서 최대값을 갖는다.

Fig. 6은 기준모델과 최적설계모델의 동익 오버랩의 형상이며, Fig. 7은 각 모델 동익 오버랩에 따른 터빈 내부의 유선을 나타낸 결과이다. Fig. 7의 왼쪽 형상은 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 팁 간극 사이로 유동이 누설된다. 노즐 출구의 유동량은 발생하는 터빈의 출력과 직결되므로, 이와 같은 누설유동은 터빈의 출력 감소로 이어진다. 그

Table 2. Influence of design variables on objective functions(%).

	$\delta_{tip}/zh$	$\delta_{hub}/zh$	$\chi_{tip}$	$\chi_{hub}$
$\eta_{ts}$	45.0	8.4	20.8	25.7

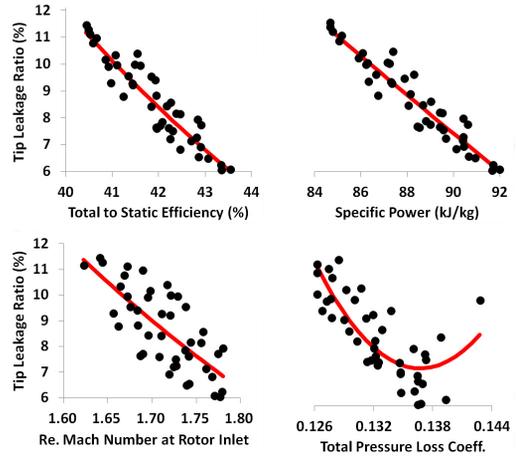


Fig. 4 Performance characteristics with tip leakage ratio.

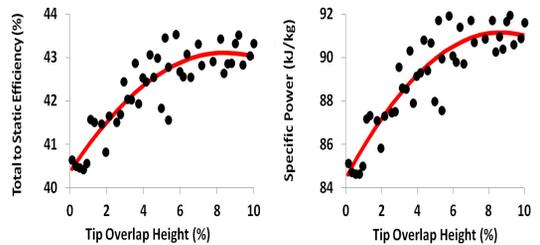


Fig. 5 Performance characteristics with tip overlap height.

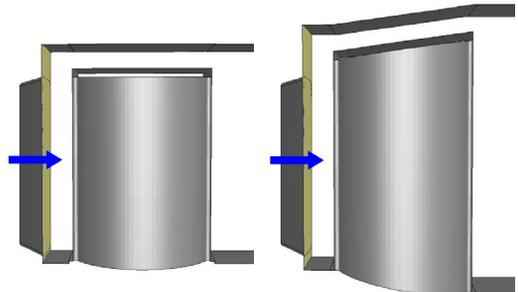


Fig. 6 Supersonic impulse turbine shape (left: baseline case, right: optimized case).

리고 동익 익단 출구 부근 유로에서 강한 2차 유동이 발생하는 것을 볼 수 있다. Fig. 7의 오른쪽 형상은 최적설계된 동익 오버랩을 적용한 경우로, 이 역시 노즐 출구 유동이 축 간극사이에서 확산되는 것을 확인할 수 있다. 하지만, 오버랩에 의한 영향으로 기준모델에 비해 적은 양이 틱 간극으로 누설되는 것을 볼 수 있다. 또한, 동익 유로가 확산되면서 동익 익단 출구 부근의 유로에서 발생한 2차 유동의 영역이 기준모델보다 줄어든 것을 알 수 있다.

Table 3은 기준모델과 최적설계모델의 동익 틱 간극 사이에서의 누설유동량을 나타낸 것이다. 오버랩을 적용하지 않은 기준모델의 경우는 동익으로 유입되는 전체 질량유량의 12.09%가 누설되며, 최적설계모델의 경우는 전체 질량유량의 6.09%가 누설된다. 이는 기준모델에 비해 틱 간극으로 누설되는 유동이 49.6% 줄어든 결과이다. 그리고 틱 간극의 누설유동이 줄어들고 상대적으로 동익 유로 쪽으로 많이 유입됨에 따라 터빈의 출력 상승효과를 예상할 수 있다.

Fig. 8은 노즐 확산부 끝단(NO1), 노즐 출구(NO2), 동익 입구(RI), 동익 출구(RO) 및 터빈 출구(O)에서의 질유량 평균된 정압력(Fig. 8(a)), 마하수(Fig. 8(b)) 결과이다. 정압력의 경우, 노즐 출구에서 상대적으로 큰 차이를 보인다. 이는 오버랩으로 노즐 출구 영역이 증가함에 따라 노즐 출구에서 유동이 기준모델에 비해 더 많이 팽창하여 나타난 결과이다. 최적설계모델의 경우, 기준모델에 비해 정압력이 약 26% 정도 낮게 나타난다. 본 초음속 터빈은 충동형으로 설계되었으므로 동익 유로내에서 정압력의 변화가 없어야 되지만, 두 경우 모두 동익 입·출구에서 약간의 정압력차이가 보인다. 하지만, 최적설계모델은 기준모델에 비해 그 차이가 작게 발생하는 것을 볼 수 있다. 그리고 Fig. 8(b)에서 볼 수 있듯이, 최적설계모델의 경우, 노즐 출구에서의 마하수가 기준모델에 비해 크게 나타남으로 비출력이 증가할 것으로 판단된다. 또한 동익 출구에서의 절대마하수도 기준모델에 비해 작게 나타남에 따라 정효율 역시 증가할 것으로 예상된다.

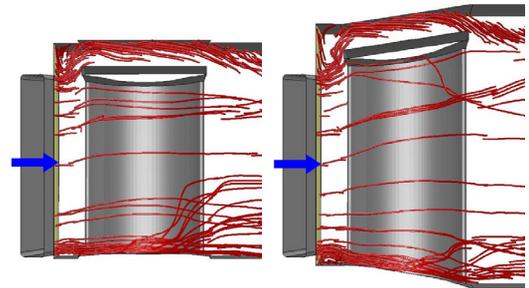
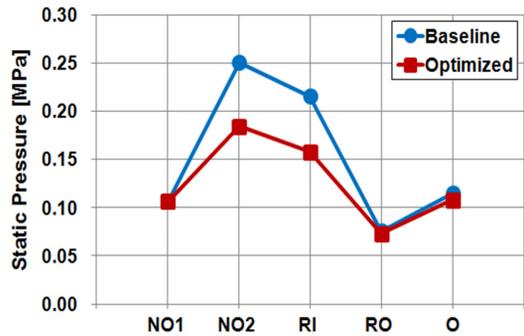


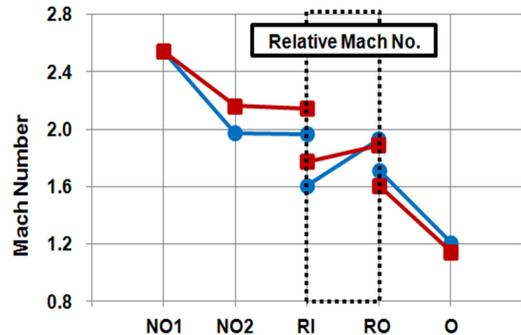
Fig. 7 Pathlines around rotor (left: baseline case, right: optimized case).

Table 3. Rotor tip leakage mass flow rate.

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



(a) Static pressure at each section



(b) Mach number at each section

Fig. 8 Flow properties at each section.

Fig. 9는 동익의 성능 비교를 위해 동익 50% Span에서의 등엔트로피 마하수를 나타낸 그래프이다. 최적설계모델의 경우, 동익의 후방부 흡입면에서 기존모델에 비해 높은 등엔트로피 마하수를 보인다. 기존모델은 흡입면에서의 유동박리가 Chord의 약 30% 지점에서 작게 발생하나, 최적설계모델은 기존모델 대비 높은 유속으로 인해 Chord 약 35% 지점의 흡입면 변곡점에서 과대팽창하여 크게 발생한다. 동익 오버랩과 함께 익형에 대한 최적설계도 같이 이루어진다면 조금 더 터빈의 성능을 향상시킬 수 있을 것으로 판단된다.

Fig. 10은 동익의 높이가 50%인 단면의 절대 마하수를 나타낸 것이다. Fig. 10(a)는 기존모델의 경우로 노즐 출구단에서 노즐 출구유동의 과대팽창으로 경사충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 그리고 노즐 출구유동이 무딘 익철 앞전에 이르러 궁형 충격파(Bow Shock)가 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 익철 입구를 지난 유동은 압력면(Pressure Surface)에서 압축파(Compression Wave)에 의해 감속되고 흡입면(Suction Surface)에서는 팽창파(Expansion Wave)에 의해 가속된다. 약 30% Chord 지점에서 흡입면의 가속된 유동은 급격한 유동방향 전환에 의해 유동박리가 발생하며, 약 80% Chord 지점에서 재부착되는 것을 확인할 수 있다. 익철 뒷전에서는 후류(Wake)와 어미형(Fish Tail Shock)이 나타나는 것을 볼 수 있다. Fig. 10(b)는 최적설계모델의 경우로 오버랩에 의해 충분한 동익 유로가 확보되고, 기존모델에 비해 설계압력비에 조금 더 근접하게 됨에 따라 노즐 출구유동이 Fig. 10(a)에 비해 더 많이 가속되는 것을 알 수 있다. 따라서 익철의 앞전에 발생하는 궁형 충격파의 강도 역시 강하게 나타나며, 동익 유입유동의 속도가 증가함에 따라 흡입면에서 발생하는 유동박리가 Fig. 10(a)에 비해 크게 발생한다. 박리된 유동은 약 80% Chord 지점에서 재부착되는 것을 확인할 수 있다.

Table 4는 각 오버랩에 따른 비출력(Specific Work), 터빈에서의 정효율, 그리고 동익 유로 내에서의 전압력 손실을 나타낸 것이다. Table 4에서 알 수 있듯이 최적설계된 동익 오버랩의

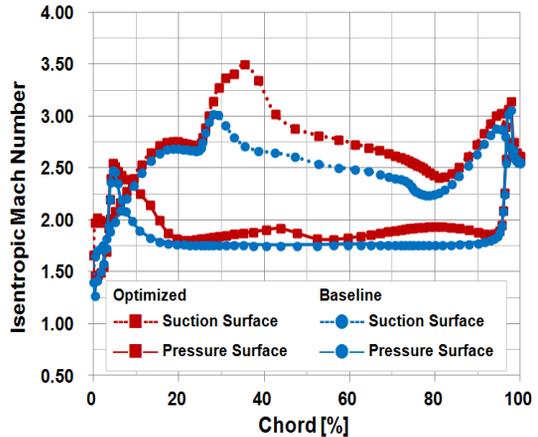


Fig. 9 Isentropic mach number at 50% span.



(a) Baseline case



(b) Optimized case

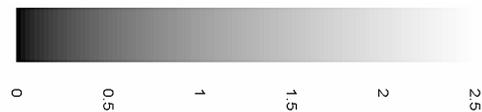


Fig. 10 Contours of absolute mach number.

Table 4. 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

적용으로 팁 간극 사이의 누설유동이 줄어들고, 더 많은 유동이 터빈 익렬 유로로 유입됨에 따라 터빈에서 발생하는 비출력이 기준모델 대비 12.4% 증가하였다. 또한 오버랩에 의한 노즐 출구면적 증가로 인한 노즐 출구유속 증가 또한 터빈 비출력 상승에 기여하였다. 정효율은 역시 최적설계모델의 경우가 기준모델에 비하여 약 10.8%가 상승하였으며, 정효율에서 손실로 간주되는 동익 출구유동의 모멘텀 역시 최적설계모델이 작게 나타났다. 하지만 기준모델에 비해 설계 압력비에 근접함에 따라 빨라진 노즐 출구유동에 의한 강한 익렬 앞전 충격과, 동익 입구 상대 마하수의 증가로 인한 강한 유동박리 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 익단 오버랩의 높이가 정효율의 변화에 미치는 영향이 가장 크게 나타났으며, 그 다음으로 동익 익근 오버랩 확산각의 영향이 크게 나타났다. 그리고 상대적으로 동익 익근 오버랩 높이의 영향은 크게 나타나지 않았

다. 동익 팁 간극으로 누설되는 유동은 기존모델에 비해 49.6% 줄어들었으며, 팁 누설유동이 줄어들어 터빈에서 발생하는 비출력이 기준모델에 비해 12.4% 증가하였다. 그리고 오버랩에 의한 노즐 출구면적 증가로 인한 노즐 출구유속 증가 또한 터빈 비출력 상승에 기여하였다. 정효율은 최적설계모델이 기준모델에 비하여 약 10.8%가 상승하였으며, 정효율에서 손실로 간주되는 동익 출구유동의 모멘텀 역시 최적설계모델이 작게 나타났다. 하지만 기준모델에 비해 설계 압력비에 근접함에 따라 빨라진 노즐 출구유동에 의한 강한 익렬 앞전 충격과, 동익 입구 상대 마하수 증가로 인한 강한 유동박리 발생, 증가된 동익 표면적으로 인한 공력손실 증가, 주유동간의 혼합손실 증가 등으로 동익 내의 전압력 손실 또한 9.6% 증가하였다.

차후, 동익 오버랩과 익형에 대한 최적설계를 함께 진행한다면 터빈 성능을 조금 더 개선시킬 수 있을 것으로 기대된다.

#### References

1. Kim, J.H., Hong, S.S., Jeong, E.H., Choi, C.H., and Jeon, S.M., "Development Status of a Turbopump for 30-ton Thrust Level of Engine," 2005 the Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference, pp. 375-383, 2005.
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. and 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., and 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. iSIGHT Designer's Guide, Version FD 3.1, Engineous Software, Inc., 2008.
  8. Gambit Modeling Guide, Fluent Inc., 2004.
  9. Fluent User's Guide, Fluent, Inc., 2006.
  10. Van Leer, B., "Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme, V. A Second Order Sequel to Godunov's Method," *Journal of Computational Physics*, Vol. 32, pp. 101-136, 1979.
  11. Yakhot V. and Orszag S.A., "Renormalization Group Analysis of Turbulence. 1. Basic Theory," *Journal of Science Computation*, Vol. 1, pp. 3-51, 1986.
  12. Moffitt, T.P., "Design and Experimental Investigation of a Single-stage Turbine with a Rotor Entering Relative Mach number of 2," NACA-RM-E58F20a, 1958.
  13. Iman, R.L., Davenport, J.M., and Zeigler, D.K., "Latin Hypercube Sampling (Program User's Guide)," OSTI 5571631, 1980.
  14. Myers, R.H. and Montgomery, D.C., "Response Surface Methodology - Process and Product Optimization Using Designed Experiments," *John Wiley & Sons, New York*, 1995.
  15. Cho, J.J., Kim, K.S., and Jeong, E.H., "Performance Characteristics of Velocity Compound Supersonic Impulse Turbine with the Rotor Overlaps," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 15, No. 1, pp. 19-28, 2011.