

## 소형 축류 공압 터빈 공력 설계 및 수치 해석

박 수 영<sup>1</sup>, 백 제 현<sup>\*2</sup>

### AERODYNAMIC DESIGN AND NUMERICAL ANALYSIS OF AN SMALL SIZE AXIAL AIR TURBINE

S.Y. Park<sup>1</sup> and J. H. Baek<sup>\*2</sup>

*Air Starter motors are used for the start of medium-speed diesel engine. One of the main part of air starting motors is the axial turbine stage. In this study, design of 1-stage axial type turbine for 14kw class air starter motors has been performed. The turbine blade was designed based on mean-line analysis. 1-D design calculation and numerical analysis with CFD were conducted iteratively. The validation between 1-D design method and numerical analysis for axial clearance has been performed. It revealed that there is optimum axial clearance of turbine design.*

**Key words :** 축류 터빈(Axial Turbine), 공력 설계(Aerodynamic Design), 에어 스타터(Air Starter Motors), 전산유체역학(CFD)

### 1. 서 론

대형 선박의 발전기관 및 육상용 발전기관인 가스엔진을 시동하는 방법은 전기 모터에 의한 시동과 에어 스타터(Air Starter Motor)에 의한 방법으로 나눌 수 있다. 이 중 에어 스타터는 전기 모터에 비하여 중량 대비 출력의 비가 크고, 엔진의 종류와 크기에 따라 달라지지만 구조가 단순하고 운동부분이 제한적이기 때문에 현재의 디젤엔진에서는 대부분 에어스타터를 사용하고 있다. 중형 디젤 엔진은 이렇게 에어 스타터에 작동 유체인 고압의 압축 공기를 유입시켜 터빈 블레이드를 회전시킴으로써 엔진을 시동하게 된다.

축류 공압 터빈은 고압의 작동 유체가 축 방향으로 움직임과 동시에 흐름의 각도를 변경하면서 에너지를 발생시키는 터빈을 말한다. 이러한 축류 공압 터빈은 사용 목

적에 따라 크게 반동형 터빈(Reaction turbine)과 충동형 터빈(Impulse turbine)으로 나눌 수 있는데, 에어 스타터에 적용되는 축류 공압 터빈의 경우 터빈의 단단 부하를 극대화 시킬 필요가 있으므로 충동형 터빈이 적합하다. 또한, 출력 요구 조건에 따라서 1단 혹은 2단 터빈으로 구성되어 질 수 있고, 2단 터빈의 경우에는 다시 고압가스의 팽창이 1단 노즐에서 이루어지게 하는 속도 복합형(Velocity-Compounded) 터빈과 2열 노즐에서 순차적으로 이루어질 수 있도록 하는 압력 복합형(Pressure-Compounded) 터빈으로 나눌 수 있다. 본 연구에서는 1단 충동형 터빈 블레이드에 초점을 맞춘 설계를 수행하고, CFX를 이용하여 1차원 설계 결과와 3차원 유동장 해석 결과를 비교하였다.

### 2. 본 론

#### 2.1 공력 설계

축류 공압 터빈의 기본 설계는 주어진 설계 조건으로부터 터빈 블레이드의 형상을 결정하는 것으로 기본 형상

<sup>1</sup> 포항공과대학교 기계공학과 대학원

<sup>2</sup> 종신회원, 포항공과대학교 기계공학과

\* TEL : 054) 279-2168

\* Corresponding author, E-mail: jhbaek@postech.ac.kr



선정은 터빈의 크기와 사용 조건에 부합하는 손실 모델과 경험식을 토대로 평균반경해석(Mean-line Analysis)을 수행하고 이에 따라 터빈 각 부분에서의 열역학적인 물성을 결정하고 노즐과 로터 블레이드의 수를 결정하는 것을 말한다.

14KW급 소형 축류 공압 터빈의 개발을 위한 터빈 설계 사양을 도출하였으며 Table. 1에 터빈부의 설계 사양을 요약하였다.

본 연구에서 개발하고자 하는 터빈은 평균 반경에 비해 텁과 허브의 반경의 차이가 크지 않기 때문에 평균 반경에서의 해석을 적용하였다. Fig. 1의 속도 삼각형을 이용하여 노즐 블레이드에서의 입구, 출구에서의 절대 유동 각 (absolute flow angle,  $\alpha$ )과 상대 유동 각(relative flow angle,  $\beta$ )을 결정하였다.

터빈의 단수(Stage)는 일반적으로 터빈 시스템 단수 증가에 따른 제작비용 증가, 무게 등을 고려하여 선정하지만, 터빈 설계조건에서의 출력과 유량 그리고 회전수 등을 고려하여 1단으로 선정하였다. 터빈 블레이드의 크기는 블레이드 부의 가장 큰 구조적인 영향을 미치는 원심응력을 고려하여 텁(Tip)과 허브(Hub) 부의 반경을 결정하였다. 이 때 사용된 원심응력 관계식은 다음과 같다.

$$\frac{\sigma_c}{\rho_m} = \frac{KU_t^2}{2} \left[ 1 - \left( \frac{r_h}{r_t} \right)^2 \right] \quad (1)$$

여기서  $\sigma_c$ 는 최대 인장강도( $kg/m^2$ ),  $\rho_m$ 은 터빈 블레이드의 밀도( $kg/m^3$ ),  $K$ 는 테이퍼 계수(taper factor),  $U_t$ 는 블레이드 텁 부분에서의 속도(m/s)를 말한다.

## 2.2 블레이드 형상 설계

Table. 1 Design point

contents	unit	specifications
Stages		1
Power	kw	14.5
Mass flow	kg/s	0.4
Rotational speed	rpm	16500
Total pressure	kPa	800.5
Total temperature	K	293.6
Mean radius	m	0.0594

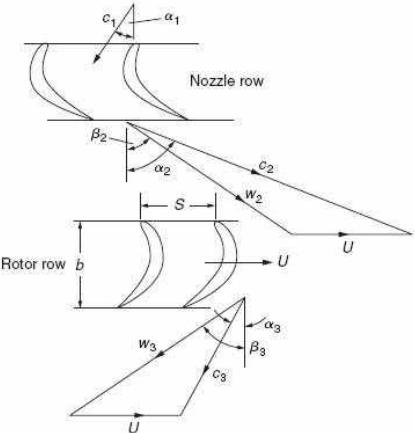


Fig. 1 Turbine stage velocity diagram[1]

본 연구에서는 Eleven parameter[2]를 이용하여 블레이드 형상을 구현하였다. 각각의 설계 변수에 의한 영향은 터빈 해석 결과와 함께 1차원 설계 - 유동 장 해석 - 1차원 설계 과정을 반복적으로 수행함에 따라 최적의 성능을 내는 변수 값을 사용하였다. Table. 2에는 터빈의 설계변수를 나타내고 있다.

## 2.3 격자 및 계산 조건

이상으로 터빈 기본 공력 설계와 블레이드 형상 설계 과정을 거쳐 3차원 유동 장을 해석하였다. 해석에 사용된 격자는 Fig. 2와 같다.

노즐 블레이드의 Leading edge 근방에는 H-type, 그리고 Trailing edge 주변에는 J-type의 격자 구조가 사용되었고, 블레이드 주변에는 O-grid를 적용하였다. 로터 블레이드 격자 생성 시 격자의 비틀림(skewness)을 방지하기

Table. 2 Design Variable of nozzle and rotor

	Nozzle	Rotor
Number of Blades	15	39
Hub-tip Ratio	0.948	0.955
Mean Radius[mm]	59.4	59.15
Axial Chord[mm]	13.42	12.68
Chord[mm]	24.7	12.68
Blade Height[mm]	3.2	2.7
Tip Clearance[mm]	-	0.5
Inlet Angle[°]	0	-65
Exit Angle[°]	-76	65

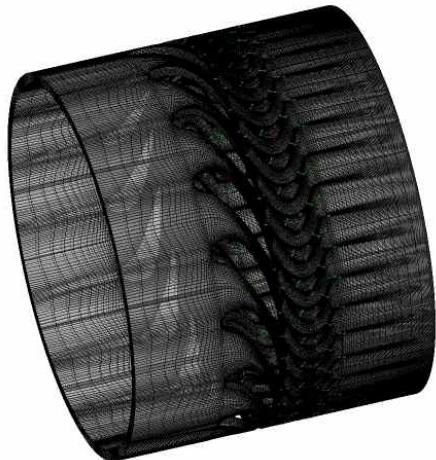


Fig. 2 Computational domain for 1-stage turbine

위하여 Multi-block grid system을 적용하여 Upstream과 Downstream, 두 영역으로 나누어서 격자를 형성하였다. 격자 형성에 사용된 격자수는 노즐 100만개, 로터 210만개로 총 약 310만개의 격자로 구성되었다. 또한, 로터의 Tip 부근에서의 유동 장을 정확히 예측하기 위해서 Tip clearance를 0.5mm 부여하였다. Fig. 3은 노즐과 로터 경계면에서의 격자를 보여주는데, 로터의 leading edge 형상이 평평(flat)한 형상으로 되어 있고, Axial gap이 아주 작은 구조로 되어 있어 경계면과 로터 블레이드 Leading edge 사이에 격자를 촘촘하게 구성하면 해석상의 불확실성이 증가되는 문제점이 관찰 되었다.

수치 해석에 사용된 난류 모델은 k-w 계열의 SST(Shear Stress Transport) 난류 모델을 사용하였다. 그리고 노즐과 로터의 경계면에는 'Frozen rotor' 기법을 사용하였고, 벽함수로는 No-slip condition이 적용되었다.

Table. 3 Analysis conditions for flow computation

Analysis Type	Steady state
Turbulence model	SST model
Working fluid	Air ideal gas
Inlet condition	$P_{total} = 800.5 \text{ kPa}$ $T_{total} = 293.6 \text{ K}$
Outlet condition	$P_{static} = 299.3 \text{ kPa}$
Reference pressure	$P_{ref} = 0 \text{ atm}$
Wall boundary condition	No-slip condition

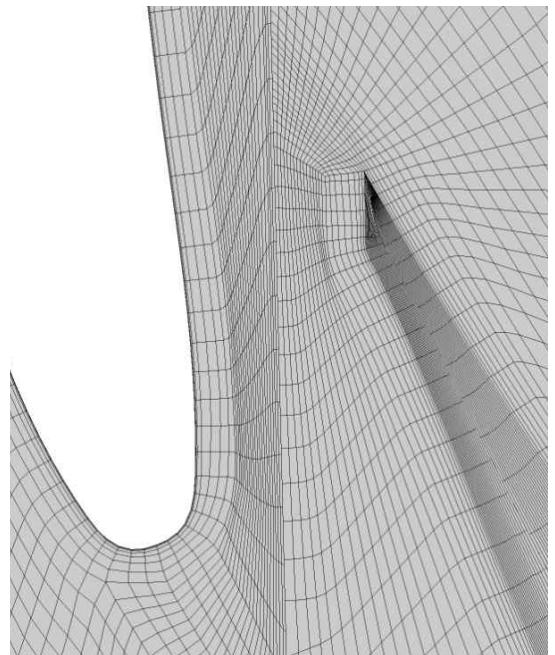


Fig. 3 Mesh details at interface plane

터빈 내부 유동은 먼저 터빈 입구로 유입된 고압의 압축공기가 노즐에 의하여 팽창하게 되고 팽창된 에너지만큼 속도 에너지로 전환되어 첫 번째 로터에 충돌하게 된다. 이렇게 노즐을 훌러나오는 저압, 고속의 공기가 동의 열에 충돌하여 회전 운동을 하게 된다.

### 3. 결과 및 검토

#### 3.1 1-D 설계 및 해석 값 비교

Fig. 4는 설계 점에서의 3차원 유선(stream line)을 나타낸다. 노즐 출구에서의 유동 각과 로터 입구에서의 유동 각은 1-D 설계 결과와 비교했을 때, 상당히 잘 일치하는 것을 확인할 수 있었다. Fig. 4의 streamline 분포를 보면 로터의 Tip 부분을 제외하고 블레이드 표면을 따라 비교적 원활하게 따라가고 있는 것을 알 수 있다. 또한, 노즐 출구, 로터 출구에서의 전압력(total pressure) 값과 전 온도(total temperature) 값은 만족할 만한 결과를 도출하였다.

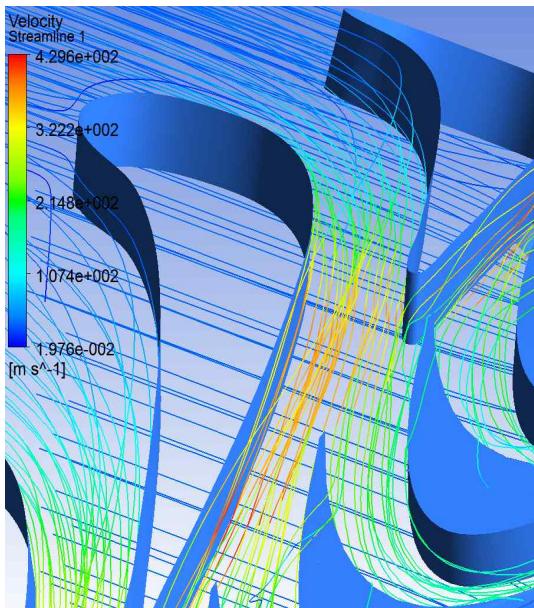
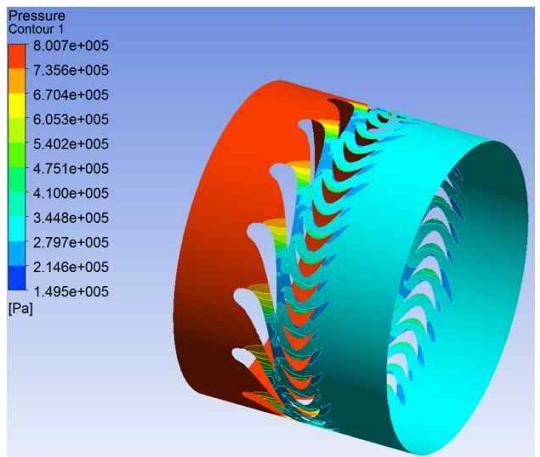
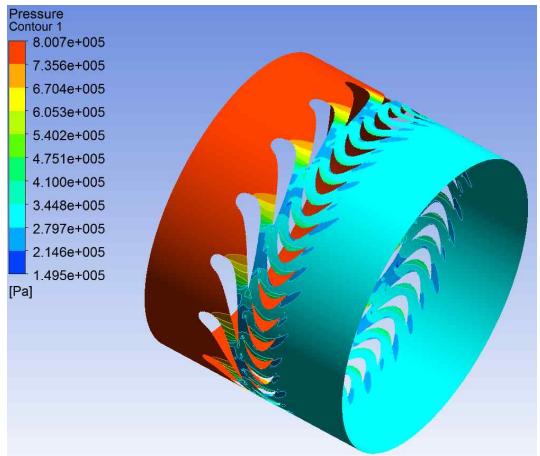


Fig. 4 Streamline distribution



(a) Axial Gap 0.9mm



(b) Axial Gap 1.2mm

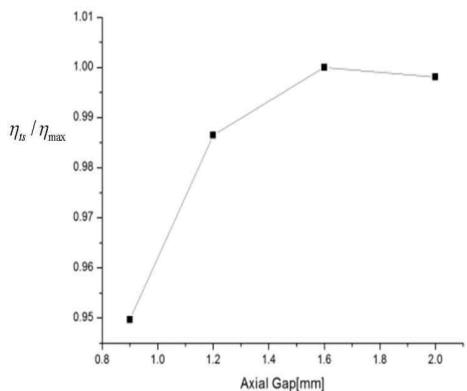
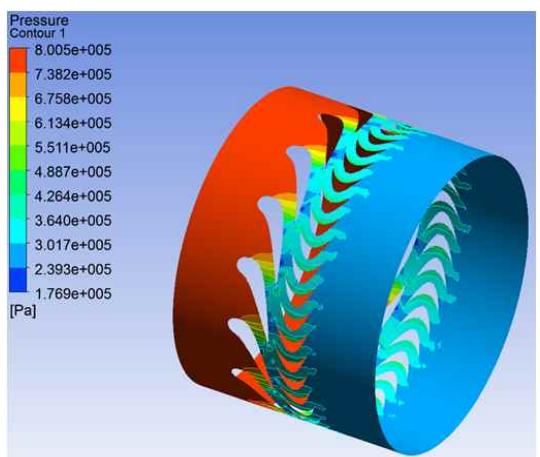


Fig. 5 Effect of Axial Gap

### 3.2 축 방향 간극에 따른 터빈 성능

터빈 설계에 있어 축 방향 간극을 정해주는 것은 중요한 인자 중의 하나로 최적의 효율을 나타내는 간극은 터빈의 종류, 작동 영역에 따라 다르기 때문에 정확한 값을 정해 주기가 쉽지 않다. 따라서, 본 연구에서는 nozzle과 rotor의 간극을 설계점인 1.6mm를 기준으로, 그 보다 적은 0.9mm, 1.2mm 그리고 설계점보다 간극이 큰 2.0mm에 대



(c) Axial Gap 1.6mm

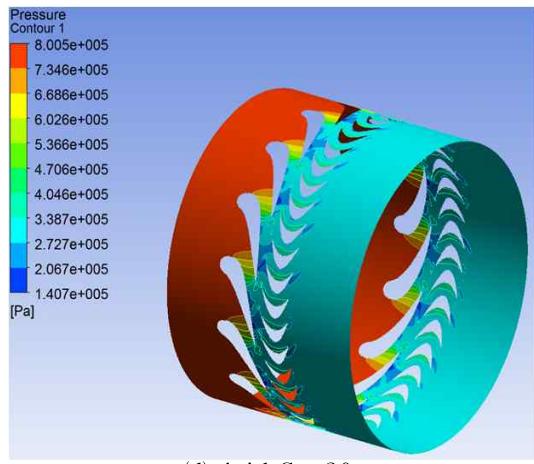


Fig. 6 Pressure contour at 50% span

하여 수치해석을 수행하였다. Fig. 5는 nozzle과 rotor의 간극에 따른 효율을 나타내고 있다. Fig. 5를 보면 축 방향 간극과 rotor 블레이드 높이의 약 50%가 되는 거리에서 효율이 최대점이 되는 것을 알 수 있다. 그 외에 축 방향 간극이 1.6mm보다 크거나, 작은 경우에는 오히려 효율이 감소하는 것을 관찰 할 수가 있는데, Fig. 6의 압력 분포를 보면 설계점인 축 방향 간극이 1.6mm일 경우일 때가 상대적으로 nozzle의 흡입면(Suction side)에서 유동 박리(separation)로 인한 rotor 블레이드에 미치는 영향이 가장 적은 것으로 나타났다. 반면에 축 방향 간극이 가장 작은 0.9mm의 경우, nozzle 끝단 부근의 박리로 인한 rotor 블레이드 흡입면의 대부분의 영역에 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 축 방향 간극이 0.9mm의 경우 nozzle과 rotor의 interaction이 가장 강하게 발생하여 효율을 감소를 가져오고 있다. 반면에 축 방향 간극이 가장 큰 2.0mm의 경우, nozzle의 흡입면 끝단 부근에서 후류(wake)가 강하게 발생하는 것을 관찰할 수가 있고 이런 후류(wake)의 발달로 인하여 rotor로 유입되는 유동에 영향을 미치게 된다.

#### 4. 결 론

에어 스타팅 모터에 적용되는 소형 축류 터빈의 공력설계를 수행하였다. 터빈을 설계하기 위하여 터빈 시스템에

서 요하는 출력조건 및 설계 유량, 회전수 조건에서 터빈의 단수 및 블레이드의 텁, 허브 직경을 결정하였다. 또한, 속도 삼각형의 조건에서 노즐과 rotor 블레이드의 입, 출구 각도를 결정하였다. 블레이드 형상을 구현한 후, ANSYS CFX를 통하여 3차원 유동 장 해석을 수행하고, 1차원 설계 - 3차원 유동 장 해석 - 1차원 설계의 반복적인 과정을 거쳐 설계의 비교, 검증을 하였다. 설계의 타당성을 검토하기 위해 nozzle과 rotor의 축 방향 간극에 따른 영향을 살펴보았으며, 그 결과 설계 점에서 가장 높은 최고 효율을 나타내는 것을 확인하였다. 본 연구를 기반으로 다양한 성능을 낼 수 있는 터빈의 설계가 가능할 것이며, 노즐과 rotor의 상호작용에 관한 손실 모델 확립 및 블레이드 형상의 최적화를 통해 보다 정확한 설계가 이루어져야 할 것이다.

#### 후 기

본 연구는 신흥정공(주)이 주관하는 가스엔진에 적용되는 고성능 에어 스타터 국산화 개발의 일환으로 수행되었으며, 관계자 여러분께 감사드립니다.

#### 참고문헌

- [1] 2005, S. L. Dixon, "Fluid Mechanics and Thermodynamics of Turbomachinery", pp. 95
- [2] 1985, L. J. Pritchard, "An Eleven Parameter Axial Turbine Airfoil Geometry Model", ASME 85-gt-219.
- [3] 1984, J.P. Gostelow, "Cascade aerodynamics", pp. 256~258.