

원심압축기의 성능에 미치는 형상변수들의 영향에 대한 수치적 연구

김진혁* · 김광용**

Numerical Study on Effects of Geometrical Variables on Performance of A Centrifugal Compressor

Jin-Hyuk, Kim*, Kwang-Yong, Kim**

Key Words : Centrifugal Compressor(원심압축기), Numerical Analysis(수치해석), Impeller(임펠러), Isentropic Efficiency(등엔트로피 효율), Blade(블레이드), Splitter(스플리터)

Abstract

In this paper, the effect of modification of geometric variables on the performance of a centrifugal compressor blade has been studied numerically. The compressor contains six main blades and six splitter blades. Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) equations with shear stress turbulence (SST) model are discretized by finite volume approximations and solved on hexahedral grids for flow analysis. The design variables from blade lean angle at tip and middle of the blade have been modified. The isentropic blade efficiency and pressure have been predicted with the variation of the variables. Frozen rotor simulation is performed and adiabatic wall condition has been used. One of the six blades of compressor has been used for simulation to reduce the computational load. Optimum number of meshes has been selected by grid-dependency test, and this is used for all the simulations with changing geometric variables. The detailed flow analysis results have been reported as well as the effects of the variables.

1. 서론

원심압축기는 높은 압력비와 소형 경량화가 가능하다는 이점 때문에 산업적으로 넓은 범위에 걸쳐 사용되고 있다. 최근 컴퓨터의 고성능화에 따라 많은 연구자들은 Reynolds averaged Navier-Stokes 방정식을 기반으로 하는 전산유체역학(CFD)을 사용하여 압축기나 송풍기와 같은 복잡한 터보기계의 수치해석 및 수치최적화 연구를 수행하고 있다. 전산유체역학은 삼차원 유동 해석결과로부터 압력 및 속도분포에 따른 유동구조를 쉽게 파악하여 공력성능을 예측케 함으로써 실험적 해석에 비해 시간과 경제적인 면에서 큰 이점이 있다.

원심압축기의 구성은 크게 인듀서(Inducer), 임펠러(Impeller), 디퓨저(Diffuser), 벌류트 케이싱(Volute Casing) 등으로 되어 있으며, 각각의 구성요소가 모두 압축기의 성능을 좌우하는 중요한 역할을 한다. 그러나 그 중 가장 중요한 요소는 인듀서 및 임펠러로 구성되는 회전차로, 이에 대한 연구는 많은 경험과 내부 유동장에 대한 포괄적인 이해가 요구된다.

Rodger와 Sapiro [1]는 각종 터보기계의 블레이드 및 베인의 공력 성능을 향상시키기 위하여 다양한 방법의 연구를 수행하였고, Krain 등[2]은 천음속 원심압축기 블레이드 내부의 형상에 따라

수직 충격과 또는 바우(bow) 충격과가 발생하며 각종 와류가 발생하여 매우 복잡한 유동장이 형성되고 있다는 사실을 알아내었다. Jang 등[3]은 축류압축기에서 여러 최적화방법을 도입하여 목적함수인 단열효율을 향상시켰으며, Bonaiuti 등[4]은 원심압축기의 임펠러를 유동해석과 함께 최적화 기법을 수행하여 효율을 향상시켰다.

한편, 블레이드의 설계변수인 중첩선(stack line)의 린(lean)을 이용한 연구로는 Seo 등[5]과 Jang 등[6]과 Lee 등[7]이 수행하였으며, 이들은 블레이드의 설계변수인 린이 다른 설계변수들보다 효율에 더 많은 영향을 끼치고, 송풍기나 압축기 내부에서의 축방향 속도성분을 스펜방향으로 균일화시키고 팁 와류를 감소하는 역할을 하며, 반경방향 속도성분의 구배를 변경시킴으로써 회전에 의한 블레이드 내부에서의 이차유동에 영향을 주고, 흡입면 허브 근처에서의 유동박리와 팁 영역에서의 누설와류를 약화시키는데 효과가 있음을 확인하였다.

본 연구에서는 터보차저에 중요한 역할을 하는 블레이드와 스플리터가 각 6개인 원심임펠러와 베인이 없는 디퓨저의 벌류트로 구성된 원심압축기를 대상으로 성능에 미치는 기하학적 변수들의 영향을 수치해석적 방법을 통해 분석하였다. 설계변수로는 임펠러 팁에서의 린과 50% 스펜에서의 린을 사용하였고, 설계변수의 변화에 따른 성능지표, 즉 효율의 변화를 반복적인 해석을 통해 평가하였다.

* 인하대학교 대학원 기계공학과, jinhyuk@inhaian.net

** 인하대학교 기계공학과, kykim@inha.ac.kr

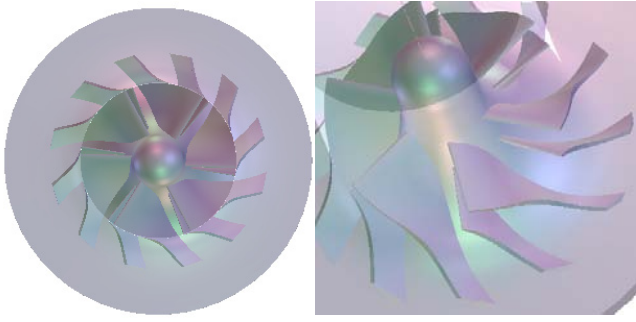


Fig. 1 Geometry of Centrifugal Impeller

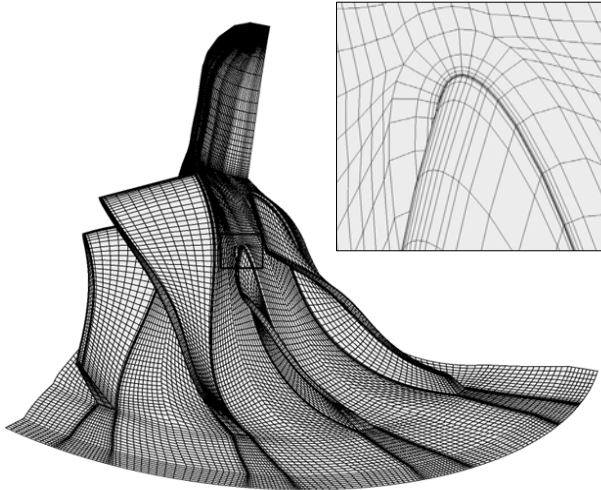


Fig. 2 Computational Grid of The Impeller

2. 유동 해석

2.1 원심압축기 형상 및 계산영역

본 연구에서는 Fig. 1에 나타난 바와 같이 티보차저에 쓰이는 원심압축기의 임펠러를 대상으로 하였다. Table 1에 주요 제원을 기입하였다. 실제 제품을 3차원 정밀측정을 통해 분석하여 얻어진 데이터를 이용하여 임펠러와 벌류트 케이싱을 포함한 전체의 원심압축기에 대하여 해석을 수행한 뒤, 실험결과와 비교를 하여 그 타당성을 입증하였으며, 본 연구에서는 임펠러만을 대상으로 해석을 수행하였다. 실제 실험과 동일한 해석을 위하여 허브 캡의 형상도 실제형상과 같이 동일하게 설계를 하였으며, 입구와 출구부분은 유동의 정확한 해석을 위하여 충분히 길게 여유를 주어 해석을 수행하였다.

계산시간의 단축을 위하여 유동장의 축 대칭성을 가정하고 주기조건을 사용하여 블레이드와 블레이드 사이의 한 개의 유로, 즉 단일유로에 대해서만 해석을 수행하였다. 이러한 단일유로의 해석 결과를 전체유로를 해석한 결과와 비교하여 그 타당성을 입증하였다.

2.2 계산격자

단일유로에 대하여 계산에 사용된 격자계는 보다 정확한 해석을 위하여 Fig. 2와 같이 육면체 격자계를 사용하여 구성하였다. 격자의 의존성을 제거하기 위한 격자의존성 테스트를 거친 후, 약 1.65×10^5 개의 격자점을 채택하였다.

Table 1 Design Specification of Centrifugal Compressor

Mass Flow	0.31752 kg/s
Rotational Speed	6814.21 rad/s
Total Pressure Ratio	2.2327
Total Temperature Ratio	1.2814
Input Power	26716 W
Tip Clearance of Shroud	0.5 mm
Number of Blade(Splitter)	6(6)
Impeller Outlet Radius	102.34 mm

Table 2 Condition for Numerical Calculation

Working Fluid	Air(Ideal Gas)
Rotational Speed	65071 rpm
Inlet	Total Pressure 1 atm
	Total Temperature 298 K
Outlet	Mass Flow(1 Passage)
Turbulent Closure	SST Model
Interface Area	Frozen-Rotor

2.3 수치해석 및 경계조건

본 연구에서는 Ansys사의 상용 소프트웨어인 ANSYS CFX 11.0 [8]을 사용하여 압축기의 내부유동장을 비압축성 삼차원 정상상태로 가정하여 해석하였다. 블레이드의 형상과 격자생성, 초기값과 경계조건의 정의 및 유동해석과 결과 정의는 각각 Blade-Gen, Turbo-Grid, CFX-Pre, CFX-Solver, CFX-Post를 사용하였다. 경계조건은 Table 2와 같이 압축기를 통과하는 유체는 이상상태의 공기로 하였으며, 입구조건은 전압력과 전온도를 주었고 각각 표준대기조건을 설정하였다. 출구조건으로는 단일유로에서의 유량을 주었으며, 지배방정식은 유한체적법으로 이산화하였다. 허브와 쉬라우드 및 블레이드 등의 벽면은 미끄럼이 없고 매끈하며 단열되었다고 가정을 하였으며, 쉬라우드의 팁 간극은 설계사양 그대로 반영하여 모델링을 하였다.

난류모델은 벽함수와 함께 SST 모델을 사용하였고, 입구에서의 난류강도는 5%로 하였다. SST 모델은 역압력구배로 인한 유동박리의 예측에 상당히 효과적이고, $k-\epsilon$ 모델과 $k-\omega$ 모델의 장점을 결합한 모델로서, 벽 근처에서는 $k-\omega$ 모델이 사용되고, 그 외의 영역에서는 $k-\epsilon$ 모델이 사용되며, 압축기와 같은 복잡한 유동장의 해석에 상당히 효과적이다.

원심압축기는 크게 회전하는 임펠러(Rotating-Frame)와 회전하지 않는 벌류트 케이싱(Stationary-Frame)으로 구성되어 있는데, 임펠러와 벌류트 케이싱 사이, 즉 회전좌표계와 정지좌표계 사이의 경계면 부분은 회전좌표계 격자면에서의 계산 값을 평균화하여 정지좌표계에 입력하는 Mixing-Plane 방식을 적용하지 않고, 회전좌표계 격자면에서의 계산 값을 그대로 정지좌표계에 입력값으로 사용하는 방식인 Frozen-Rotor 방식을 적용하였다. 또한 블레이드와 스플리터 사이의 경계면과 블레이드에서 쉬라우드 팁 간극사이의 경계면도 Frozen-Rotor 방식을 적용하였다.

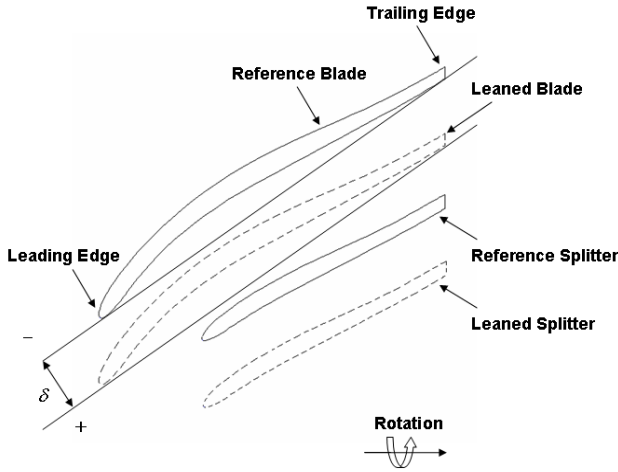


Fig. 3 Definition of Lean Angle

3. 성능지표 및 변수

본 연구에서는 원심압축기의 성능에 미치는 기하학적 변수들의 영향을 수치해석적 방법을 통해 분석하기 위하여 성능지표로 등엔트로피 효율(Isentropic Efficiency)을 사용하였고, 다음과 같이 정의된다.

$$\eta = \frac{T_{t,in} \left(\left(\frac{P_{t,out}}{P_{t,in}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)}{T_{t,out} - T_{t,in}} \quad (1)$$

여기서 P, T는 각각 전압력과 전온도를 나타내며, 하첨자 in과 out은 각각 입구부와 출구부를 나타내고, γ 는 비열비로 1.4를 나타낸다.

임펠러의 기하학적 설계변수로는 블레이드의 100% 스패น 위치에서의 린(δ_t)과 50% 스패น에서의 린(δ_m)을 적용하였다. 린의 정의는 Fig. 3과 같다. 린은 단면을 그대로 코드선과 수평되게 이동시킨 것으로서, 압축기의 성능을 향상시키는 중요한 설계변수 중의 하나이다. 린에 관한 연구는 Hong 등[9]의 연구와 같이 블레이드와 스플리터에 대하여 같은 린 각도를 적용하여 연구를 수행하였다. 린의 위치에서 양(upper)의 방향은 허브방향으로 이동하는 것이고, 음(lower)의 방향은 쉬라우드 방향으로 이동하는 것이다.

4. 결과 및 고찰

본 연구에서는 터보차저에 쓰이는 원심압축기의 임펠러를 대상으로 성능에 미치는 기하학적 변수들의 영향을 수치해석적 방법을 통해 분석하였다. Fig. 4는 기준형상과 팁 근처에서의 100% 스패의 린의 변화에 따른 효율을 비교하고 있는데, 기준형상의 린 각도는 0 rad로 정의하여 나타내었다. 100% 스패, 즉 팁에서는 린이 감소할수록 기준형상보다 효율이 증가하는 것을 알 수가 있고, 린이 증가할수록 효율이 감소하는 것을 알 수가 있다. 또한, 린이 -0.140 rad 이동하였을 경우, 최대효율 95.0%를 나타내는데 이는 기준형상의 효율 91.7% 보다 3.3% 큰 값이다. 이는 블레이드의 설계변수인 린의 변화로 인하여 허브구석 손실과 틈새 손실을 줄이거나, 혹은 늘어날 수 있다는 Gallimore 등[10]의

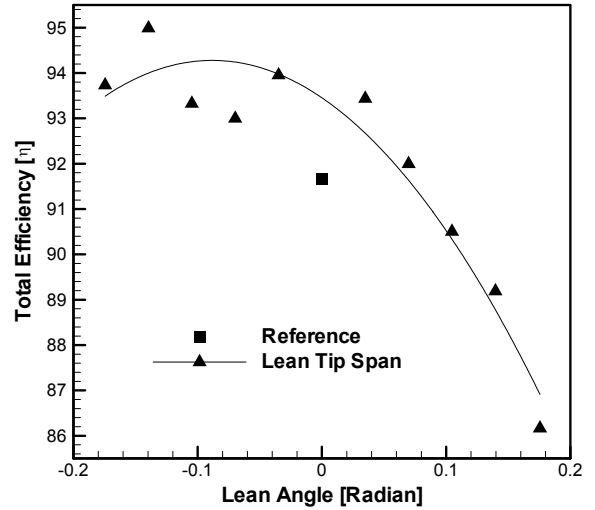


Fig. 4 Effects of Lean Angle at Tip of the Blade on Efficiency of Centrifugal Impeller

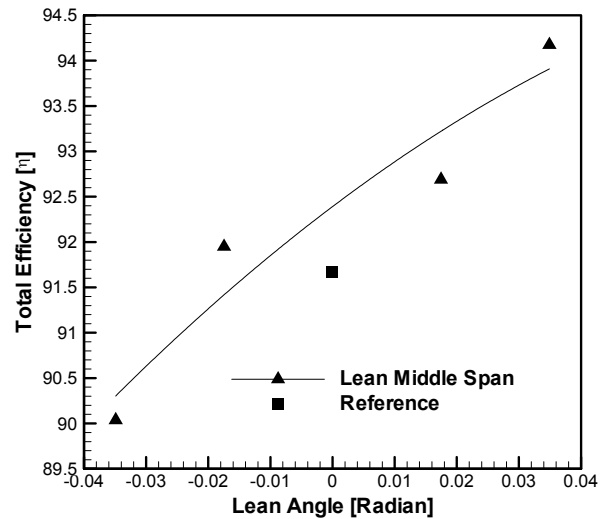


Fig. 5 Effects of Lean Angle at 50% Span of the Blade on Efficiency of Centrifugal Impeller

연구 결과와 비슷한 경향을 보이고 있다. 또한, 린이 다양한 원인으로 인해 발생하는 터보기계 내부의 손실을 억제함으로써 효율을 향상시키고 성능을 안정시키는 등의 효과가 있다고 볼 수 있다 [11].

Fig. 5는 팁에서의 린을 기준형상인 블레이드, 스플리터 각각 0.030 rad, 0.127 rad로 고정시킨 상태에서, 기준형상과 50% 스패 위치에서의 린의 변화에 따른 효율을 비교하고 있다. 기준형상의 린 각도는 0 rad로 정의하여 나타내었다. 린이 증가할수록 효율이 증가하고, 린이 감소할수록 효율이 감소하는 팁에서의 린의 변화와는 정반대임을 알 수 있다. 또한, 린 0.035 rad 이동하였을 경우, 최대효율 94.2%가 발생하고 이는 기준형상보다 효율이 2.5% 개선된 값이다.

5. 결론

본 연구에서는 원심압축기의 성능에 미치는 기하학적 변수들의 영향을 수치해석적 방법을 통해 분석하였다. 변수로는 임펠러 팁에서의 블레이드의 린과 50% 스펠 위치에서의 린을 선택하였으며, 성능지표로 등엔트로피 효율을 사용하였다. 변수를 독립적으로 변화시켜가며, 각각의 변수 변화에 따른 성능지표 즉, 효율의 변화를 반복적인 해석을 통해 평가하였다. 그 결과, 팁에서의 린 각도 -0.140 rad에서 최대효율이 얻어지고 이는 기준형상에 비해 3.3% 향상된 값을 나타낸다. 50% 스펠에서는 린 각도 0.035 rad에서 효율이 최대가 되고 기준형상에 비해 2.5 % 향상된 값을 나타낸다. 본 연구에서 사용한 변수인 블레이드의 린 각도는 원심압축기의 효율에 큰 영향을 미치는 중요한 인자임을 알 수 있다.

후기

이 연구는 2007년도 중소기업청 지원 선도형기술혁신 전략과제 지원사업 (주관기관: 황해전기)에 의해 수행된 연구이다.

참고문헌

- [1] Rodger, C. and Sapiro, L., "Design Considerations for High-Pressure Ratio Centrifugal Compressor," 1971, ASME Paper 71-GT-91.
- [2] Krain, H., Karpinski, G. and Beversdorff, M., "Flow Analysis in a Transonic Centrifugal Compressor Rotor Using 3-Component Laser Velocimetry," 2001, ASME Paper No. 2001-GT-0315.
- [3] Jang, C.-M., Samad, A. and Kim, K.-Y., "Optimal Design of Swept, Leaned and Skewed Blades in a Transonic Axial Compressor," 2006, ASME Turbo Expo., GT2006-90384.
- [4] Bonaiuti, D., Arnone, A., Ermini, M. and Baldassarre, L., "Analysis and Optimization of Transonic Centrifugal Compressor Impellers Using the Design of Experiments Technique," 2006, J. of Turbomachinery. Vol. 128, pp.786-797.
- [5] 서성진, 최승만, 김광용, "스윙과 린을 적용한 축류송풍기 날개의 최적설계," 2005, 대한기계학회 2005년도 춘계학술대회 논문집, pp. 2636-2641.
- [6] 장춘만, Abdus Smad, 김광용, "효율 향상을 위한 축류 압축기 동익의 스윙, 린, 스쿼각의 형상 최적화," 2005, 2005년도 유체기계 연구개발 발표회 논문집, pp. 525-532.
- [7] 이기상, 김광용, 압두스 사마드, "단면 형상과 중첩선을 고려한 축류 송풍기 날개의 최적설계," 2007, 대한기계학회 2007년도 추계학술대회 논문집, pp.1833-1838.
- [8] ANSYS CFX 11.0 Reference Guide, ANSYS Inc., 2007.
- [9] Hong, S. S., Zangeneh, M., Schleer, M., Ploger, F., Roduner, C., Ribi, B. and Abhari, R. S., "Investigation of an Inversely Designed Centrifugal Compressor Stage-Part 1: Design and Numerical Verification," 2004, J. of Turbomachinery, Vol. 126, pp. 73-81.
- [10] Gallimore, S. J., Bolger, J. J. and Cumpsty, N. A., "The Use of Sweep and Dihedral in Multistage Axial Flow Compressor Blading, Part 1: University Research and Methods Development," 2002, Proceedings of ASME GT-2002-30328.
- [11] Denton, J. D., Xu, L., "The Effects of Lean and Sweep on Transonic Fan Performance," 2002, Proceedings of ASME TURBO EXPO, GT-2002-30327.