

<학술논문>

DOI <http://dx.doi.org/10.3795/KSME-B.2016.40.6.357>

ISSN 1226-4881(Print)
2288-5324(Online)

유체-구조 연성해석을 이용한 원심압축기 운전익단간극과 성능 예측

이호림* · 김창희** · 양장식** · 손창민*** · 황윤제* · 정진희*

* LG전자, ** 부산대학교 기계공학부

Study on the Performance of a Centrifugal Compressor Using Fluid-Structure Interaction Method

Horim Lee*, Changhee Kim**, Jangsik Yang**, Changmin Son***, Yoonjei Hwang* and Jinhee Jeong*

* LG Electronics, ** School of Mechanical Engineering, Pusan Nat'l Univ.

(Received September 15, 2015 ; Revised March 7, 2016 ; Accepted March 10, 2016)

Key Words: Centrifugal Compressor(원심압축기), Running Tip Clearance(운전익단간극), Impeller Deformation(임펠러 변형), Fluid-Structure Interaction(유체-구조 연성)

초록: 본 연구에서는 날개 두께 분포가 다른 두 임펠러를 이용하여 유체-구조 연성해석을 통해 운전익 단간극을 예측하고 임펠러의 변형이 성능에 미치는 영향에 대해 연구하였다. 임펠러는 작동조건에서 작용하는 원심력, 압력, 열 하중의 영향으로 변형이 발생하게 된다. 이로 인해 초기 설계된 익단간극이 비 균일하게 변화하는 것을 확인하였다. 특히 임펠러 날개의 선단과 후단에서 가장 큰 익단간극 감소가 발생하였으며, 이로 인해 간극누설유동이 19.4% 감소하였다. 또한 운전조건에서 익단간극 감소로 간극누설 유량이 감소하면서 효율은 0.72% 증가하는 것을 확인하였다. 원심압축기 작동조건에서의 정확한 운전익 단간극의 예측과 익단간극의 변화가 성능에 미치는 영향에 대해서 확인하였다.

Abstract: In this study, we perform a series of aero-thermo-mechanical analyses to predict the running-tip clearance and the effects of impeller deformation on the performance using a centrifugal compressor. During operation, the impeller deformation due to a combination of the centrifugal force, aerodynamic pressure and the thermal load results in a non-uniform tip clearance profile. For the prediction, we employ the one-way fluid-structure interaction (FSI) method using CFX 14.5 and ANSYS. The predicted running tip clearance shows a non-uniform profile over the entire flow passage. In particular, a significant reduction of the tip clearance height occurred at the leading and trailing edges of the impeller. Because of the reduction of the tip clearance, the tip leakage flow decreased by 19.4%. In addition, the polytrophic efficiency under operating conditions increased by 0.72%. These findings confirm that the prediction of the running tip clearance and its impact on compressor performance is an important area that requires further investigation.

- 기호설명 -

CR : 상대익단간극
T : 익단간극, mm
b : 날개 높이, mm
N : 회전속도, rpm
Z : 날개 수

Q : 체적유량, kg/m³
D : 임펠러 직경, m
U₂ : 임펠러 날개 후단 팁 속도, m/s
H : 전엔탈피, J/kg
s : 전엔트로피, J/kg·K
P : 정압력, Pa
T : 정온도, K
Re : 레이놀즈 수
c : 날개 두께, mm
β : 날개각도, deg

† Corresponding Author, changmin.son@pusan.ac.kr

© 2016 The Korean Society of Mechanical Engineers

ϕ	: 유량계수
Π	: 압력비
η_p	: 폴리트로픽 효율
μ	: 점성계수, Pa·s
0	: 정체상태
1	: 임펠러 입구
2	: 임펠러 출구
3	: 디퓨저 출구
Imp	: 임펠러
Diff	: 디퓨저

1. 서론

원심압축기는 발전용, 터보차저, 냉동시스템, 항공분야 등 매우 다양한 분야에 적용되고 있다. 고압 압축기의 경우 쉬라우드가 없는 임펠러가 주로 사용된다. 쉬라우드가 없는 임펠러의 경우, 임펠러 날개 팁과 케이싱 사이에 익단간극(Tip Clearance)이 존재하게 된다. 이 익단간극에서의 압력손실과 이차유동은 원심압축기 성능을 저하시키는 요인이 된다.

익단간극이 원심압축기 성능과 내부유동에 미치는 영향에 대해서는 많은 연구자들이 연구한 바 있다. 하지만 대부분의 연구에서는 이상적으로 균일한 익단간극을 갖는 조건을 고려하였다. Pampreen⁽¹⁾ 원심압축기의 익단간극에 대해서 연구하였다. 여섯가지 원심압축기를 가지고 익단간극에 따라 익단간극의 영향에 대해서 연구하였다. 간극비가 0.03에서 0.1 변화할 때 간극비 변화에 따른 효율변화는 -1%로 나타났다. Eckardt⁽²⁾ 간극누설유동을 고려한 이차유동 모델을 제시하였다. 상대속도 분포를 이용하여 Jet-Wake 모델을 확인하였다. Mashimo 등⁽³⁾은 실험적으로 익단간극이 원심압축기 성능에 미치는 영향에 대해서 연구하였다. 간극비가 0.0125에서 0.125로 변함에 따라 간극비 변화에 따른 효율변화는 -4%로 나타났다. Ishida와 Senoo⁽⁴⁾ 두 가지 원심압축기를 가지고 일곱가지 익단간극에 대해서 실험을 수행하였다. 이 연구에서 상대속도가 거의 일정한 영역에서 익단간극으로 인한 압력손실은 매우 적다는 것을 확인하였다. Senoo와 Ishida⁽⁵⁾ 익단간극으로 인한 압축기 성능저하에 대해서 연구하였다. 모든 압축기들은 익단간극이 증가함에 따라 성능이 감소하고 누설유량이 증가하였다. Farge 등⁽⁶⁾은 임펠러 내부에서 간극누설유동이 삼차원 내부유동에 어떠한 영향을 미치는지 연구하였다. Ishida 등⁽⁷⁾은 저속

임펠러를 가지고 출구유동을 측정하였으며 익단간극으로 인한 이차유동에 대해서 논의한바 있다. Eisenlohr과 Chaldek⁽⁸⁾ 측정을 통해 익단간극이 압축기 성능에 미치는 영향에 대해서 연구하였다. 간극비가 0.0072에서 0.127로 변함에 따라 간극비 변화에 따른 효율변화는 -1%로 나타났다. Weiß 등⁽⁹⁾은 익단간극이 반경 임펠러의 후류(Wake)에 어떠한 영향을 미치는지 조사하였다. 후류의 위치와 크기는 간극의 크기에 영향을 받지 않는 것을 확인하였다. Schleer와 Abhari⁽¹⁰⁾ 큰 익단간극을 가지며 부분부하 조건에서의 유동모델을 제시하였다. Schleer 등⁽¹¹⁾은 고부하 원심압축기에서 익단간극이 불안정성에 미치는 영향에 대해서 연구하였다.

원심압축기는 작동시 임펠러에 작용하는 원심력, 압력, 열하중으로 인해서 날개가 변형되고, 초기 설계된 익단간극이 변하게 된다. 그 결과 익단간극에 변화가 생기고 이로 인한 간극누설유동(Tip Leakage Flow)이 원심압축기의 성능저하 및 효율감소를 발생시키는 원인으로 알려져 있다. 또한 이러한 익단간극의 변화로 인해 공력성능과 구조적 안정성에 영향을 미친다. 그러므로 유체-구조 연성해석(Fluid-Structure Interaction) 기법을 이용하여 임펠러의 공력성능과 구조적 안정성에 미치는 영향에 대해서 연구할 필요가 있다. 기존연구⁽¹²⁾에서는 작동조건에서 임펠러의 변형이 성능에 미치는 영향에 대하여 설명하고 있다. 이에 본 논문에서는 압축기의 성능뿐만 아니라 임펠러의 변형이 초기설계에서 설정된 익단간극 분포에 어떠한 영향을 미치는지 연구하였다.

유체-구조 연성해석은 유체가 구조에 미치는 영향을 고려할 수가 있다는 것에 장점이 있다. 하지만 유동해석 및 구조해석을 동시에 수행하므로 해석시간이 증가할 뿐만 아니라 유체 영역(Domain)과 구조 영역간의 인터페이스(Interface)에서의 정확한 정보전달을 위한 격자구성이 매우 어렵다.

2. 연구 대상 및 해석 방법

2.1 원심압축기 모델

본 연구에서 사용된 원심압축기는 1단 원심압축기이다. 임펠러는 11개 후향각 날개를 가지고 있으며 디퓨저는 10개의 날개로 구성되어 있다(Fig. 1). 익단간극은 날개의 선단(Leading Edge)에서 후단(Trailing Edge)까지 균일한 분포를 가지도록 하였다. 상대익단간극(CR)은 익단간극 높이 t 와 임펠러 출구 높이 $(t+b)$ 의 비로 설정하였다.

Table 1 Geometrical specifications and operating condition

Parameter	Nominal setting
Relative tip clearance, CR	2.3%
Rotating speed, N	12500 rpm
Reynolds number, Re	5.6E+7
Inlet total pressure, P_{01}	320 kPa
Inlet total temperature, T_{01}	17 degC
Impeller	
Number of blades, Z_{Imp}	11
Backsweep angle, β_2	47 deg
Inlet tip radius	70 mm
Exit tip radius	130 mm
Diffuser	
Number of vanes, Z_{Diff}	10
Inlet radius	145 mm
Exit radius	165 mm

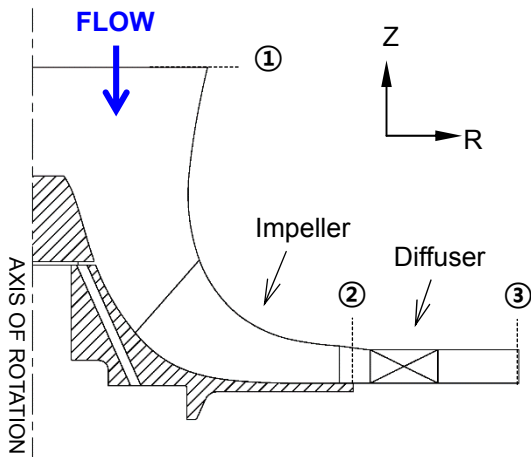


Fig. 1 Cross section of the compressor stage

$$CR = t/(t+b)$$

본 연구에서 상대익단간극은 2.3%가 되도록 모델링하였다. 자세한 형상 및 작동조건은 Table 1에 나타내었으며 레이놀즈 수(Reynolds Number)의 정의는 아래와 같다.

$$Re = \frac{\rho U_2 D}{\mu}$$

2.2 전산해석 방법

수치해석을 위해서 상용 프로그램인 ANSYS CFX 14.5를 사용하였고, 삼차원 RANS(Reynolds Averaged Navier – Stokes)식을 유한체적법을 기반으로 이산하여 계산하였다. 전산해석을 위한 격자는 CFX TurboGrid를 사용하여 격자를 생성하였으며 격자수는 격자계 의존도 검증을 통해 120만개로

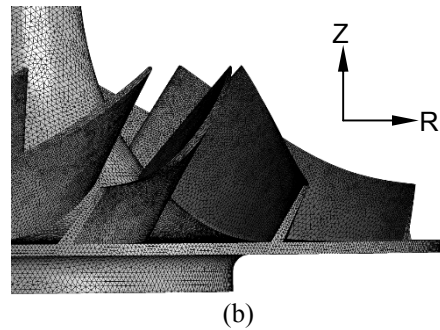
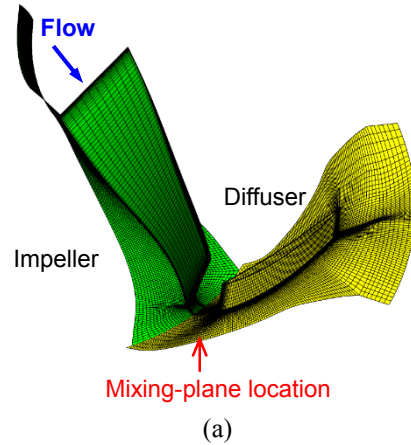


Fig. 2 Computational grids: (a) CFD grid, and (b) FEM grid

설정하였다[Fig. 2(a)]. 구조해석을 위한 임펠러 격자는 110만개로 설정하였다[Fig. 2(b)]. 해석시간을 고려하여 유로에 주기조건(Periodic Condition)을 사용하여 각각 하나의 임펠러와 디퓨저 유로에 대하여 정상유동해석을 진행하였다. 임펠러와 디퓨저 사이의 경계는 Mixing Plane Approach를 사용하였다. 경계조건은 해석영역의 입구에 전압력과 전온도를 주었으며, 출구에는 질량 유량을 주었다. 벽면에는 점착조건(No-Slip Condition) 및 단열조건(Adiabatic Condition)을 주었으며, 난류모델로는 $k-\epsilon$ 모델을 사용하고 Scalable Wall Function을 적용하였다.

2.3 유체-구조 연성해석 방법

유체-구조 연성해석은 유체의 거동에 의한 구조의 변형 및 응력분포를 해석하는 방법이다. 본 연구에서 임펠러의 변형으로 인한 익단간극의 변화와 성능에 미치는 영향을 알기 위해서 CFD와 FEM의 통합(Coupling)이 필요하다. 본 연구에서는 단방향 유체-구조 연성해석을 수행하였다. CFD 해석 결과로 도출된 온도, 압력분포를 구조로 넘겨 구조해석을 수행하여 변형과 응력분포를 예측하였

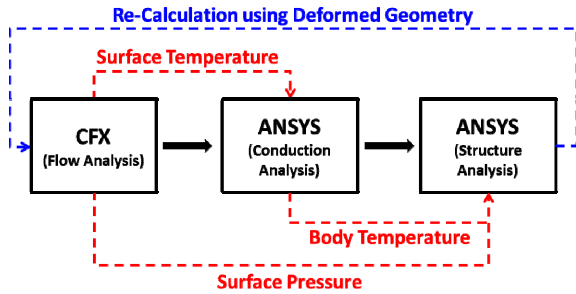


Fig. 3 Flow chart for one-way FSI

다(Fig. 3). 유체-구조 연성해석을 통해 얻은 변형된 유한요소 격자를 바탕으로 변형된 임펠러와 유로를 생성하였다. 여기서 변형된 날개 각도 분포와 익단간극분포를 얻을 수 있다. 변형을 고려하여 재생성된 유로를 가지고 다시 유동해석을 한다. 임펠러의 재질은 알루미늄 6061-T6를 사용하였으며 재질의 인장강도는 276 MPa이다.

3. 결과 및 고찰

3.1 작동조건에서 임펠러 변형과 응력분포

단방향 유체-구조 연성해석을 이용하여 원심압축기 작동조건에서 임펠러의 변형 및 응력분포를 조사하였다. Fig. 4는 원심압축기 작동조건에서 임펠러의 변형분포를 보여준다. 임펠러의 허브는 반경방향으로 늘어나면서 임펠러 출구부분에서 케이싱 방향으로 변형하였다. 임펠러의 선단에서는 날개의 흡입면에서 압력면으로 변형이 되었으며 임펠러 후단에서는 압력면에서 흡입면으로 날개가 기울어졌다. 임펠러에서 가장 큰 변형은 임펠러 날개 선단 팁에서 발생하였다.

Table 2는 (a) 원심력, (b) 원심력과 열하중, (c) 원심력과 압력, (d) 모든 하중이 임펠러에 작용하였을 때 임펠러의 선단 팁의 변형을 나타낸다. 변형값은 날개 선단길이를 기준으로 무차원화하였다. 원심력만 임펠러에 작용하였을 경우, 날개 선단 팁의 변형은 0.0116이었다. 원심력과 열하중이 작용하였을 경우는 0.0113, 원심력과 압력이 작용하였을 경우는 0.0103로 변형하였다. 모든 하중이 작용하였을 경우 0.01 변형하였다. 모든 하중이 임펠러에 작용하였을 때, 변형이 가장 작은 것으로 보아 열하중과 압력은 원심력과 반대방향으로 작용하는 것을 확인할 수 있었다.

Fig. 5는 모든 하중이 임펠러에 작용하였을 경우 임펠러의 응력분포를 나타낸다. 최대 응력은 날개 선단 허브에서 발생하는 것을 확인하였다. 이와같이 인듀서가 없는 임펠러의 경우 날개 선단 허브

Table 2 Normalized tip displacement per acting loads

Load	Displacement
Only centrifugal force (a)	0.0116
Centrifugal force and thermal load (b)	0.0113
Centrifugal force and aerodynamic load (c)	0.0103
Combination of loads (d)	0.0100

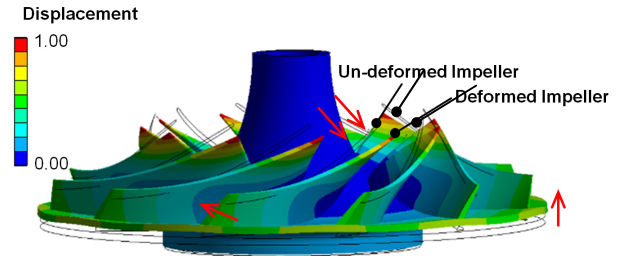


Fig. 4 Impeller deformation distribution

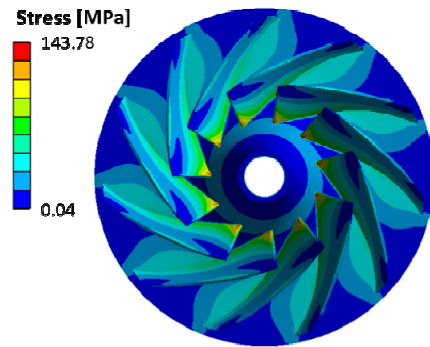


Fig. 5 Impeller stress distribution under working condition

가 구조적으로 취약할 수 있으므로 구조해석을 통해 응력분포를 확인하고 취약한 부분은 날개 두께 조정 및 필렛을 이용하여 구조적 안정성을 확보한다.

3.2 익단간극 변화

Fig. 6은 작동조건에서 임펠러 자오면 익단간극 분포를 나타낸다. 초록색 실선은 압축기 케이싱 커브를 나타내고 파란색 실선은 변형전의 날개 익단간극 분포를 나타내며 붉은 실선은 복합 하중을 고려한 변형 후의 날개 익단간극 분포를 나타낸다. 본 연구에서 열하중으로 인한 케이싱의 열변형은 무시하였다. 원심압축기 작동조건에서 임펠러 입출구의 온도 차이가 약 30℃이기 때문에 해석 결과에 큰 영향이 없다고 판단하였다. 작동조건에서 임펠러의 변형으로 인해 날개의 선단과 후단에서 가장 큰 익단간극의 감소가 나타나는 것을 확인할 수 있었다.

Fig. 7은 원심압축기 작동조건에서 무차원화된 상대 익단간극 분포를 나타낸다. 유체-구조 연성

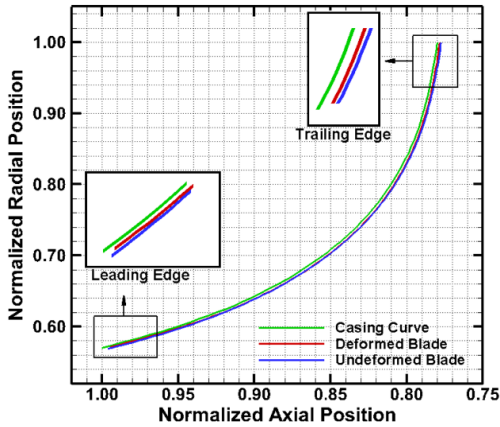


Fig. 6 Meridional tip profile distribution of blade type A

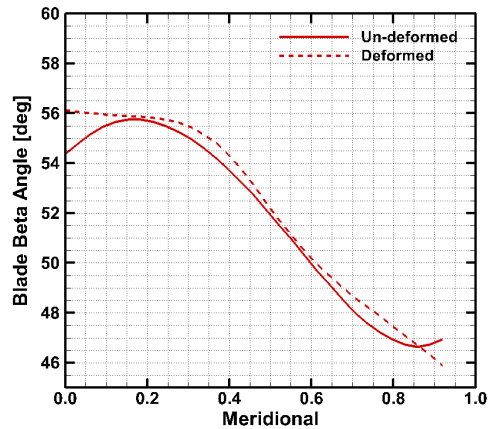


Fig. 8 Blade flow angle distribution near the casing

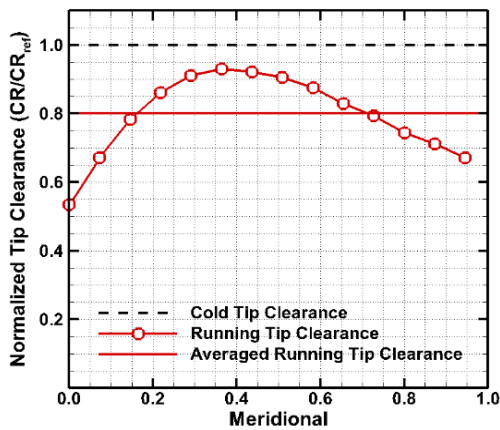
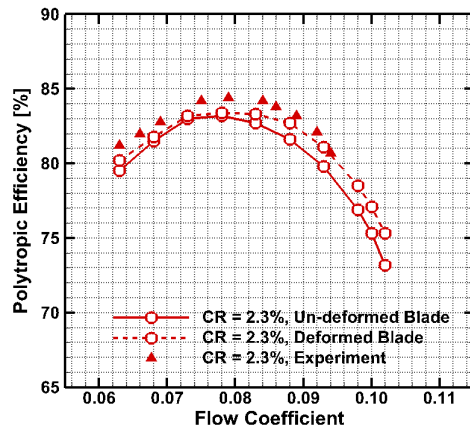


Fig. 7 Tip profile of deformed blade

해석을 통해 예측한 운전익단간극 분포는 전체 유로에 걸쳐 비균일하게 나타나는 것을 확인할 수 있었다. 검은 점선은 작동전 초기설계 익단간극 분포를 나타내고 붉은 실선은 운전익단간극 분포를 나타낸다. 특히 날개 선단과 후단에서 가장 큰 익단간극의 감소가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 선단에서는 46.7%, 후단에서는 25.4% 익단간극 감소가 발생하였다. 이러한 익단간극의 감소는 압축기 구조적 안정성에 큰 영향을 미칠 수 있으므로 초기 설계에서 반드시 고려되어야 한다.

Fig. 8은 임펠러 쉬라우드 부근의 날개각도 분포를 나타낸다. 실선은 변형 전의 날개각도 분포를 나타내며 점선은 변형 후의 날개각도 분포를 나타낸다. 익단간극분포와 마찬가지로 날개의 선단과 후단에서 가장 큰 날개각도 변화가 발생하였다. 날개 선단에서는 1.5° 증가한 반면, 후단에서는 1° 감소하였다. 임펠러의 변형은 익단간극분포 뿐만 아니라 날개각도에도 영향을 주는 것으로 확인되었다.



(a)

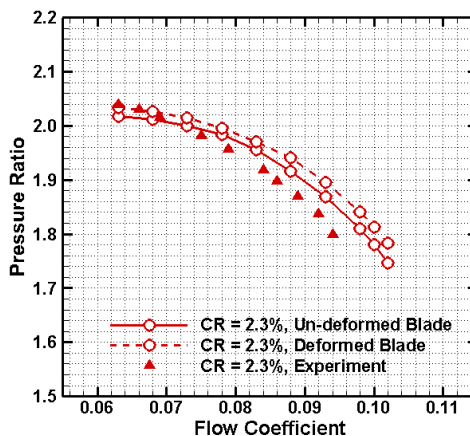


Fig. 9 Characteristic curves of the centrifugal compressor considering impeller deformation: (a) polytopic efficiency, and (b) pressure ratio

3.3 임펠러의 변형이 원심압축기 성능에 미치는 영향

Fig. 9는 임펠러의 변형전·후를 고려한 원심압축기 성능곡선을 나타내었다. 유량계수는 다음과 같이 정의하였다.

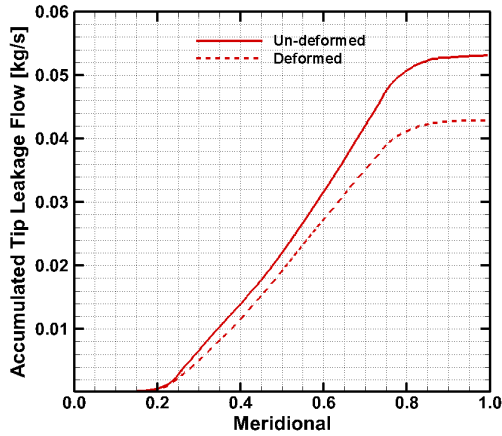


Fig. 10 Accumulated tip leakage flow distribution

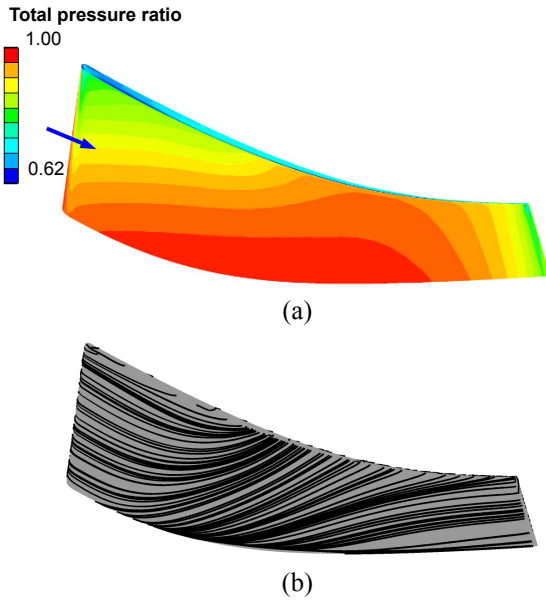


Fig. 11 Pressure side of impeller blade: (a) total pressure ratio, and (b) surface streamlines

$$\phi = \frac{Q}{ND^3}$$

폴리트로픽 효율 정의는 다음과 같다.

$$\eta_p = \frac{(H_3 - H_1) - \frac{(s_3 - s_1)(T_3 - T_1)}{\ln(T_3 / T_1)}}{(H_3 - H_1)}$$

압력비는 임펠러 입구 전압력과 디퓨저 출구 정압력비로 정의하였다.

$$\Pi = \frac{P_3}{P_{01}}$$

점선은 임펠러의 변형을 고려한 성능곡선을 나

타낸다. 효율과 압력비 모두 임펠러가 변형하였을 때 전 작동영역에서 모두 증가하는 것을 확인하였다. 작동조건 ($\phi = 0.083$)에서 효율은 0.72%, 압력비는 0.92% 증가하였다.

Fig. 10은 임펠러 날개 선단에서부터 후단까지 누적된 간극누설유량 분포를 나타낸다. 누설유량은 임펠러 날개 20%에서 80% 지점에서 대부분 발생하는 것을 확인할 수 있었다. Fig. 11은 임펠러 날개 압력면에서의 전압력 분포와 표면유동분포를 보여준다. 유동이 축방향에서 반경방향으로 진행함에 따라 압력구배가 임펠러 허브에서 쉬라우드 방향으로 발생한다. 이 압력구배는 임펠러의 출구 부근에서 점차 균일해진다. 이 압력구배와 원심력으로 인해 임펠러 허브에서 날개 팁으로 유동이 움직이면서 임펠러 날개 20%에서 80% 지점에서 집중적인 누설유동이 발생한다.

4. 결론

본 연구에서는 단방향 유체-구조 연성해석을 이용하여 운전익단간극과 임펠러의 변형이 원심압축기 성능에 미치는 영향에 대해서 분석하였다.

(1) 단방향 유체-구조 연성해석을 이용하여 임펠러의 변형을 분석한 결과, 임펠러 날개 선단은 흡입면에서 압력면으로 변형하였고, 날개 후단에서는 압력면에서 흡입면으로 변형이 발생하였다. 임펠러의 허브는 반경방향으로 늘어나면서 임펠러 출구 부근에서 케이싱 방향으로 변형하였다. 가장 큰 변형은 임펠러 날개 선단 팁에서 발생하였다.

(2) 초기설계된 익단간극은 작동조건에서 임펠러 변형으로 인하여 비균일하게 변화하였으며 특히 날개 선단과 후단에서 가장 큰 익단간극의 감소가 발생하였다.

(3) 임펠러 변형으로 인한 익단간극의 감소로 효율 및 전압력비가 전 작동영역에서 증가하였다.

이 연구를 통해 운전익단간극 예측과 그로 인한 압축기 성능에 미치는 영향의 중요성에 대해서 확인할 수 있었다. 또한 운전익단간극을 고려한 임펠러 설계에 대한 새로운 관점을 제시하였다.

후기

본 연구는 2015년도 산업통상자원부의 재원으로 한국에너지기술평가원(KETEP)의 에너지인력양성 사업으로 지원받아 수행한 인력양성 성과입니다. (No. 20144030200570)

본 연구는 LG전자 산학연구과제의 일환으로 수행되었으며 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

(References)

- (1) Pampreen, R. C., 1973, "Small Turbomachinery Compressor and Fan Aerodynamics," *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 95, No. 3, pp. 251~256.
- (2) Eckardt, D., 1975, "Instantaneous Measurements in the Jet-Wake Discharge Flow of a Centrifugal Compressor Impeller," *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 97, No. 3, pp. 337~345.
- (3) Mashimo, T., Watanabe, I. and Ariga, I., 1979, "Effects of Fluid Leakage on Performance of a Centrifugal Compressor," *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 101, No. 3, pp. 337~342.
- (4) Ishida, M. and Senoo, Y., 1981, "On the Pressure Losses Due to the Tip Clearance of Centrifugal Blowers," *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 103, No. 2, pp. 271~278.
- (5) Senoo, Y. and Ishida, M., 1987, "Deterioration of Compressor Performance Due to Tip Clearance of Centrifugal Impellers," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 109, No. 1, pp. 55~61.
- (6) Farge, T. Z., Johnson, M. W. and Maksoud, T. M. A., 1989, "Tip Leakage in a Centrifugal Impeller," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 111, No. 3, pp. 244~249.
- (7) Ishida, M., Ueki, H. and Senoo, Y., 1990, "Effect of Blade Tip Configuration on Tip Clearance Loss of a Centrifugal Impeller," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 112, No. 1, pp. 14~18.
- (8) Eisenlohr, G. and Chladek, H., 1994, "Thermal Tip Clearance Control for Centrifugal Compressor of an APU Engine," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 116, No. 4, pp. 629~634.
- (9) Weiß, C., Grates, D. R., Thermann, H. and Niehuis, R., 2003, "Numerical Investigation of the Influence of the Tip Clearance on Wake Formation inside a Radial Impeller," *Proceedings of ASME Turbo Expo 2003*, GT2003-38279, June 16-19, Atlanta, Georgia, USA.
- (10) Schleer, M. and Abhari, R. S., 2008, "Clearance Effects on the Evolution of the Flow in the Vaneless Diffuser of a Centrifugal Compressor at Part Load Condition," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 130, No. 3, 031009.
- (11) Schleer, M., Song, S. J. and Abhari, R. S., 2008, "Clearance Effects on the Onset of Instability in a Centrifugal Compressor," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 130, No. 3, 031002.
- (12) Park, T. G., Chung, H. T., Kim, H. B. and Park, J. Y., 2011, "Numerical Study on the Aerodynamic Performances of the Turbo Blower Using Fluid-Structure Interaction Method," *Korean Society for Power System Engineering*, Vol. 15, No. 6, pp. 35~40.