

블레이드 후향각이 원심압축기의 성능과 유동에 미치는 영향

정요한* · 백제현**† · 박준영*** · 최민석****

Effects of Blade Back Sweep Angle on the Performance and Flow Field in a Centrifugal Compressor

Yohan Jung*, Je Hyun Baek**†, Jun Young Park***, Minsuk Choi****

Key Words : Centrifugal Compressor(원심압축기), Back Sweep Angle(후향각), Wake(후류), Performance(성능)

ABSTRACT

This paper presents a numerical investigation of the influence of the blade back sweep angle on the performance and flow characteristics in a centrifugal compressor with a vaneless diffuser. Five impellers with different back sweep angles were tested in the flow simulations. It was found that a low back sweep angle could improve the total-to-total pressure ratio and the work coefficient over whole operating ranges. However, the flow field in an impeller with a low back sweep angle produced a more non-uniform velocity distribution at the impeller exit because the wake region was significantly increased. As a consequence, the impeller with a low back sweep angle caused a low diffuser performance.

1. 서 론

원심압축기는 적은 유량에서 높은 압축비를 가지며 콤팩트한 설계가 가능하므로 항공기용 엔진, 자동차용 터보차저, 마이크로 터빈, 산업용 발전기 등의 다양한 산업분야에서 사용되고 있다. 원심압축기의 성능을 나타내는 지표에는 압력비와 효율, 작동범위가 있으며 높은 성능을 만족시키기 위해서는 압축기 내부의 복잡한 유동을 이해하는 것이 필수적이다.

원심압축기의 유동은 임펠러 형상 때문에 매우 복잡하며 에너지 손실, 시스템 안정성 등과 관련이 있다. 또한 임펠러 출구에서의 유동은 디퓨저 내부 유동에 영향을 미치므로 임펠러의 효율뿐만 아니라 디퓨저나 벌류트의 효율에도 영향을 미친다. 따라서 임펠러의 형상은 원심압축기 전체 성능에 큰 영향을 미친다고 할 수 있다. 다양한 임펠러의 형상이 원심압축기의 성능과 유동특성에 미치는 영향에 관해서는 실험과 전산유체역학(CFD)을 이용한 수치해석을 통하여 많은 연구가 수행되었다. Zangeneh 등⁽¹⁾은 날개부하(blade loading)

를 계산함으로써 자오면 날개각도 분포를 결정하는 삼차원 역설계법(inverse design method)을 이용하여 임펠러를 설계하였다. Bonaiuti 등⁽²⁾은 실험계획법(design of experiment)을 이용하여 최적의 자오면 날개각도 분포를 찾아 천음속 임펠러를 최적화 하였고, 최적화된 임펠러가 모든 작동범위에서 효율이 향상되었음을 보였다. Roytta 등⁽³⁾은 세 개의 쉬라우드 임펠러에 대해 수치해석을 수행하여 자오면 날개각도 분포에 따라 효율이 크게 달라짐을 밝혔다.

임펠러 블레이드 후향각(back sweep angle)이 원심압축기의 성능에 미치는 영향에 관해서는 주로 일차원적 연구가 수행되었으며 삼차원 유동특성을 자세히 비교한 연구는 찾아보기 힘들다. Rodgers⁽⁴⁾는 큰 후향각을 가지는 임펠러가 후향각이 없는 임펠러보다 높은 효율을 가짐을 보였으며, Cumpsty⁽⁵⁾는 후향각이 있는 임펠러가 압력면과 흡입면에서의 속도차이를 줄일 수 있어 이차유동을 감소시킴을 밝혔다. Japikse⁽⁶⁾는 후향각이 있는 임펠러가 작동범위를 넓히고 효율을 향상시킴을 밝혔다. Hildebrandt 등⁽⁷⁾은 서로 다른 두 개의 후향각과 세 개의 다른 출구 폭을 가지는 임펠러들에 대하여 성능과 유동을 비교하였다.

본 연구에서는 다양한 후향각이 원심압축기의 성능과 유동에 미치는 영향을 연구하기 위해서 서로 다른 후향각을 가지는 다섯 개의 임펠러에 대해서 계산을 수행 하였다.

* 포항공과대학교 기계공학과 대학원

** 포항공과대학교 기계공학과

*** 한국기계연구원

**** 명지대학교 기계공학과

† 교신저자, E-mail : jhbaek@postech.ac.kr

2. 압축기 모델 및 수치해석 방법

본 연구에서 사용된 원심압축기는 임펠러와 베인없는 디퓨저(vaneless diffuser)로 이루어져 있다. 임펠러는 15개의 날개를 가지고 있으며 익단간극(tip clearance)은 날개의 전연(leading edge)에서부터 후연(trailing edge)까지 0.3 mm의 균일한 분포를 가진다. 디퓨저의 높이는 5 mm로 임펠러 출구 높이와 동일하다. 자오면에서의 압축기의 형상은 Fig. 1에 나타내었으며 임펠러의 주요제원은 Table 1에 나타내었다.

수치해석을 위해서 상용 프로그램인 ANSYS CFX 13.0을 사용하였다. 삼차원 RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes)식을 유한체적법을 기반으로 이산화하여 계산하였다. 계산을 위한 격자는 주유로에 H형 격자를 생성하였으며 임펠러 날개의 전연과 후연 근처에서는 격자의 질을 향상시키기 위해서 날개벽면 주위에 O형 격자를 생성하였다. 또한 팁 유동해석을 위하여 익단간극 내부에 스핀방향으로 11개의 격자점을 생성하였다. 전체 형상에 대해 약 60만개의 격자점을 사용하였으며, 생성된 격자는 Fig. 2에 나타내었다.

해석시간을 고려하여 주기 조건(periodic condition)을 사용하여 하나의 임펠러 유로에 대하여 정상유동해석을 수행하였다. 경계조건으로 해석영역의 입구에는 전압과 전온도를 주었으며, 출구에는 질량유량을 주었다.

벽면에는 점착조건 및 단열조건을 주었으며, 난류모델로는 $k-\omega$ SST(Shear Stress Transport) 모델을 사용하였다. 주요 경계조건을 Table 2에 나타내었다.

Table 1 Geometrical parameters

| | |
|----------------------------|-----|
| Blade number | 15 |
| Inlet hub diameter (mm) | 36 |
| Inlet shroud diameter (mm) | 72 |
| Outlet diameter (mm) | 140 |
| Blade width (mm) | 5 |
| Tip clearance (mm) | 0.3 |

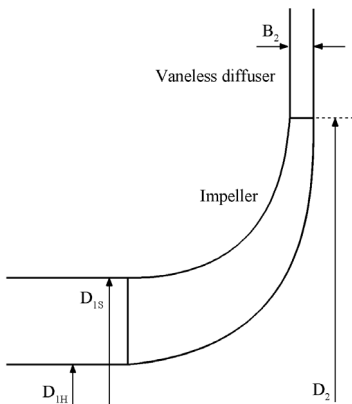


Fig. 1 Geometrical configuration

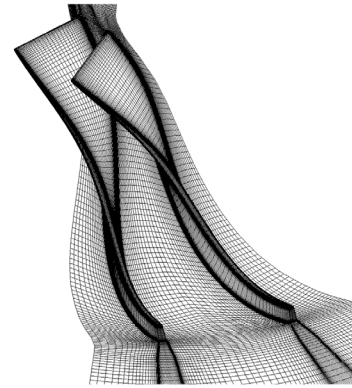


Fig. 2 Computational grid

Table 2 Design parameters

| | |
|-----------------------------|---------|
| Inlet total pressure (Pa) | 100,000 |
| Inlet total temperature (K) | 298 |
| Rotational speed (rpm) | 50,000 |
| Mass flow rate (kg/s) | 0.3 |

3. 수치해석 결과의 검증 및 Test cases

수치해석 결과의 신뢰성을 검증하기 위하여 여러 유량에서의 전압비를 실험결과와 비교하여 Fig. 3에 나타내었다. 실험에서의 기술적인 문제로 인하여 설계 회전수보다 작은 40,000 rpm에서의 결과를 비교하였으며, 수치해석 결과가 거의 모든 작동범위에서 정량적, 정성적으로 실험결과와 잘 일치함을 볼 수 있다. 하지만 고유량 영역에서 약간의 차이가 발생하는데, 이는 수치해석 결과가 초크(choke) 유량 근처에서 출구압력을 낮게 예측하고 있기 때문이다.

서로 다른 후향각을 가지는 다섯 개의 임펠러에 대해서 수치해석을 수행하고 후향각이 원심압축기의 성능과 유동에 미치는 영향을 살펴보았다. 임펠러의 날개각은 자오면으로부터 측정하였으며, 기존 임펠러의 후향각은 42° 이다. 다른 후향각을 가지는 임펠러를 형성하기 위해 날개의 80% 코

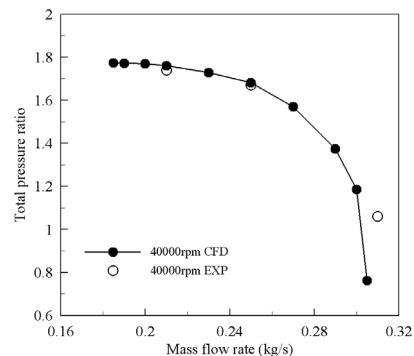
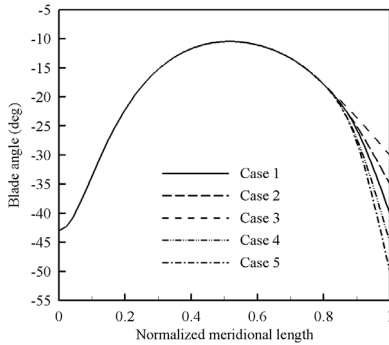


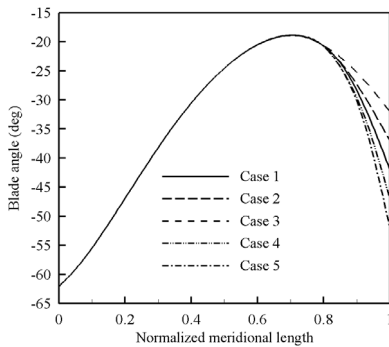
Fig. 3 Total pressure ratio of the CFD and experimental results

Table 3 Numerical test cases

| Test case | Back sweep angle |
|-----------|------------------|
| Case 1 | 42° |
| Case 2 | 37° |
| Case 3 | 32° |
| Case 4 | 47° |
| Case 5 | 52° |



(a)



(b)

Fig. 4 Blade angle distributions from the leading edge to the trailing edge at (a) hub and (b) shroud

드에서부터 후연까지 베지어(Bezier) 커브를 따라 날개각도를 변화시켰으며, 허브와 쉬라우드에서의 자오면 날개각도 분포를 Fig. 4에 나타내었다. Table 3에 계산한 후향각을 나타내었으며, 모든 임펠러에 대해서 후향각을 제외한 계산 영역, 격자 크기 및 경계조건 등은 동일하게 설정하였다.

4. 수치해석 결과 및 분석

4.1 성능에 미치는 영향

후향각의 변화로 인한 압축기 성능 변화를 살펴보기 위하여 다섯 개의 임펠러에 대해 삼차원 정상계산을 초크 유량에서 스톨(stall) 유량까지 수행하였다. 후향각의 변화는 두 가지의 방식으로 임펠러 성능에 영향을 미칠 수 있는데, 첫 번째로 식 (1)과 같이 오일러 일(Euler work)을 변화시키

고 두 번째로 미끄럼 계수(slip factor)를 변화시킨다. 미끄럼 계수는 식 (2)와 같이 구할 수 있으며, 식 (2)에서의 미끄럼 속도는 식 (3)을 이용하여 구할 수 있다.

$$w = u_2(0u_2 + c_{m2} \tan \beta_2) \quad (1)$$

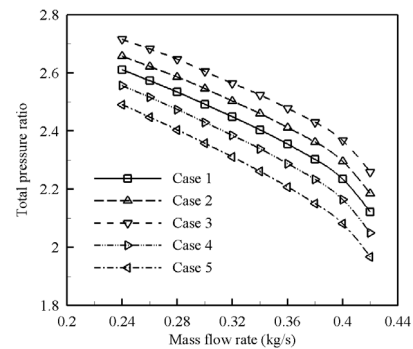
$$\sigma = 1 - \frac{c_s}{u_2} \quad (2)$$

$$c_s = u_2 + c_{m2} \tan \beta_2 - c_{\theta 2} \quad (3)$$

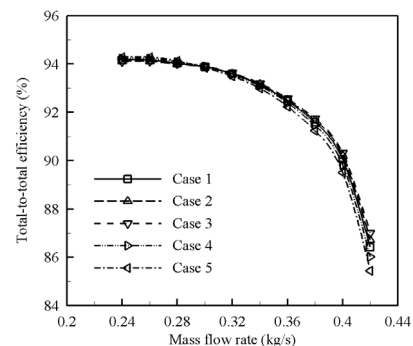
압축기의 성능을 비교하기 위해 임펠러 출구에서의 전압비와 전효율을 Fig. 5에 나타내었다. 기존의 임펠러보다 후향각이 증가할수록 전압비가 감소하고 후향각이 감소할수록 전압비가 증가하며, 이러한 전압비의 변화는 설계 유량에서 뿐만 아니라 탈설계 영역에서도 나타남을 볼 수 있다.

전효율은 설계 유량에서 후향각의 변화에 크게 영향을 받지 않지만 고유량 영역에서는 후향각이 증가할수록 전효율이 감소함을 볼 수 있다.

임펠러 일 계수(work coefficient)와 미끄럼 계수를 Fig. 6에 나타내었다. 기존의 임펠러보다 후향각이 증가할수록 일 계수가 감소하고 후향각이 감소할수록 일 계수가 증가한다.

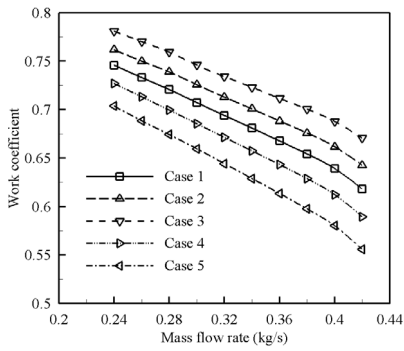


(a) Total pressure ratio

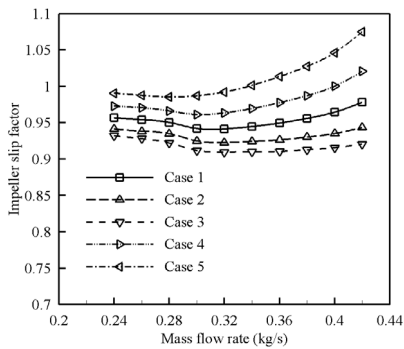


(b) Total-to-total efficiency

Fig. 5 Performance characteristics



(a) Work coefficient



(b) Slip factor

Fig. 6 Impeller work coefficient and slip factor

이러한 일 계수의 변화는 전압비에서와 동일한 경향이지만 미끄럼 계수는 후향각이 증가할수록 증가하고 후향각이 감소할수록 감소하는 것을 볼 수 있다.

4.2 임펠러 내부유동에 미치는 영향

Case 1, case 3, case 5에 대하여 임펠러 내부 유동을 설계 유량에서 비교하고 분석하였다. 후향각이 날개부하(blade loading)에 미치는 영향을 살펴보기 위하여 미드스팬(mid-span)에서의 압력분포를 Fig. 7에 나타내었다. 80% 코드에서부터 후연까지 날개 각도를 변화시켰으므로, 전연에서부터 80% 코드까지는 모든 case가 비슷한 압력분포를 가짐을 볼 수 있다. 하지만 80% 코드 이후부터는 case 3이 가장 큰 날개 부하를 가지고 case 5가 가장 작은 날개 부하를 가진다.

임펠러 출구에서의 유동 특성을 살펴보기 위하여 속도 분포를 Fig. 8에 나타내었다. 모든 case의 압력면에서 높은 속도를 가지고 흡입면 쉬라우드에서 낮은 속도를 가짐을 볼 수 있는데, 이는 원심압축기의 임펠러 출구에서 나타나는 전형적인 jet-wake 유동이다. 흡입면 쉬라우드 근처에서 형성되는 wake 영역의 범위가 각 case에 따라 다른데, 후향각이 가장 작은 case 3에서 wake 영역이 가장 크며, 후향각이 가장 큰 case 5에서 wake 영역이 가장 작은 것을 볼 수 있다.

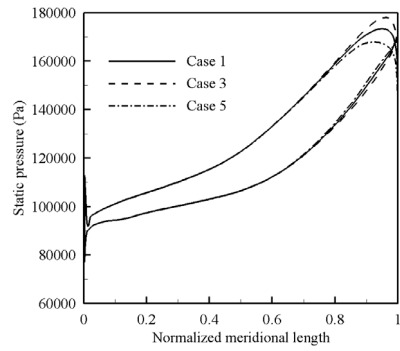


Fig. 7 Blade pressure distribution at mid-span

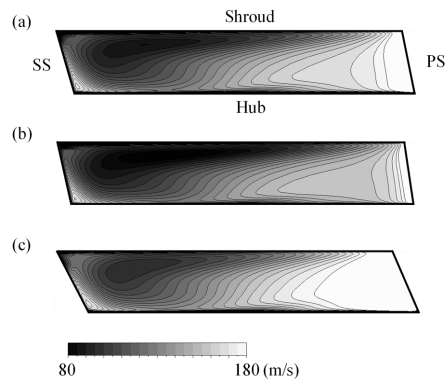


Fig. 8 Relative velocity distribution at the impeller exit

(a) Case 1, (b) Case 3, and (c) Case 5

또한 임펠러 출구에서는 날개부하로 인해 원주방향으로 비균일한 유동을 가지는데, Fig. 7에서 나타난 것과 같이 case 3이 가장 큰 날개부하를 가지므로 원주방향으로 가장 비균일한 유동을 보인다.

임펠러 출구에서 회전방향으로 질량평균한 반경방향 속도 분포를 Fig. 9에 나타내었다. 임펠러 출구에서는 쉬라우드 근처에서 유동을 막는 이차유동이 발생하므로 반경방향 속도가 쉬라우드 근처에서 급격히 감소하는 것을 볼 수 있다. 낮은 반경방향 속도를 가지는 영역은 손실이 큰 박리 영역을 의미하므로 쉬라우드 근처에서 큰 손실이 발생함을 알 수 있다.

그림에서 후향각이 감소할수록 쉬라우드에서 속도가 감소하는 것을 볼 수 있다. Case 3에서는 쉬라우드에서의 반경방향 속도가 음의 값을 가져 역류가 일어나며, 질량유량보존을 만족시키기 위해 허브 근처에서 가장 큰 속도를 가진다.

Fig. 10은 임펠러 출구에서의 유동 편차각(deviation angle)을 나타내며, 유동 편차각이 제로인 영역에서 유량이 최대값을 가진다. Case 1에서는 쉬라우드 근처에서 높은 편차각이 나타나며, 흡입면 가까운 곳에서 낮은 편차각이 나타난다. Case 3에서는 허브 근처에서 높은 편차각을 가지는 영역이 확장되어 case 1에 비해서 더 비균일한 유동 분포를 가진다. 반면에 case 5에서는 쉬라우드에서의 높은 편차각을

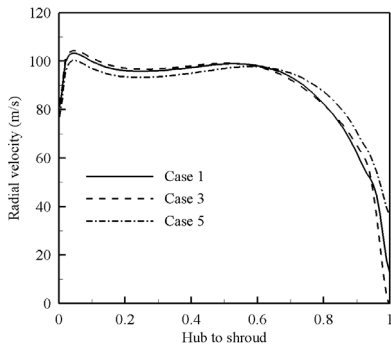


Fig. 9 Radial velocity distribution from hub to shroud at the impeller exit

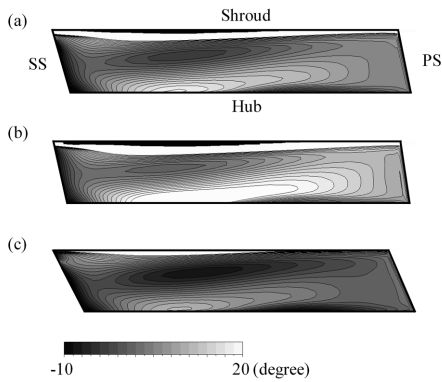


Fig. 10 Deviation of relative flow angle at the impeller exit
(a) Case 1, (b) Case 3, and (c) Case 5

Table 4 Changes in diffuser performance compared to those for case 1

| | C_p | ϖ |
|--------|---------|----------|
| Case 3 | -0.64 % | +2.26 % |
| Case 5 | +0.57 % | -7.45 % |

가지는 영역이 감소하여 case 1에 비해서 더 균일한 유동 분포를 가진다.

정량적인 비교를 위하여 임펠러 출구에서 질량평균한 유동 편차각을 계산하면, case 1, case 3, case 5에서 각각 8.9°, 15.8°, 3.1°의 유동 편차각을 가졌다. Case 3이 가장 큰 편차각을 가지므로 Fig. 6에서 나타난 것과 같이 가장 작은 미끄럼 계수를 가짐을 알 수 있다.

임펠러와 디퓨저의 상호작용과 비균일한 임펠러 출구 유동은 디퓨저 내에서 심각한 유동 박리를 일으킴으로써 디퓨저의 성능에 영향을 미친다. 디퓨저의 성능을 비교하기 위하여 압력회복 계수(pressure recovery coefficient)와 전압력손실 계수(total pressure loss coefficient)를 Table 4에 나타내었으며, 후향각의 변화에 따른 영향을 분석하기 위하여 case 1의 값으로 무차원화하였다. Case 1보다 후향각이 감소

한 case 3은 압력회복 계수가 감소하고 전압력손실 계수가 증가한 반면, 후향각이 증가한 case 5에서는 압력회복 계수가 증가하고 전압력손실이 감소하였다. 압력회복계수가 크고 전압력손실이 작을수록 디퓨저의 성능이 향상된 것이므로 case 5에서 디퓨저의 성능이 향상되었다고 할 수 있다. 따라서 임펠러 출구에서의 균일한 유동 분포가 디퓨저의 성능을 향상시키는 주된 원인임을 알 수 있다.

$$C_p = \frac{P_4 - P_3}{P_{03} - P_3} \quad (4)$$

$$\varpi = \frac{P_{03} - P_{04}}{P_{03} - P_3} \quad (5)$$

5. 결 론

원심압축기의 후향각의 변화가 성능과 내부 유동에 미치는 영향에 대하여 살펴보았다. 본 연구결과를 요약하면 다음과 같다.

- 1) 후향각이 감소할수록 전압력비와 임펠러 일 계수가 증가하고 미끄럼 계수가 감소하였다.
- 2) 후향각이 감소할수록 임펠러 출구에서 wake 영역과 유동 편차각이 증가하여 비균일한 유동 분포를 가졌다.
- 3) 후향각이 감소할수록 임펠러 출구에서의 비균일한 유동으로 인해 디퓨저의 성능이 감소하였다.

후 기

본 연구는 BK21의 지원과 한국기계연구원의 자료제공에 의해 수행되었고, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Zangeneh, M., Schleer, M., Ploger, F., Hong, S., Roduner, C., Ribi, B., and Abhari, R., 2004, "Investigation of an inversely designed centrifugal compressor stage - Part 1. Design and numerical verification," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 126, No. 1, pp. 73~81.
- (2) Bonaiuti, D., Arnone, A., and Ermini, M., 2006, "Analysis and optimization of transonic centrifugal compressor impellers using the design of experiments techniques," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 128, No. 4, pp. 786~797.
- (3) Roytta, P., Gronman, A., Jaatinen, A., Turunen-Saaresti, T., and Backman, J., 2009, "Effects of different blade angle distributions on centrifugal compressor performance," *International Journal of Rotating Machinery*, ID 537802.

- (4) Rodgers, C., 1980, "Specific speed and efficiency of centrifugal impellers," Proceedings of the ASME 25th Gasturbine Conference, New Orleans, USA, pp. 191~200.
- (5) Cumpsty, N. A., 1989, "Compressor Aerodynamics," Longman Scientific & Technical, England.
- (6) Japikse, D., 1996, "Centrifugal Compressor Design and Performance," Concepts ETI, Inc.
- (7) Hildebrandt, A. and Genrup, M., 2007, "Numerical investigation of the effect of different back sweep angle and exducer width on the impeller outlet flow pattern of a centrifugal compressor with vaneless diffuser," Journal of Turbomachinery, Vol. 129, No. 2, pp. 421~433.