

터보 압축기 임펠러-디퓨저 유동장에 대한 정상상태 해석

남삼식* · 박일영** · 이성룡** · 주병수** · 황영수** · 인배석**

Steady Simulations of Impeller-Diffuser Flow Fields in Turbocompressor Applications

S. S. Nam*, I. Y. Park**, S. R. Lee**, B. S. Ju**, Y. S. Hwang**, B. S. In**

Key Words : Turbocompressor(터보 압축기), Impeller-Diffuser Interface(임펠러 디퓨저 경계면), CFD(유동 해석), Surface Roughness(표면 조도)

ABSTRACT

Numerical and experimental investigations were conducted to assess the aerodynamic performance of several centrifugal compressors. In order to impose an appropriate physics at the interface between impeller and vaned diffuser numerically, two different techniques, frozen rotor and stage models, were applied and the simulation results were compared with the corresponding prototype test data. An equivalent sand-grain roughness height was utilized in the present computational study to consider a relative surface roughness effect on the stage performance simulated. From a series of investigations, it was found that the stage model is more suitable than the frozen rotor scheme for the steady interactions between impeller and diffuser in turbocompressor applications. It is supposed that the solution by frozen rotor scheme is inclined to overrate the non-uniformity of the flow fields. The predicted aerodynamic performance accounting for surface roughness effect shows favorable agreement with experimental data. Simulations based on the aerodynamically smooth surface assumption tend to overestimate the stage performance.

1. 서론

삼성테크윈(주)은 초고속 모터와 에어포일 베어링(airfoil bearing)을 적용한 100% Oil-free 공기 압축기를 세계 최초로 개발하였고, 최근 2500마력급 대용량 공기 압축기 모델군을 성공적으로 출시하는 등 세계 공기 압축기 시장에서 빠르게 위상을 높이고 있다.

압축기 개발과정은 개략적으로 사이클 설계 및 해석, 평균유선법(meanline analysis)에 의한 1차원 설계, 3차원 공력설계 및 해석, 시제품 제작 및 시험 평가, 그리고 전체 압축기에 대한 종합적인 평가 과정을 거

치며, 개발비용 및 기간이 상당량 소요되는 특성이 있다. 따라서 급속히 변화하는 시장을 선점하고 시장 환경에 유연하게 대처하기 위해서는 개발기간 단축 및 비용 절감이 필수적이다. 정확하고 신뢰성이 확보된 3차원 유동해석에 의한 터보 압축기의 성능 평가는 개발과정에서 많은 비용과 시간 그리고 인력을 필요로 하는 시제품 시험(prototype test) 의존도를 효과적으로 대체할 수 있는 가장 유력한 방법 중의 하나이다.

삼성테크윈(주)은 세계 공기 압축기 시장에서 경쟁력 우위를 확보하기 위하여 6 시그마 기법을 활용한 제품 개발 및 생산 등 경제적이고 효과적인 방법을 적극 이용하고 있으며, 터보기계분야에서 널리 사용되고 있는 범용해석코드(CFX-TASCflow/CFX10.0)를 활용하여 3차원 유동해석에 의한 성능 평가를 시제품 제

* 삼성테크윈(주) 터보개발팀

** 삼성테크윈(주) 터보개발팀

E-mail : samsik.nam@samsung.com

작/시험 이전에 수행함으로써 개발 위험을 최소화하는 노력을 해오고 있다.

원심 압축기에서 임펠러는 유체에 원심력을 가하여 전압력을 상승시키고 디퓨저는 유체가 가지고 있는 운동에너지를 압력에너지로 변환시키는 기능을 담당하여 작동 유체를 압축하는 핵심적인 구성품이다. 이 두 가지 공력 부품은 유동해석 시 임펠러에 대해서는 회전 좌표(rotating frame of reference)를 디퓨저에 대해서는 절대좌표(absolute frame of reference)를 각각 적용해야 하는 다중 기준 좌표(MFR : Multiple Frames of Reference) 문제이다. 이러한 MFR을 포함하는 문제들에 대한 많은 연구가 이루어져 왔고 범용해석코드에서도 옵션으로 제공하고 있다[1][2][3][4][5][6][10]. 회전체와 비회전체 경계면에서의 유동 간섭을 해석하기 위한 대표적인 3 가지 방법은 다음과 같다. 첫 번째는 Denton 등[1]에 의하여 개발된 “Averaging Plane Model”로서 회전체 출구의 유동 변수를 원주 방향으로 평균하여 비회전체의 입구 경계 조건으로 부여하는 기법이다. 이 수치해석 기법은 “Mixing Plane Model” 또는 “Stage Model”로도 일컬어지는데 회전체와 비회전체의 정상상태 간섭 해석에 적용된다. 그러나 이 모델의 경우 유동 변수를 평균함으로써 발생하는 물리적 현상의 손실 가능성이 있다. 두 번째는 Adamczyk[2]에 의해 처음으로 소개된 이래 최근 여러 연구자들에 의하여 다양하게 발전되어온 “Averaging Passage Model”이 있다. CFX-TASCflow[6]의 Frozen rotor 모델이 이와 비슷한 개념을 가지고 있는데, 이 기법은 회전체와 비 회전체의 경계면을 가로질러서 wake/core의 분포가 보존된다는 준-정상상태 가정을 적용한다. Frozen Rotor기법의 경우 원칙적으로 비정상 방정식(unsteady equation)을 풀 수 있지만, 비정상성의 가장 주요한 원인인 회전체의 움직임이 고려되지 않기 때문에 이 모델을 적용하여 얻은 비정상 해석 결과는 큰 의미를 갖지 못한다. Fahua 등[4]은 볼류트(volute)에서의 압력 왜곡(pressure distortion)으로 인한 성능 변화를 살펴보기 위하여 Frozen rotor기법을 사용하였는데, Frozen rotor기법은 탈설계 점 성능 예측에 오차를 유발하는 경향이 있는 것으로 나타났고, 그 이유는 Frozen rotor기법 적용 시 압력 왜곡이 상류로 전파해가면서 소멸하는 현상을 잘 모사하지 못하기 때문인 것으로 평가되었다. 마지막으로 회전체의 좌표변화를 매 계산 시간 간격마다 고려하여 회전체 출구 유동장의 정보를 비회전체에 넘겨주는 완전 비정상상태 해석

을 위한 “Transient Sliding Mesh(or Transient Rotor/Stator model)”가 있다. Tarek 등[10]은 원심형 팬의 전체 유동장에 대한 비정상 해석을 수행하였고, Frozen rotor기법을 적용한 정상상태 해석 결과를 초기 유동장으로 하여 비정상상태 성능을 예측하였다. 이들의 해석 결과는 원심 팬에서의 비정상 유동의 정성적 특성을 잘 모사하였으나 정량적으로는 시험 결과와 다소 차이를 나타내었다.

본 연구에서는 원심 압축기의 임펠러-디퓨저 유동장에 대한 정상상태 해석에서 경계면 처리 기법(Stage model과 Frozen rotor)에 따른 차이를 살펴보고자 한다.

공력설계 결과를 바탕으로 제작되어 시험되는 구성품들은 유체역학적으로 완전히 매끄러운 표면과 다소 차이가 있을 수 있으며, 오랜 기간 동안 운용된 압축기나 작동 대기 환경이 나쁜 곳에서 작동되는 압축기의 경우 표면 부식과 침식 등으로 인하여 표면이 거칠어지며 이로 인하여 성능저하가 나타나게 된다.

Aamir 등[11]은 벽 함수(wall function)를 이용하여 표면 거칠기가 표면 마찰 계수에 미치는 영향을 모델링할 수 있는 방법을 제안하였다. 이 방법은 유동 해석(CFD) 기법에 상관없이 일반적으로 적용될 수 있는 특징을 가지고 있으며, 표면 거칠기에 따른 압축기 익렬(linear cascade) 시험 데이터와 비교한 결과 정성적으로 일치하는 것으로 평가되었다. Jeffrey 등[12]은 터빈 날개에 작용하는 압력구배의 형태가 다를 때 표면 거칠기가 열전달에 미치는 영향을 시험적으로 살펴보았으며, Yun 등[13] 다양한 환경에서 작동된 터빈 날개의 표면 거칠기를 조사하여 일정한 크기의 모래 알갱이 거칠기로 모사한 후 표면 거칠기에 따른 터빈의 성능 변화를 시험적으로 평가하였다. Qiang 등[14]은 자유류(free stream)의 난류 강도가 다를 때 터빈 날개의 공력 성능에 표면 거칠기가 미치는 영향을 정교한 시험 장치를 통하여 평가하였다. Casey[15]는 레이놀즈 수 효과에 따른 원심 압축기 성능 변화에 대하여 표면 거칠기를 포함하는 난류 관 유동에서의 손실 모델을 포함한 해석적 모델링을 통하여 일반적으로 적용할 수 있는 관계식을 도출하였다. 표면조도에 의한 터보기계 성능 변화를 다룬 많은 연구 성과들이 있었음에도 불구하고 지금까지의 연구 성과들은 시험과 해석적 모델링에 관한 것들이 대부분을 차지하고 있으며, 표면 거칠기가 터보기계의 성능 변화에 미치는 영향을 유동해석에 의한 성능예측에 적용한 사례는 많지 않은

실정이다.

본 연구에서는 원심형 터보 압축기의 임펠러와 디퓨저에 대한 3차원 유동해석을 수행하여 얻은 공력 성능을 시험 데이터와 비교하고, 임펠러와 디퓨저 간의 경계면 모델(interface model)과 표면 조도에 따른 예측 성능 차이를 분석함으로써 유동해석에 의한 압축기 성능 평가의 신뢰성을 향상시키는 방법을 제시하고자 한다.

2. 3차원 유동 해석

원심 압축기 임펠러와 디퓨저 내부 유동 해석을 위하여 범용해석코드(CFX-TASCflow/CFX10.0)를 사용하였다. 이 해석 소프트웨어는 회전좌표와 비회전 좌표에서 Reynolds Averaged Navier-Stokes 방정식에 대한 해법을 제시해준다. 본 연구에서는 $k-\epsilon$ 모델을 사용하여 난류의 영향을 모델링하였으며, 벽 근처 유동을 풀기 위하여 벽 함수(wall function)를 사용함으로써 벽 근처 격자를 조밀하게 하는 수고로움을 덜어 해석의 경제성을 추구하였다.

2.1. 계산 조건

본 연구에서 해석 대상으로 하고 있는 임펠러와 디퓨저는 삼성테크윈(주)의 개발 압축기에 적용된 모델들이며, 각 모델 압축기의 설계 입구 조건은 Table. 1에 정리되어 있다.

	Model 1	Model 2	Model 3
유량	4.549[kg/s]	1.640[kg/s]	1.617[kg/s]
입구 전압력	480290[Pa]	98300[Pa]	238750[Pa]
입구 온도	315.15[K]	308.15[K]	315.15[K]

Table. 1 해석 대상 임펠러/디퓨저의 설계조건

2.2. 계산 격자

임펠러와 디퓨저에 대한 격자는 CFX-Turbogrid를 사용하여 생성하였으며, 각 모델 압축기별 격자 정보는 Table. 2와 같다. Fig. 1은 Model 1 임펠러와 디퓨저 형상 및 격자 계를 나타내고 있다. 본 연구에서는 임펠러와 디퓨저에 대한 하나의 유로에 대하여 격자를 생성한 후 원주 방향으로 주기 경계조건(periodic condition)을 부여하여 해석하였다.

	Model 1	Model 2	Model 3
임펠러 격자 (i*j*k)	68*44*29	59*45*21	59*45*21
디퓨저 격자 (i*j*k)	65*40*26	59*36*26	59*44*26
전체 격자수	154368	110979	123251

Table. 2 해석 대상 임펠러/디퓨저의 격자

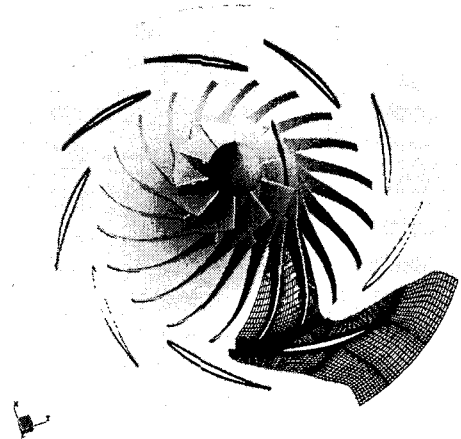


Fig. 1 해석 대상 임펠러와 디퓨저 형상 및 격자 계(Model 1)

2.3. 경계 조건

계산 영역의 입·출구에 대한 경계조건을 부여하는 방법은 다양하지만, 본 연구에서는 임펠러 입구 경계조건으로 설계 시 고려된 전압력(total pressure)과 온도(total temperature)를 부여하였고, 디퓨저 출구는 주로 질량 유량으로 하여 계산하였다. 그러나 초크 영역이나 서지 점 근처 등과 같이 수렴성이 좋지 않은 곳에서는 정압력(static pressure)을 경계조건으로 부여하기도 하였다. 임펠러와 디퓨저 경계면은 Frozen rotor기법과 Stage model을 적용하여 그 차이를 살펴 보았다. 임펠러와 디퓨저의 쉬라우드 면, 그리고 디퓨저 날개면과 허브면은 절대좌표계에 대하여 고정하였으며, 임펠러의 날개면과 허브면은 상대좌표계에 대하여 고정하였고 표면 조도를 고려한 경우에는 각각의 표면에 참고문헌[16]을 바탕으로 적절히 지정된 표면 조도 값을 부여하였다.

3. 압축기 성능 시험

삼성테크윈(주)의 압축기 성능 시험은 Fig. 2와 같은 시험리그에서 수행된다. 시험 리그는 크게 기어박스, 베드, 입·출구 배관, 모터부 등으로 구성되어 있다. 임펠러와 디퓨저 그리고 스크롤은 기어박스에서 조립되어 공력 성능을 평가한다. 유량은 입구 배관에 와류형 유량계(Vortex flow meter)를 설치하여 측정하고 있으며, 흡입과 토출 배관에서의 압력과 온도 측정은 ASME PTC10[7]의 규정을 준수하여 이뤄지고 있다.

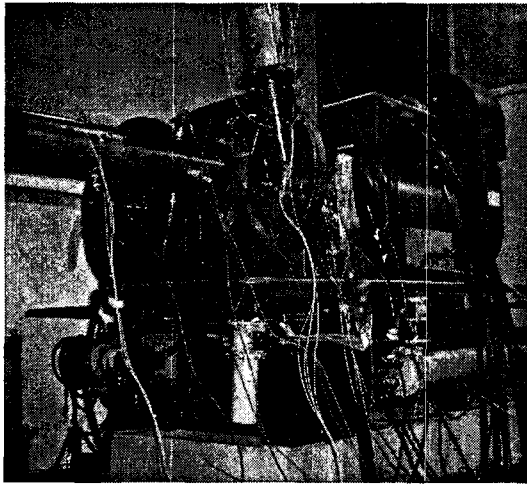


Fig. 2 압축기 성능 시험 리그

압축기 단(Stage) 성능이외에 임펠러와 디퓨저의 전반적인 성능을 평가하기 위하여 임펠러 출구와 디퓨저 출구의 압력과 온도를 측정하고 있다. 시험 리그를 지지하고 있는 베드는 오일 탱크, 오일 펌프, 그리고 오일 쿨러 등의 주변 장치로 구성되어 있으며, 측정된 데이터들은 다수의 온도와 압력 신호를 받아들일 수 있는 DAS(Data Acquisition System)를 통하여 처리된다.

압축기 성능 시험은 임펠러와 디퓨저 등 단품 성능을 확인하기 위한 구성품 시험과 전체 시스템 통합 성능을 확인하는 통합 시험이 있다. 성능 시험 데이터에 대한 신뢰성을 확보하기 위하여 ASME표준[8]과 AIAA표준[9]등 국제 표준을 준수하여 측정 불확도(Measurement uncertainty) 평가를 수행하고 있다.

4. 해석 결과

4.1. 임펠러-디퓨저 경계 면 처리 기법에 의한 영향

임펠러-디퓨저 경계면에 대한 2가지 수치해석 기법에 따른 차이를 살펴보기 위하여 성능시험 결과와 비교하였다. Fig. 3은 Model 1에 대한 해석 결과로서 x축과 y축은 각각 설계유량과 압력비로 나눈 값으로 표현하였다. 해석 결과는 표면 조도가 고려된 것으로서 Stage model을 적용한 경우에 시험 결과를 정성적인 경향뿐만 아니라 정량적인 수치에서도 잘 묘사하고 있음을 알 수 있다. 그러나 Frozen rotor기법을 적용한 경우 압력비가 과대평가되었으며 실제 압축기보다 유량이 큰 압축기처럼 성능 곡선이 나타나고 있다. Fahua 등[4]이 지적하였듯이 Frozen rotor기법은 고 유량에서는 압력비를 과대평가하고 저 유량에서는 과소평가하는 면이 있는 것으로 여겨진다.

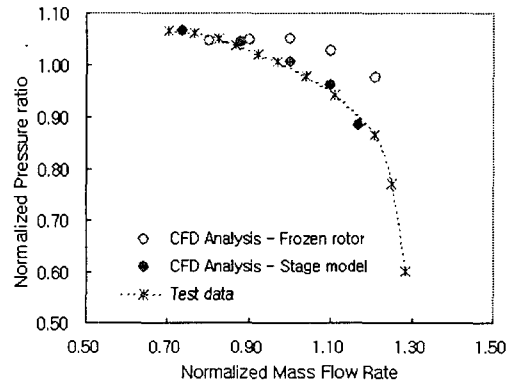


Fig. 3 흡입 유량에 따른 전 압력비 특성 곡선(Model 1)

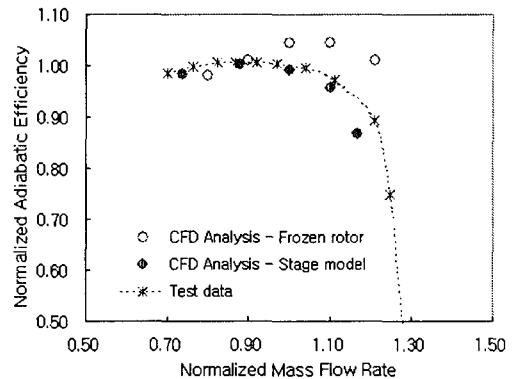


Fig. 4 흡입 유량에 따른 단열효율 특성 곡선(Model 1)

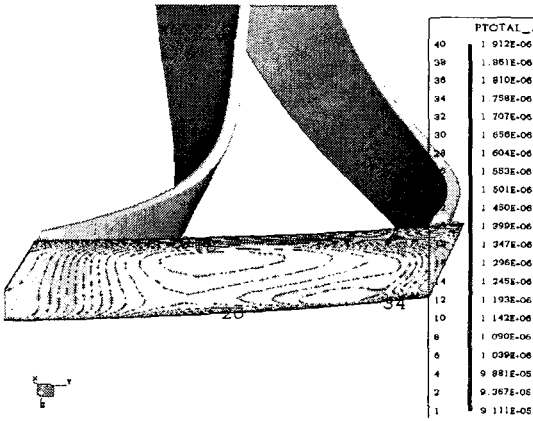


Fig. 5 임펠러와 디퓨저 경계면 근처에서의 전 압력 분포 (Model 1, Frozen rotor)

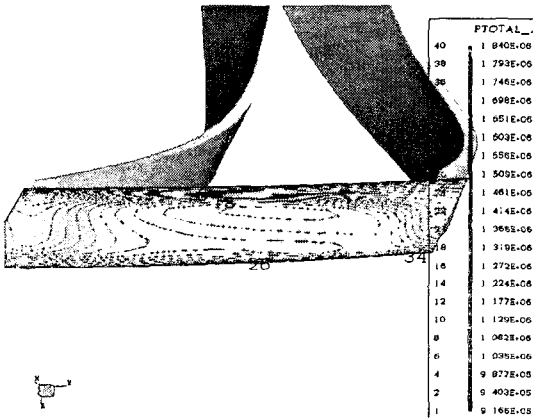


Fig. 6 임펠러와 디퓨저 경계면 근처에서의 전 압력 분포 (Model 1, Stage model)

Fig. 4는 흡입 유량에 대한 단일효율 곡선을 나타내고 있고 Stage model을 적용한 경우 고 유량 영역에서 다소 효율이 낮게 평가되는 점을 제외하고는 시험 결과와 잘 일치하고 있다. 설계유량에서 Stage model과 Frozen rotor기법에 의한 해석 결과 차이는 전압력비 기준으로 약 4.5%와 단일효율기준으로 약5.5%정도 나타나고 있다.

Fig. 5와 Fig. 6은 설계 유량에서 임펠러와 디퓨저 경계면 근처 영역에서의 전압력분포를 나타내는데, Frozen rotor와 Stage model을 적용하였을 때 전압력 분포 양상이 확연히 구별됨을 알 수 있다. Frozen rotor기법을 적용한 경우에는 전압력이 높은 영역이 한 곳에 집중된 반면에 Stage model을 적용하면 전압력이 높은 영역이 원주방향으로 골고루 분포되는 현상을

관찰할 수 있다. Stage model은 경계면 상류 유동장에 대하여 평균(원주방향)하는 개념을 적용함에 따라 경계면에서의 복잡한 물리 현상을 해석적으로 살펴보기가 쉽지 않다. 그럼에도 불구하고 시험 결과와 잘 일치하는 것은 실제로 임펠러 출구와 디퓨저 선단사이 구간에서 wake의 파괴를 포함한 유동 혼합 등에 의하여 유동 왜곡 정도가 완화되기 때문인 것으로 판단된다.

4.2. 표면 조도에 의한 영향

일반적으로 표면 거칠기는 총류보다는 난류 경계층에 많은 영향을 준다고 알려져 있고, 터보기계에서의 유동은 난류이므로 표면 거칠기를 해석에 포함하는 것은 보다 정확한 성능 평가를 위해서는 반드시 필요하다.

본 연구에서 표면 조도 효과는 모래 거칠기에 상당하는 표면 조도 값을 각각의 표면에 적절히 부여함으로써 고려되었다. Fig. 7과 Fig. 8은 흡입 유량에 따른 전압력비와 단일효율 특성 곡선을 나타내는 그림으로서 표면 조도를 고려하였을 때 시험 결과를 보다 잘 모사할 수 있음을 보여주고 있다. 표면 조도를 고려하였을 때 고 유량 영역에서 특히 차이가 많이 나고 있는 이유는 마찰 손실의 경우 속도의 제곱에 비례하는 특성이 있기 때문인 것으로 사료된다. 실제 유량에서 전압력비는 4.8%, 단일 효율은 약 4.5%의 차이가 나고 있다. Fig. 9와 Fig. 10은 자오면 길이 방향에 따른 전압력과 정압력 발달 양상을 표면 조도 고려 여부에 따라 비교한 그림이다. 여기서 y축은 설계 입구 전압력으로 나눠준 값이다. 표면 조도를 고려한 경우 임펠러 출구에서 전압력이 매끄러운 표면으로 해석 한 경우 대비 약 3% 낮게 나타나고, 후류로 가면서 차이가 점차 커지며 디퓨저 출구에서는 약 4.5% 차이를 나타내어 표면조도에 의한 성능저하는 정익(stator)에서 더 크게 나타나고 있다. 표면 조도를 고려한 경우 임펠러에서의 상승되는 전압력이 매끄러운 표면 대비 3%정도 낮았고 그에 따라 디퓨저를 지나면서 발달되는 정압이 낮게 예측되고 있다. Fig. 11과 Fig. 12는 자오면에서의 속도분포를 표면 조도 고려 여부에 따라 비교한 그림이다. 디퓨저 허브면 쪽에서 모멘텀이 낮은 영역이 관찰되고 있다. 이 영역은 표면 조도를 고려한 경우가 매끄러운 표면으로 하여 해석한 결과 대비 넓게 분포하고 이에 따라 압축기 성능 저하가 나타남을 알 수 있다.

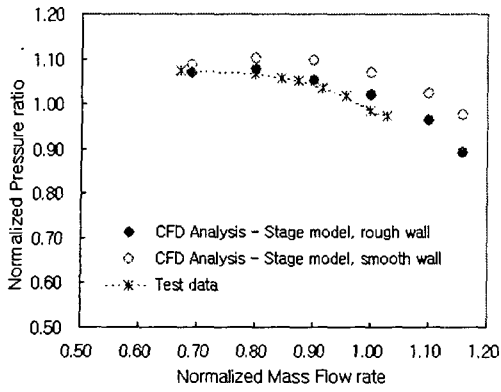


Fig. 7 흡입 유량에 따른 전 압력비 특성 곡선(Model 2)

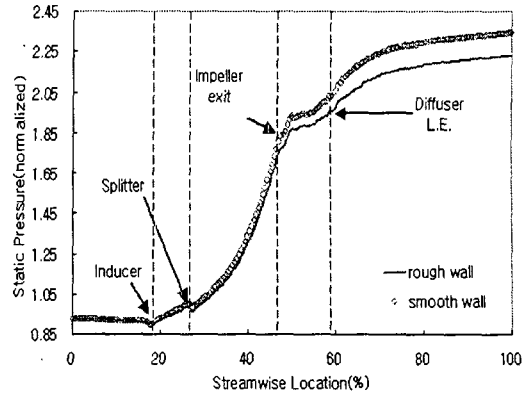


Fig. 10 자오면 길이 방향에 따른 정 압력 발달(Model 2)

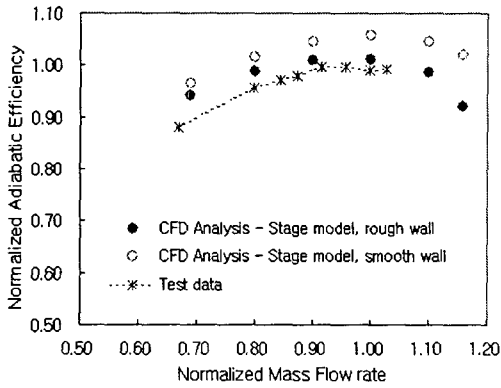


Fig. 8 흡입 유량에 따른 단열효율 특성 곡선(Model 2)

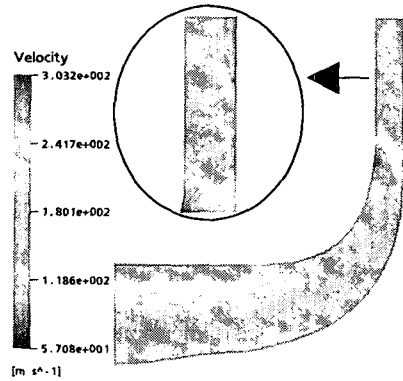


Fig. 11 자오면에서의 속도 분포(Model 2, 매끈한 표면)

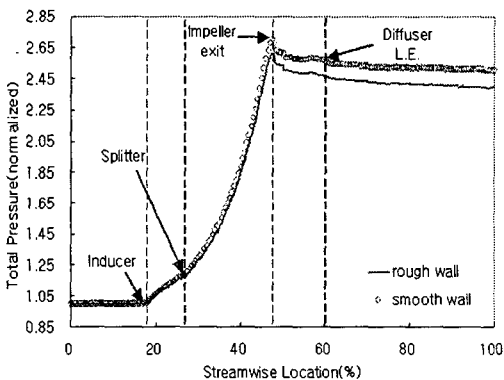


Fig. 9 자오면 길이 방향에 따른 전 압력 발달(Model 2)

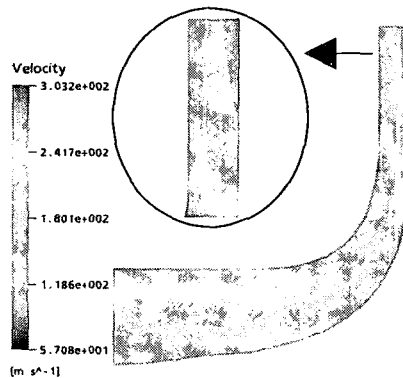


Fig. 12 자오면에서의 속도 분포(Model 2, 표면 조도 고려)

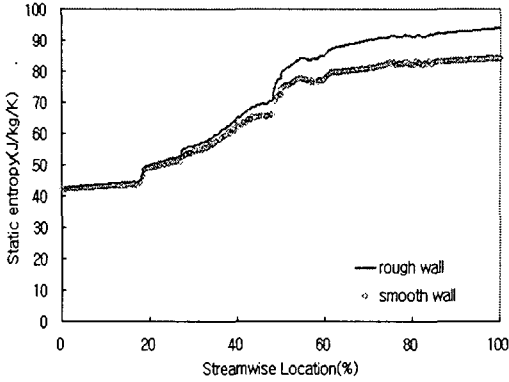


Fig. 13 자오면 길이 방향에 따른 엔트로피 생성(Model 2)

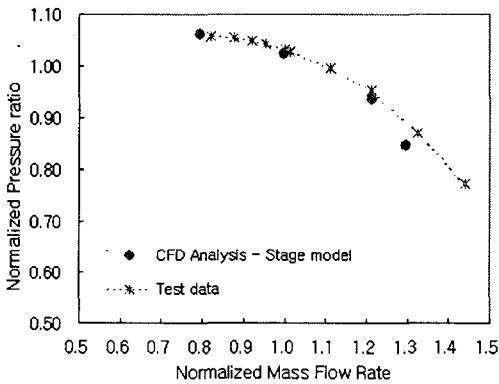


Fig. 14 흡입 유량에 따른 전 압력비 특성 곡선(Model 3)

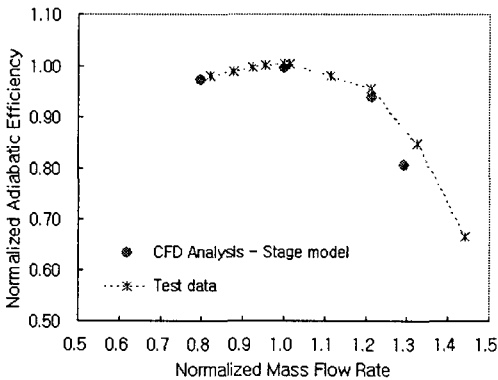


Fig. 15 흡입 유량에 따른 단열효율 특성 곡선(Model 3)

Fig. 13은 표면조도에 따른 엔트로피 생성량을 비교한 그림으로서 손실을 의미하는 엔트로피 생성량이 전 압력 손실과 마찬가지로 디퓨저에서 특히 차이가 많이 나고 있으며 표면 조도가 압축기 성능 저하의 메커니즘으로 작용하고 있음을 잘 설명해주고 있다. 디퓨저 출구에서 2가지 표면에 대한 엔트로피 차이는 11%정도 나고 있다.

Fig. 14와 Fig. 15는 Model 3에 대한 예측 성능과 시험으로 얻은 성능을 비교한 결과이다. Model 1과 Model 2에 대한 결과들과 마찬가지로 Stage model과 표면조도를 고려하여 성능을 예측하였을 때 시험 결과를 잘 모사할 수 있었다. 고 유량영역에서 압력비와 효율이 다소 낮게 평가된 면이 있으나, 이러한 차이는 실제 제품과 해석모델 간의 차이를 감안하면 무시할만한 수준이다.

5. 결론

원심 압축기 임펠러와 디퓨저에 대한 3차원 유동해석을 수행하여 시험 결과와 비교하였다. 임펠러와 디퓨저에 대한 2가지 경계면 처리 기법(Frozen rotor와 Stage model)에 따른 예측 성능 차이와 표면 조도에 의한 성능 변화를 살펴본 결과는 다음과 같다.

첫째, Stage model은 경계면 상류 유동장에 대하여 평균(원주방향)하는 개념을 적용함에 따라 경계면에서의 복잡한 물리 현상을 해석적으로 살펴보기가 쉽지 않다. 그럼에도 불구하고 시험 결과와 잘 일치하는 것은 실제로 임펠러 출구와 디퓨저 선단사이 구간에서 wake의 파괴를 포함한 유동 혼합 등에 의하여 유동 왜곡 정도가 완화되기 때문인 것으로 판단된다. 반면에 Frozen rotor기법은 임펠러-디퓨저 간섭면에서의 유동의 불균일성을 과대평가하여 시험 결과와 정성적으로도 차이를 나타내는 것으로 여겨진다.

둘째, 표면 조도를 고려하여 해석한 경우가 매끄러운 표면으로 하여 해석한 경우 대비 시험결과를 잘 모사하였다. 설계 유량에서 매끄러운 면과 표면 조도가 고려된 경우 전압력비는 약 4.8%, 단열효율은 약 4.5%의 차이를 보이는 것으로 평가되었다. 표면 조도에 따른 전압력 손실과 엔트로피 생성 등을 살펴본 결과 표면조도 효과는 임펠러보다는 디퓨저에서 특히 크게 나타남을 알 수 있다.

참고문헌

- (1) Denton J.D. and Singh U.K., "Time-Marching Methods for Turbomachinery Flow Calculations", 1979, VKI-LEC-SER-1979-7, Von Karman Inst for Fluid Dynamics, Belgium.
- (2) Adamczyk J.J., "Model Equation for Simulating Flows in Multistage Turbomachines", 1985, ASME Paper 85-GT-226.
- (3) Rodrick V. Chima, "Calculation of Multistage Turbomachinery Using Steady Characteristic Boundary Conditions", 1998, AIAA 98-0968, 36th Aerospace Sciences Meeting&Exhibit, Reno, NV, USA.
- (4) Fahua Gu and Abraham Engeda, "A Numerical Investigation of the Volute/Impeller Steady-State Interaction Due to Circumferential Distortion", 2001, 2001-GT-0328, *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2001*, New Orleans, Louisiana, USA.
- (5) Erik Dick, Jan Vierendeels, Sven Serbruyns, and John Vande Voorde, "Performance Prediction of Centrifugal Pumps with CFD-Tools", 2001, Task Quarterly, Vol.5, No.4, pp.579-594.
- (6) "CFX-TASCflow User Documentation Volume 2", 2000, Version 2.10, AEA Technology Engineering Software, Ltd., Waterloo, Ontario, Canada.
- (7) "Performance Test Code on Compressors and Exhausters", 1997, ASME PTC 10, ASME, USA.
- (8) "Test Uncertainty", 1998, ASME PTC 19.1, ASME, USA.
- (9) "Assesment of Experimental Uncertainty with Application to Wind Tunnel Testing, 1999, AIAA S-071A-1999, AIAA.
- (10) Tarek Meakhail and Seung O Park, "A Study of Impeller-Diffuser-Volute Interaction in a Centrifugal Fan", 2004, GT2004-53068, *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2004 Power for Land, Sea, and Air*, Vienna, Austria.
- (11) Aamir Shabbir and Mark G. Turner, "A Wall Fuction for Calculating the Skin Friction with Surface Roughness", 2004, GT2004-53908, *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2004 Power for Land, Sea, and Air*, Vienna, Austria.
- (12) Jeffrey P. Bons and Stephen T. McClain, "The Effect of Real Turbine Roughness with Pressure Gradient on Heat Transfer", 2003, GT2004-53908, *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2003 Power for Land, Sea, and Air*, Atlanta, Georgia, USA
- (13) Yong IL Yun, IL Young Park, and Seung Jin Song, "Performance Degradation Due to Blade Surface Roughness in a Single-Stage Axial Turbine", 2005, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 127, pp.137-143.
- (14) Qiang Zhang, Sang Woo Lee, Phillip M. Ligrani, "Effects of Surface Roughness and Turbulence Intensity on the Aerodynamic Losses Produced by the Suction Surface of a Simulated Turbine Airfoil", 2004, *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 126, pp. 1-9.
- (15) M. V. Casey, "The Effects of Reynolds number on the Efficiency of Centrifugal Compressor Stages", 1985, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 107, pp.541-548.
- (16) Frank M. White, "Viscous Fluid Flow", 1991, McGRAW-HILL pp.394-435.