

원심압축기용 베인디퓨저의 탈설계점 성능연구 - 제 2 부 : 솔리디티가 작은 익렬디퓨저 -

오종식[†], 이현석*

Investigation of Off-Design Performance of Vaned Diffusers
in Centrifugal Compressors – Part II : Low Solidity Cascade Diffuser -

JongSik Oh, HeonSeok Lee

Key Words : Centrifugal compressor, Vaned diffuser, Low Solidity Cascade diffuser

ABSTRACT

As the second part of the author's study, off-design behavior of the design and performance parameters in the low-solidity cascade diffuser in a centrifugal compressor is investigated. The experimental flange-to-flange compressor map serves the validity of application of the present CFD work to the detailed investigation of the low-solidity cascade diffuser. Some meanline design and performance parameters as well as three-dimensional internal secondary flow fields are studied when the flow rate is changed from deep choke to stall.

1. 서 론

최근 몇 년사이에 전세계적으로 솔리디티(solidity)가 작은 익렬(cascade)디퓨저에 대한 연구가 급속도로 진전되면서 실제 응용분야에서도 이를 채택하는 경향이 증가하고 있다. 기본적으로는 베인없는(vaneless) 디퓨저가 갖는 넓은 안전 운전 영역의 특징과 채널디퓨저가 갖는 고효율의 특징을 모두 지니길 기대하면서 이러한 디퓨저에 대한 연구가 진행되어 오고 있다. 현재 익렬에 대한 대부분의 설계는 1940 년에서 1960 년대에 과거 NACA 에서 축적한 방대한 양의 축류압축기용 선형(linear) 익렬에 대한 실험데이터에 근거를 둔다. 이를 원심압축기용 베인디퓨저 형상으로 최종 설계할 때에는 반경평면(radial plane)상으로 등각사상(conformal mapping) 과정을 통해 얻게 된다.

종래의 솔리디티가 큰 베인디퓨저는 특히 압축비가 클수록 유입되는 유동의 입사각(incidence)의 영향에 매우 민감하기 때문에, 안전 운전영역

의 범위가 제한될 수 밖에 없어서 산업용 압축기에 적용하기에는 무리가 따른다. 따라서 솔리디티가 작은 익렬디퓨저와 같이 새로운 대안의 디퓨저가 필요하게 되었으며, 아직까지는 설계기술이 확립되지 못하고 충분한 정보가 없는 실정이다.

제 1 부[1]에서 언급한 바와 같이 솔리디티가 작은 익렬디퓨저의 경우에도 대부분의 공력설계가 평균유선 성능해석 단계에서 이루어지기 때문에, 이러한 일차원적인 성능모델링의 정확도가 무엇보다 중요하다. 솔리디티가 작은 관계로 익렬을 유출하는 유동의 편차각이 상당히 증가하게 되며, 익렬내의 손실과 다음 후방요소로 유입되는 입구 유동조건을 정확하게 예측하기 위해서는 그만큼 우수한 편차각 모델링을 개발해야 한다. 또한 넓은 안전 운전영역을 확보한다는 뜻은 베인의 전연(leading-edge)이 그만큼 넓은 범위의 유동각을 경험하게 된다는 것을 의미하기 때문에, 개발해야 하는 일차원 모델링은 넓은 범위의 입사각에 대해 공력능력이 충분히 검증되도록 개발되어야 한다. 그러나 익렬디퓨저는 채널디퓨저보다 공개된 정보가 부족하여 현재는 2 개의 상용 설계프로그램인 COMPAL[2]과 PREDIG[3]에 거의 의존하고 있는 형편이다.

본 연구에서는 위의 2 개의 상용 설계프로그램

[†] 한국기계연구원(KIMM) 유체기계그룹
선임연구원 (ojs@kimm.re.kr)

* 한국터보기계(주) 대표이사

램중에서 비교적 모델링의 내용을 더 공개하고 있는 PREDIG의 경우를 중심으로 솔리디티가 작은 익렬디퓨저의 주요 모델링에 대해 살펴본 후, 3차원 압축성 난류 CFD(Computational Fluid Dynamics)를 이용한 탈설계점 유동해석을 수행하여 일차원 모델링에 포함되어 있는 몇몇 주요 설계변수에 대한 성능특성을 알아보고자 한다.

2. PREDIG의 평균유선 모델링

솔리디티가 작은 익렬디퓨저 베인의 출구 유동각은 베인의 출구 날개각과 편차각을 의미하는 2개의 다른 항과의 합으로 다음과 같이 표현된다.

$$\alpha_4 = \alpha_{4b} + \delta^* + \left(\frac{\partial \delta}{\partial i} \right)_{ref} (i - i_{ref}) \quad (1)$$

이는 편차각을 예측하기 위하여 Carter의 법칙[4]으로 표현되는 nominal 편차각과 Aungier[5]에 의해 제시된 입사각에 대한 1차 구배(gradient)항을 이용한다.

디퓨저의 성능을 예측하기 위해 필요한 다른 중요변수로서 reference 입사각이 있는데, 여기서는 Dixon[6]의 경험식을 약간 수정한 형태로 추가적인 함수를 도입하여 다음의 식을 이용한다.

$$\tan \alpha_{3,ref} - \tan \alpha_{4,ref} = \frac{1.55}{1 + 1.5/\sigma} f(\alpha_{4,ref}) \quad (2)$$

여기서의 추가적인 함수는 3차의 다항식으로 표현되며 솔리디티가 작은 익렬이 경험해야 하는 넓은 범위의 유량에 대한 영향을 고려한다.

익렬디퓨저를 통과하면서 발생하는 확산의 정도를 예측하기 위해 다음과 같은 등가확산비(equivalent diffusion ratio)를 도입하는데, 첫째항은 nominal 운전조건에서 발생하는 확산의 정도를 경험 데이터로부터 얻고 있으며, 두번째항은 reference 입사각을 벗어나 운전할 경우의 효과를 고려한다. 이러한 등가확산비는 또한 익렬이 스톱

$$\begin{aligned} D_{eq} &= D_{eq1} + D_{eq2} \\ D_{eq1} &= \frac{\cos \alpha_4}{\cos \alpha_3} \left\{ 1.12 + 0.61 \frac{\cos^2 \alpha_3}{2 \cos \alpha_m} |C_L| \right\} \\ D_{eq2} &= 0.012 \frac{\cos \alpha_4}{\cos \alpha_3} \left\{ \frac{180}{\pi} |i - i_{ref}| \right\}^{1.43} \end{aligned} \quad (3)$$

(stalled)상태인가를 판단하는 기준으로도 이용되는

데 판단기준값은 2.0으로 하고 있다.

익렬내에서 발생하는 전압손실양을 판단하는 전압손실계수(total pressure loss coefficient)는 표면마찰손실(skin friction loss)과 베인형상손실(blade profile loss) 그리고 이차유동손실(secondary flow loss)의 3가지 항의 합으로 모델링된다. 우선 표면마찰손실은 관로유동의 경험식과 유사하게 다음과 같이 평가되며,

$$LC_{SF} = c_f \frac{L_B}{d_H} \left(\frac{\bar{C}}{C_3} \right)^2 \quad (4)$$

형상손실은 Lieblein[7]이 제안한 경험식과 같이 익렬의 후류(wake)운동량두께를 등가확산비와 관계지워 다음과 같이 예측한다.

$$LC_{PR} = 2\sigma \frac{0.004}{1 - 1.17 \ln(D_{eq})} \left(\frac{\cos \alpha_3}{\cos \alpha_m} \right)^2 \left(\frac{\cos \alpha_m}{\cos \alpha_4} \right)^3 \quad (5)$$

마지막으로 이차유동손실은 Howell[8]이 축류압축기의 실험을 통해 제안한 경험식과 같이 양력(lift)계수와 관련된 손실의 항으로 표현되는데, 여기서의 계수 0.018은 일반적인 값이 아니라 설계자에 따라 조절되어야 한다.

$$LC_{SEC} = 0.018 C_L^2 \sigma \left(\frac{\cos \alpha_3}{\cos \alpha_m} \right)^2 \quad (6)$$

3. 원심압축기

본 연구에서 연구대상으로 삼은 원심압축기는 산업용 소형 2단형 터보압축기의 제1단으로서 형상이 Fig.1에 나타나 있다. 설계사양은 전압축비가 2.12이고 단열효율은 81%의 높은 수준이면서 넓은 안전 운전영역을 확보해야 하는 요구조건을 갖고 있다. 임펠러는 16개의 날개수와 함께 후향경사각(backsweep)을 갖는다. 베인없는 공간에서는 약간의 pinch를 주었으며 베인디퓨저로는 1열의 NACA65 시리즈의 익형을 가진 18개의 베인으로 구성된 솔리디티가 1.03인 익렬디퓨저로 구성되어 있다. 볼류트(volute)와의 사이에 두번째의 베인없는 디퓨저가 있다.

압축기가 소형인 관계로 상세한 실험을 수행하지 못하였으며, 대신 압축기의 입구와 볼류트 출구에서의 압력과 온도, 그리고 유량을 측정하여 Fig.2에 나타낸 바와 같이 flange-to-flange 성능곡

선을 얻었다. 실험결과와 함께 PREDIG 을 사용한 평균유선 예측결과, 그리고 3 차원 압축성 난류 CFD[9]의 결과로부터 얻은 성능곡선 등이 나타나 있다.

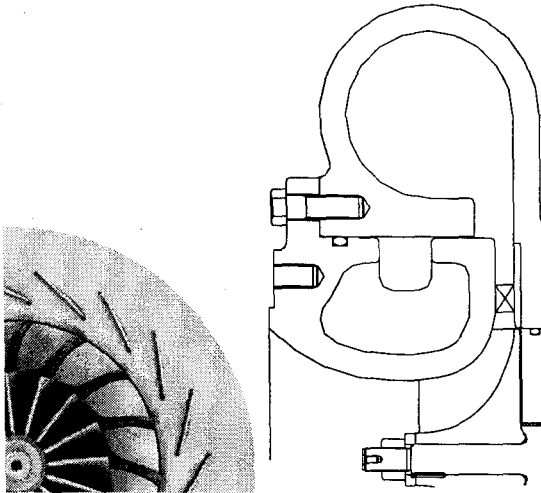


Fig.1 Configuration of centrifugal compressor

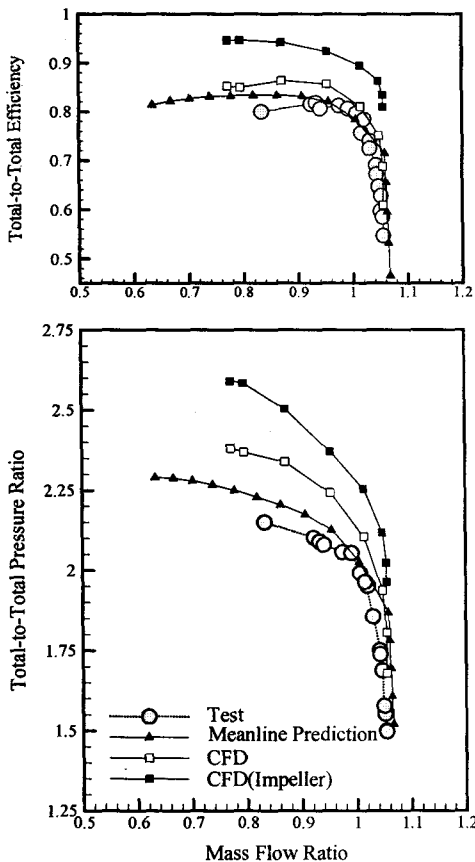


Fig.2 Flange-to-flange compressor map

4. 결과 및 고찰

Fig.2 의 성능곡선에서 실험으로 얻은 설계점 압력비가 요구사양에 비해 약 2% 정도 작은 반면에 효율은 만족하는 것으로 나타났는데, 이는 정확한 팁간극(tip clearance)을 맞추기 위해 향후 있게 될 여러 번의 시행착오 과정을 통해 증가할 수 있다. PREDIG 을 사용한 평균유선 예측법은 설계점이나 초크유량 근처에서는 실험결과와 매우 유사한 예측을 하고 있지만 저유량 영역에서는 압력비와 효율치가 높게, 그리고 서지(surge)유량을 상당히 작게 예측하고 있다. CFD 결과중에서 하안 사각형 기호로 표시된 곡선은 CFD 의 최후방 계산영역인 두번째 베인없는 디퓨저의 출구 지점에서 질량평균으로 얻은 압력과 온도 등으로 계산하여 얻은 곡선이며, 검은 사각형 곡선은 임펠러 출구지점에서 역시 질량평균하여 얻은 곡선이다. 불류트를 계산영역에 넣지 않은 점을 감안하면 CFD 의 결과가 비록 약간 과도한 예측을 하고 있지만 비교적 만족할만한 신뢰도를 주고 있는 것으로 판단되며, 따라서 향후 설계변수에 대한 탈설계점 성능에 관한 분석은 이러한 CFD 결과를 바탕으로 진행되어도 무방하리라 보여진다.

Fig.3 과 Fig.4 는 각각 초크(choke)점과 서지점 근처에서 임펠러의 상대마하수(relative Mach number)와 디퓨저의 절대마하수(absolute Mach number) 분포를 스펠(span)방향의 3 단면에서 각각 나타내고 있다. 여기서의 서지점은 엄밀히 말하면 수치해석상 수렴된 해를 얻기 어려운 스톨 상태를 의미하는데, 이는 수치해석의 기범상 후방경계면에서 압력을 경계조건으로 주어야 하는 이유 때문이다.

기대했던대로 초크점에서는 베인디퓨저의 슬리디티가 작은 관계로 인두서(inducer) 목(throat)에서 초킹이 발생하고 있으며, 임펠러 내부에서 발생한 이차유동의 영향으로 베인디퓨저로 유입되는 유동은 회전방향과 스펠방향으로 모두 불균일한 유동분포를 갖는다. 그러나 수치해석이 정상 상호작용(steady interaction)기법을 사용하였기 때문에, 베인디퓨저로 유입되는 유동은 회전방향으로는 충분한 혼합(mixing)이 이루어져 균일한 상태에서 유입되는 반면에 스펠방향으로는 여전히 불균일성이 존재한다. 따라서 허브(hub) 근처에서는 베인디퓨저로 유입되는 유동각이 매우 증가하여 베인의 압력면(pressure surface) 전연(leading-edge)에서부터 유동박리(flow separation)가 발생하여 베인디퓨저의 전반부에서 거대한 재순환(recirculation)영역을 이

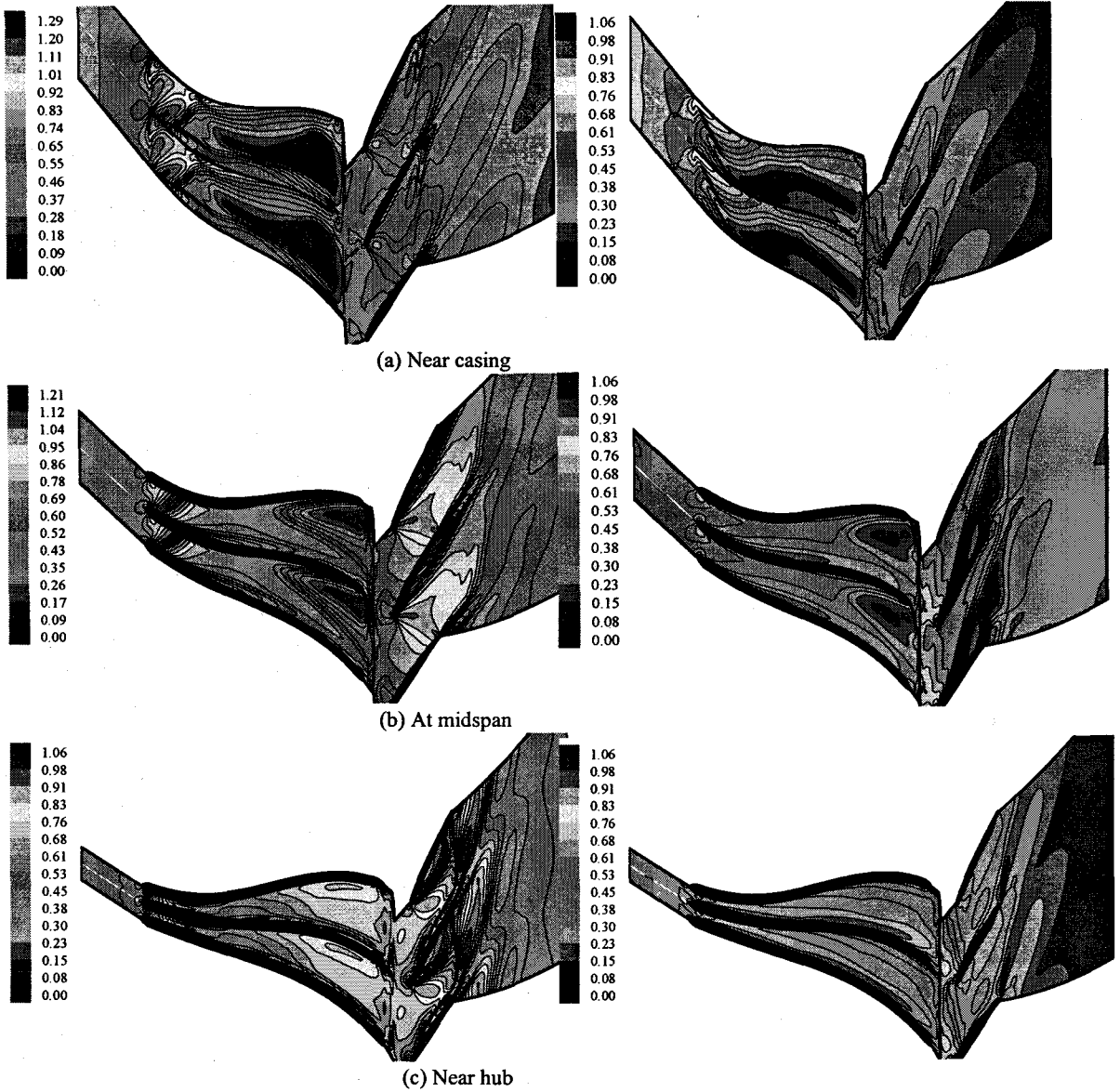


Fig.3 Relative and absolute Mach number contours at choke (at mass flow ratio = 1.06)

Fig.4 Relative and absolute Mach number contours at numerical surge (at mass flow ratio = 0.77)

룬다. 이 경우만 본다면 평균유선 예측법에서 사용하는 스톨기준에 해당되어 초크점에서 서지점을 예측하는 일이 일어날 수 있다. 그러나 실제로는 제 1 부에서 언급한 바와 같이 베인디퓨저내에서 발생하는 이차유동의 영향으로 케이싱 근처의 유동이 압력면을 따라 디퓨저 출구쪽으로 허브면을 향해 내려오게 되고 허브면의 압력면 전반부에서 발생한 재순환영역은 남은 주유동을 부압면(sucti-

on surface)쪽으로 밀어내어 결과적으로는 디퓨저 출구쪽으로 유동이 가속되게 된다. 따라서 압축기는 국부적으로는 스톨을 경험하지만 유동은 베인 디퓨저의 후반부에서 가속되어 지속적인 운전이 가능하게 된다. 이와 같이 베인출구에서의 공력 하중(loading)이 증가하여 유출하는 유동의 편차각이 더욱 심화된다.

Fig.4 에 표현된 서지점 근처의 경우에는 중간

스팬 단면의 베인디퓨저 부압면에서 거대한 유동 박리가 발생하며 이는 출구쪽으로 갈수록 점점 심해진다. 흥미로운 사실은 이 단면에서만 임펠러내의 출구부분에서 운동량이 적은 유동영역이 전형적으로 임펠러의 부압면 근처에 형성되어 있다는 점이다. 케이싱 근처 단면에서는 임펠러내의 출구부분에서 운동량이 적은 유동영역이 상류쪽으로 이동한 관계로 베인디퓨저가 맞이하는 유동각의 크기가 허브 근처 단면에서의 크기와 비슷해 베인디퓨저 영역에서는 유동박리가 발생하지 않고 있다.

솔리디티가 작은 익형디퓨저의 평균유선 예측법에 필요한 주요 설계변수의 모델링을 위해 살펴본 탈설계점 특성변화가 Fig.5 에서 Fig.12 까지 제시되어 있다. 여기서의 변수값은 3 차원 CFD의 결과로부터 해당 단면에서 질량평균하여 얻은 값이다.

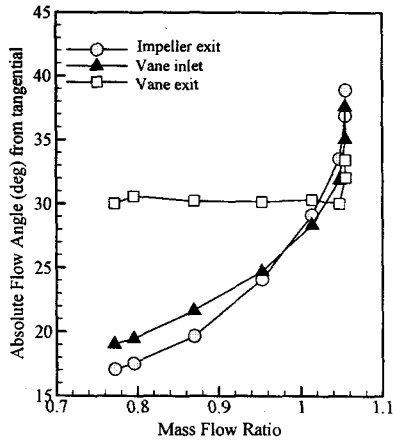


Fig.5 Flow angle distributions

유량이 변함에 따라 임펠러의 출구 유동각과 베인디퓨저의 입구 그리고 출구 유동각의 분포가 Fig.5 에 나타나 있다. 여기서의 유동각은 회전방향을 기준으로 하여 정의한다. 임펠러를 유출한 유동각은 Pinch 가 있는 베인없는 디퓨저 공간을 따라 저유량 영역에서 증가하는 모습을 보이는데, 이는 베인없는 디퓨저내에서의 유동각은 주어진 유량에 대해 주로 밀도와 통로폭 길이의 함수로 표현되기 때문이다. 디퓨저 베인의 출구 유동각은 심한 초크상태를 제외하고는 유량의 변화에 관계없이 거의 일정한 값을 보이는데, 이는 제 1 부의 결과와 같은 맥락으로 해석된다. 즉, 디퓨저 베인의 출구 유동각에 영향을 주는 인자는 대부분의 경우 유동의 입사각보다는 기하학적 형상으로 판단된다.

Fig.6 은 임펠러 출구 단면과 디퓨저 베인의

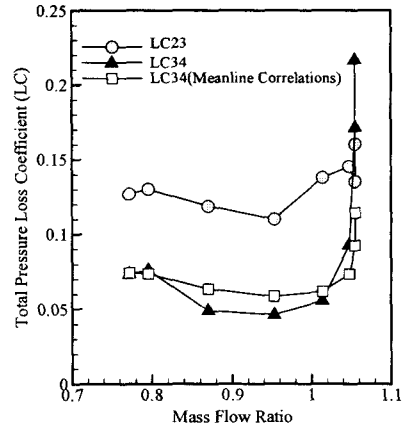


Fig.7 Total pressure loss distributions

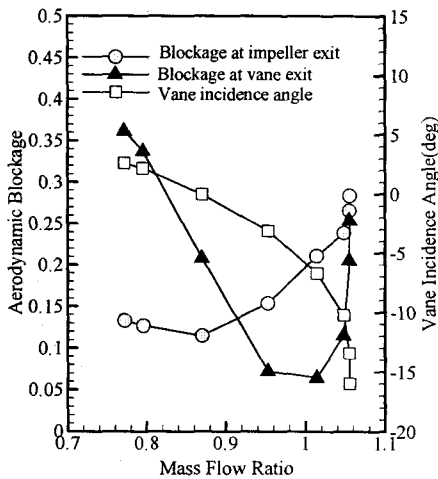


Fig.6 Aerodynamic blockage and incidence distributions

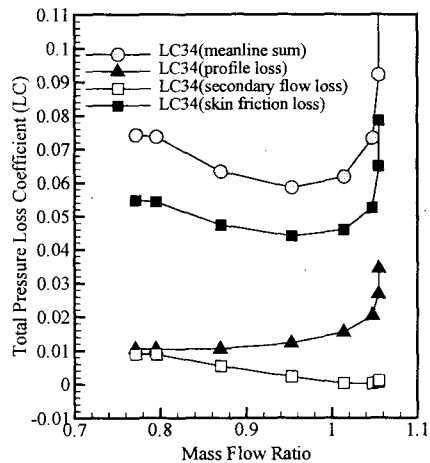


Fig.8 Total pressure loss breakdowns

출구단면에서의 공력 blockage 의 분포와 디퓨저 베인의 입사각 분포를 보여준다. 여기서의 blockage 와 입사각은 다음과 같이 정의된다.

$$B = 1 - \frac{A_{FLOW}}{A_{GEOMETRY}} \quad (7)$$

$$i = \alpha_{3b} - \alpha_3 \quad (8)$$

공력 blockage 를 간단히 식(7)과 같이 정의할 경우, 임펠러 출구에서의 blockage 가 최소값을 갖는 유량은 설계점 유량보다 작은 쪽으로 이동하는 반면에, 디퓨저 베인의 출구에서의 blockage 가 최소값을 갖는 위치는 거의 설계점에 놓여 있다. 서지점 근처에서는 디퓨저 베인의 출구에서의 blockage 가 약 35% 이상 상승하고 있으며 이는 심한 초크점에서 허브면 근처의 압력면에서 발생한 유동박리에 의해 약 25% 수준으로 상승하는

현상에 비해 심하기 때문에 서지의 발생을 유도한다고 판단된다. 디퓨저 베인은 대략 -16 도에서 +3 도의 범위에 해당하는 입사각을 경험하게 되며 설계점에서는 약 -5 도의 입사각을 갖는다. 충분한 서지마진(surge margin)을 확보하기 위해서는 설계점 입사각이 약간 음(negative)의 값을 가져야 하는 것으로 확인된다.

Fig.7 과 Fig.8 은 다음으로 정의되는 전압손실 계수(total pressure loss coefficient)의 분포를 첫번째 베인없는 디퓨저 공간과 디퓨저 베인에 대해 나타내고 있다. Fig.7 에서는 베인없는 디퓨저에서의 전

$$LC_{23} = \frac{P_{O2} - P_{O3}}{P_{O2} - P_2}, \quad LC_{34} = \frac{P_{O3} - P_{O4}}{P_{O3} - P_3} \quad (9)$$

압손실계수가 디퓨저 베인에서의 전압손실계수보다 약 2 배 정도 더 큰 것을 알 수 있다. 두 경우 모두 설계점 근처에서 최소값을 갖는 분포를 보인

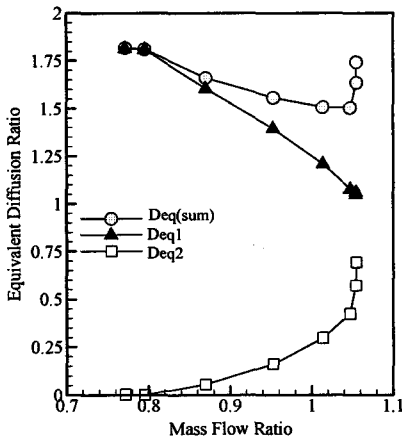


Fig.9 Equivalent diffusion ratio distributions

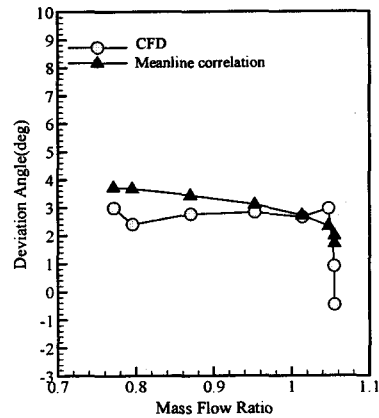


Fig.11 Deviation distributions

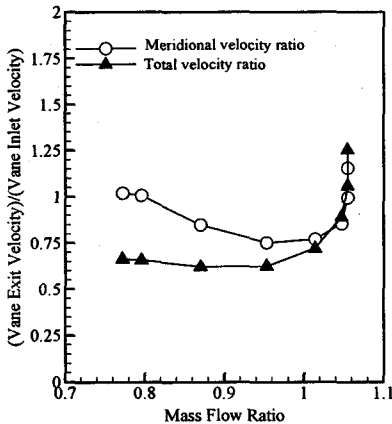


Fig.10 Velocity ratio distributions

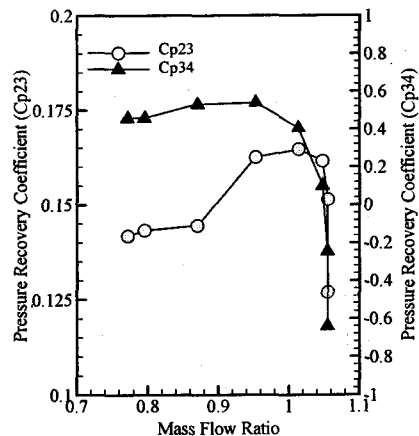


Fig.12 Static pressure recovery distributions

다. 하얀 사각형의 기호로 표현된 분포는 식(4)에서 식(6)까지의 합으로 이루어지는 평균유선 모델링으로 구한 분포로서 여기에 사용한 변수값은 역시 3 차원 CFD 결과로부터 질량평균하여 얻었다. 전반적으로 수치해석으로 구한 전압손실계수의 분포와 잘 일치하는 모습을 보이고 있어서 PREDIG 이 사용하고 있는 전압손실 모델링의 신뢰도가 확인되었다. 3 가지의 세부 손실들의 분포를 보기 위해 Fig.8 에서는 식(4)에서 식(6)으로 이루어진 각각의 모델링 분포를 같이 나타내었는데, 표면마찰 손실이 가장 많은 부분을 차지하고 있음을 알 수 있다. 식(6)의 임의의 계수인 0.018 은 이 경우 다른 값으로 변경할 필요는 없어 보인다.

Fig.9 는 유량이 변함에 따라 식(3)으로 표현되는 등가확산비의 분포를 나타내는데, 역시 여기서 사용한 각각의 변수값은 3 차원 CFD 결과로부터 질량평균하여 얻었다. 실제로 Lieblein[7]이 제안한 손실의 경험식을 이용하기 위해서는 베인의 유출 속도에 대한 베인의 부압면 최대속도의 비율로 정의되는 '확산비'를 구해야 하지만, 평균유선 예측법에서는 베인의 부압면상의 속도분포를 알 수 없기 때문에, 대안으로서 '등가확산비'를 도입한다. 예상한대로, 등가확산비는 초크점으로 다가갈수록 감소하지만 초크선을 따라서는 다시 증가한다. 수치해석상 서지점에서의 등가확산비는 약 1.8 로 나타났는데, 이는 PREDIG 이 일반적으로 제시하는 서지점 판별기준인 2.0 보다 작기 때문에, Fig.2 에서 보는 바와 같이 PREDIG 이 예측하는 서지유량이 더 작게 나타난다.

이와 비슷한 분포로서 속도비가 Fig.10 에 제시되어 있는데, 이는 디퓨저 베인의 입구속도에 대한 유출속도의 비율을 뜻한다. 자오면(meridional plane)방향 속도성분의 분포는 Fig.9 의 등가확산비의 분포와 매우 유사하며, 서지점 근처에서는 입구에서의 자오면 방향 속도성분이 출구와 비슷한 수준으로 유지되고 있음을 알 수 있다. 초크선을 따라 자오면 방향 속도비가 증가하며 따라서 식(7)로 표현되는 blockage 는 Fig.6 에서 살펴본 바와 같이 베인 출구에서 급격히 증가하게 된다.

Fig.11 은 디퓨저 베인의 출구에서의 편차각 분포를 유량의 변화에 따라 나타내고 있는데, Fig.5 에서 살펴본 바와 같이 수치해석으로 구한 편차각의 분포는 유량의 변화에 거의 관계없이 일정하게 나타났다. 그러나 평균유선 예측법이 이용한 편차각 모델링(식(1))은 유량이 증가할수록 편차각이 감소하는 분포를 보여준다. 이에 대한 추가적인 검토가 필요해 보인다.

Fig.12 는 다음으로 정의되는 정압회복계수

(static pressure recovery coefficient)의 분포를 첫번째 베인없는 디퓨저 공간과 디퓨저 베인에 대해 각각 나타내었다. Fig.7 에서 살펴본 바와 같이 베인없는

$$C_{p_{23}} = \frac{P_3 - P_2}{P_{O2} - P_2}, \quad C_{p_{34}} = \frac{P_4 - P_3}{P_{O3} - P_3} \quad (10)$$

디퓨저에서의 전압손실이 디퓨저 베인보다 더 큰 관계로 베인없는 디퓨저에서의 정압회복 수준이 더 낮다. 최대 정압회복을 이루는 유량은 베인없는 디퓨저의 경우 설계점 근처에서 이루어지지만 디퓨저 베인의 경우에는 약간의 음의 입사각 영향으로 저유량쪽으로 이동되어 나타난다.

5. 결론

본 연구에서는 원심압축기용 베인디퓨저의 탈설계점 성능연구를 위하여 두번째로 솔리디티가 작은 익셀디퓨저에 대해 수치연구를 중심으로 주로 설계변수에 대한 특성을 파악한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 심한 초크점에서 디퓨저 베인의 허브면 근처에서는 입사각의 수준이 매우 커서 전반부 허브면의 압력면에서 거대한 유동 박리와 함께 재순환 영역이 발생하지만 이차유동의 영향으로 베인의 후반부를 가속유동으로 채우게 되어 지속적인 운전이 가능하게 된다.
- 2) 서지점 근처에서는 중간스팬 지점에서의 베인 입사각의 수준이 매우 커서 베인의 부압면에 유동박리가 발생하며 이는 하류 쪽으로 계속 발달하게 된다.
- 3) 디퓨저 베인을 유출하는 유동각은 전유량 영역에 대해 입구 입사각의 영향보다는 베인의 기하학적 형상에 의해 결정된다.
- 4) 디퓨저 베인은 약 -16 도에서 +3 도의 입사각을 경험하게 되는데, 설계점에서는 약 -5 도의 입사각을 갖는다. 충분한 서지마진을 확보하기 위해서는 설계점에서 약간의 음의 입사각을 가질 필요가 있다.
- 5) 첫번째 베인없는 디퓨저내에서 발생하는 전압손실의 양은 전유량에 걸쳐 디퓨저 베인내에서의 값보다 약 2 배 정도 큰 것으로 나타났으며, 이 때문에 정압회복의 수준이 감소하게 된다.
- 6) 수치해석상 서지점에서의 등가확산비는 PREDIG 이 일반적으로 제시하는 기준값인 2.0 보다 적게 약 1.8 로 나타났다.

참고문헌

- [1] 오종식,현용익, 2001, "원심압축기용 베인디퓨저의 탈설계점 성능연구 - 제 1부 : 채널디퓨저," 유체기계연구개발발표회 논문집
- [2] Concepts ETL, 1994, *User's Guide to COMPAL* ver.6.30
- [3] NREC, 1997, *An Interactive Graphics System for the Performance Prediction of Centrifugal Compressors*, User's Guide to PREDIG ver.4.1.1
- [4] Carter,A.D.S and Hughes,H.P.,1946,"A Theoretical Investigation into the Effect of Profile Shape on the Performance of Aerofoils in Cascade," British ARC R&M 2384
- [5] Aungier,R.H., 1988,"A Systematic Procedure for the Aerodynamic Design of Vaned Diffusers," *Flows in Non-rotating Turbomachinery Components*, ASME FED-Vol.69,pp.27-34
- [6] Dixon,S.L.,1978,*Fluid Mechanics, Thermodynamics of Turbomachinery*, Pergamon Press, Oxford
- [7] Lieblein, S., 1959,"Loss and Stall Analysis of Compressor Cascades," *ASME Journal of Basic Engineering*, Vol.81, pp.387-400
- [8] Howell, A.R., 1945,"Fluid dynamics of axial compressors," *Proc. Instn. Mech. Engrs.*, London, 153
- [9] Oh J.S., 1998,"Numerical Investigation of Internal Flow Field for Modified Design of Eckardt Backswept Impeller," ASME Paper 98-GT-296