

# 축류 압축기 날개의 제작 공차가 공력 특성에 미치는 영향- 1. 날개 형상 곡률 변형

손정락\* · 강동진\* · 전현주\*\* · 강신형\*\*\*

## Influence of Manufacturing Tolerance on the Aerodynamic Characteristics of Axial Compressor Blades - 1. Distortion of Blade Profile Curvatures

Jeong L. Sohn\*, Dong Jin Kang\*, Hyun Joo Jun\*\*, Shin-Hyung Kang\*\*\*

Key Words: Axial Compressor (축류 압축기), Blade (날개), Manufacturing Tolerance (제작공차), Loss (손실), Wake (후류)

### ABSTRACT

Blade shape profile in the axial compressor is one of the most important factors governing its aerodynamic characteristics. Manufacturing tolerance, which is inevitable in the blade manufacturing processes, may change blade profile and as a consequence, it will affect the compressor performance. In this paper, influence of manufacturing tolerance on the aerodynamic characteristics of axial compressor blades with distortion of blade profile curvatures is investigated by using a flow simulation technique. It is found that manufacturing tolerance can be an important factor affecting the source of both profile and wake losses of the axial compressor blades.

### 1. 서론

항공기 및 대형 산업용 가스터빈 엔진에 주로 사용되는 축류 압축기의 공력 성능은 엔진의 대형화 및 고성능화의 추세에 따라 지속적으로 향상되어 왔다. 이러한 축류 압축기의 성능 향상을 위해서는 축류 압축기의 핵심 구성 부품인 날개의 성능 향상이 필수적으로 요구된다. 특히 최근 들어 가스터빈 엔진의 대형화에 따른 압축기 입구 유속의 증가와 엔진의 고성능화에 따른 압축비의 증가는 고부하, 고효율 날개 형상의

개발을 촉진시키고 있다. 이에 따라 오랜 기간 사용되어 온 NACA계열과 같은 고전적인 날개 형상들은 풍부한 데이터 베이스가 구축되어 있음에도 불구하고 적용될 수 있는 범위가 점차 축소되고 있다.

반면에 최근의 전산 처리능력의 획기적인 향상과 최적 설계기법의 발달은 새로운 개념의 고성능 날개 개발을 용이하게 만들고 있다. 특히 날개 표면에서의 형상 손실(profile loss)과 천음속 유동장에서의 충격파 손실을 최소화시킬 목적으로 개발된 확산제어형(controlled diffusion type) 날개 형상은 축류 압축기의 효율 향상 및 부하 증대에 큰 기여를 하고 있다. 이러한 새로운 압축기 날개들은 고전적인 기존 날개들과는 달리 날개 표면이 여러 개의 곡률로 구성되어 있는 등 형상이 상대적으로 복잡하기 때문에 정확한 형상을 가공하기 위

\* 영남대학교 기계공학부

\*\* 영남대학교 기계공학부 대학원

\*\*\* 서울대학교 기계항공공학부

한 추가적인 제작공정들이 필요하다.

과거 정밀 주조공정에 크게 의존하였던 축류 압축기 날개 제작공정은 최근 들어 NC 장비들을 이용한 기계가공 공정으로 바뀌어 가면서 제작의 정확성이 크게 개선되고 있다. 이와 함께 제작시의 허용 공차도 역시 지속적으로 감소하고 있으나 제작 기술의 한계 때문에 일정 크기의 공차는 피할 수가 없다. 따라서 부품 제작 후 품질 관리 단계에서 허용 공차 범위 내에 드는 날개는 엔진에 적용하고 그렇지 못하는 부품은 버리게 되는데, 여기서 기준이 되는 허용 공차는 엔진 제작회사에 따라 다를 수 있지만 대부분 회사의 경우 제작 공정의 특성과 설계자의 경험에 따라 그 값이 결정되게 된다. 그러나 신형 압축기 날개와 같이 날개의 형상이 성능에 민감한 영향을 미치는 경우에 제작 공정에서 허용 공차가 공력 특성에 미치는 효과를 반드시 검증할 필요가 있다. 한편, 축류압축기의 공력성능에 대한 연구를 위해서 실제 압축기의 날개를 확대 또는 축소한 모형을 제작하여 다양한 실험을 수행할 경우 플라스틱 사출 또는 알루미늄 정밀주조 기술을 이용하여 날개를 제작하는 경우가 많은데, 이때 가공 공차는 상대적으로 큰 경우가 많다. 이러한 날개의 가공 공차가 실제 연구된 결과에 어느 정도 민감한 영향을 미치는가는 연구결과의 불확실성을 분석하는데 매우 중요한 사항이다.

본 연구에서는 축류 압축기 날개 제작시의 허용 공차가 공력 특성에 미치는 영향을 고찰해 보기 위해서 캐스캐이드 실험을 통하여 기본 성능데이터가 확보된 확산제어형 날개의 제작 공차에 의한 형상 변형이 공력 특성에 미치는 영향에 대해서 분석하였다. 제작 오차에 따른 날개 형상의 변화는 날개 두께의 불균일성, 날개 표면 곡률의 불균일성 등을 비롯한 여러 가지 경우가 있을 수 있으나, 본 연구에서는 제작 과정 중 주조 공정이나 기계가공 후처리 공정에서 열변형에 따라 자주 발생할 수 있는 날개 형상의 곡률 변화에 따른 날개 형상 변형의 효과가 공력 특성에 미치는 영향에 대하여 고찰하고자 한다.

## 2. 지배 방정식 및 유동해석 기법

본 연구에서 분석 대상 날개 형상으로 선정한 Sanger<sup>(1)</sup>의 확산제어형 축류 압축기 날개는 Sanger와 Shreeve<sup>(2)</sup>에 의하여 캐스캐이드 풍동실험이 가능한 형상으로 설계된 것으로써, 이를 기본으로 본 연구에 적용한 주요 데이터는 Table 1과 같다.

Table 1 Parameters of the controlled diffusion cascade blade

Chord Length (c)	12.73 cm
Solidity (Chord/Pitch)	1.67
Leading Edge Radius	0.114 cm
Trailing Edge Radius	0.157 cm
Span (h)	25.40 cm
Stagger Angle ( $\zeta$ )	14.56°
Inlet Flow Angle ( $\beta_1$ ) at design point	39°
Inlet Mach Number	0.25
Reynolds number	700,000

이와 같은 특성을 갖는 확산제어형 날개 제작 과정에서의 제작 공차가 공력 특성에 미치는 영향을 유동해석을 이용하여 고찰하였다. Table 1에서와 같이 분석 대상 확산제어형 날개 주위 유동은 압축성 점성 유동이지만 입구 유동의 마하수가 비교적 낮기 때문에 비압축성 유동장으로 단순화 시켰다. 또한 캐스캐이드 실험에 사용된 날개는 반경방향으로 일정한 스패를 가지는 3차원 형상이지만 본 연구에서는 축방향 제작 공차의 효과만을 고려하여 2차원 형상에서만 고찰하였다. 따라서 확산 제어형 축류 압축기 날개 주위의 공력 특성을 해석하기 위한 지배 방정식은 2차원 비압축성 점성 유동장 지배 방정식으로 단순화 시켰으며, 본 연구에서 적용한 유동 지배 방정식은 Kang 등<sup>(3)</sup>의 논문에서 기술된 바와 동일하다. 또한 레이놀즈 수가 매우 큰 난류 유동장에서 날개 형상의 미세한 변형이 유동에 미치는 영향을 분석하기 위해서는 날개 표면에서의 미세한 유동현상을 비교적 정확하게 예측할 수 있는 효과적인 난류 모델의 적용이 필요한데 본 논문에서는 이를 위하여 Chien<sup>(4)</sup>이 개발한 저 레이놀즈수  $k-\epsilon$  난류 모델을 채택하였다. 따라서 지배방정식은 연속 방정식, 2차원 운동량 보존 방정식 및  $k$ 와  $\epsilon$ 의 이송 방정식으로 구성되며, 이러한 방정식들은 일반 비직교 경계밀착 좌표계를 기본으로 한 유한 체적법을 이용하여 이산화 시켰다.

유동 해석 영역은 피치방향으로 두 개의 날개 사이 피치 구간을 상하 경계면, 축방향으로는 날개 전면(leading edge)으로부터 날개 코드 길이의 0.6배에 해당되는 상류 영역을 유동 입구 경계면, 그리고 날개 후연(trailing edge)으로부터 날개 코드 길이의 2.0배에 해당되는 하류 영역을 유동 출구 경계면으로 설정하였다. 여기서 하류 영역을 비교적 넓게 선정한 이유는

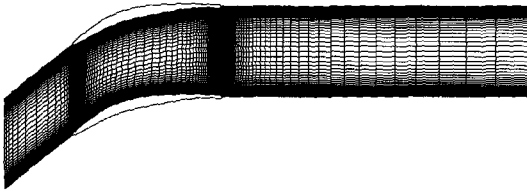


Fig. 1 Computational Meshes for controlled diffusion blades

출구 경계면이 날개 후연에서 발달되는 후류의 거동에 미치는 영향을 최소화시키기 위함이다. 유동해석에 필요한 격자의 형태는 Fig. 1과 같으며 축 방향으로 250개, 피치 방향으로 160개의 격자를 각각 적용하였다. 특히 날개 표면에서의 정확한 유동의 거동을 관찰하고자 레이놀즈수  $k-\epsilon$  난류 모델의 적용을 위해서 날개 표면 근처에 매우 조밀한 격자를 적용하였다. 이와 같이 비교적 많은 격자수를 이용하여 유동해석을 수행하기 위해서는 보다 효과적인 전산처리 기법의 적용이 필요한데, 본 연구에서는 강동진과 손정락<sup>(6)</sup>에 의해서 발표된 바 있는 병렬 처리 기법을 적용시켜 비교적 용량이 적은 컴퓨터 환경에서 신속한 계산 처리가 가능하도록 하였다.

### 3. 제작 공차에 의한 날개 형상 변형

날개 제작과정 중 불가피하게 발생하는 제작 오차는 엄격한 품질 관리 시스템의 가동으로 최소화 시켜야 하지만 제작 최종 단계에 가서는 허용 제작 공차를 기준으로 제작된 부품의 사용 여부를 최종적으로 판단하여야 한다. 이와 같은 제작 공차 크기의 판단여부는 일반적으로 부품 조립에 필요한 허용 조립 오차나 엔진 운전 환경에 따른 부품의 변형과 관련된 허용 오차를 대부분 고려하게 되는데, 이러한 허용 오차는 엔

진의 성능 특성에도 영향을 미칠 수 있으므로 이와 관련된 추가적인 고찰이 필요하다. Fig. 2는 본 연구에서 고찰하고자 하는 날개 형상 변형의 형태를 보여주고 있다. 이러한 날개 형상의 변형은 Sanger와 Shreeve<sup>(2)</sup>에 의해서 제안된 확산제어형 날개 형상으로부터 중앙선(center line)을 찾아내어 이를 다항식으로 표현한 다음 중앙선의 곡률을 변화시킨 후 그에 따른 날개 형상 좌표를 옮김으로서 구현이 가능하였다. 여기서 중앙선이란 날개 두께의 중앙을 연결한 선으로서 캠버선과는 다른 의미로 정의된다.

날개 형상 변형량은 제작 허용 최대 공차를 날개 코드 길이의 최대 2%로 설정하고 기준 형상 대비 피치 방향 상하로  $\pm 1\%$ ,  $\pm 2\%$ 로 결정하였다. 이를 기준으로 전연이 고정된 상태에서 최대 변형이 후연에서 생기는 상황(Fig. 2(a))에서 변형량이 날개 코드 길이의  $\pm 1\%$ ,  $\pm 2\%$ 인 상태의 형상을 각각 T $\pm 1$ , T $\pm 2$ 로 표기하였으며, 후연이 고정된 상태에서 최대 변형이 전연에서 생기는 상황(Fig. 2(b))에서 변형량이 날개 코드 길이의  $\pm 1\%$ ,  $\pm 2\%$ 인 상태의 형상을 각각 L $\pm 1$ , L $\pm 2$ 로 표기하였다. 또한 날개 형상 변형이 없는 설계 기준 상태의 형상을 D로 표기하였다. 여기서, 전연 변형에 따른 후연 변형의 영향을 없애기 위하여 날개 중앙선의 곡률은 후연으로부터 10% 지점까지만 변형되도록 하였으며, 동일한 개념이 후연 변형의 경우에도 적용시켰다.

Table 2는 Fig. 2와 같은 날개 형상 변형에 따른 날개 형상 변수의 변화 정도를 보여주고 있다. 즉, 후연이 변형되는 상황에서는 날개 출구각의 변화에 따라 스테이지(stagger) 각과 최대 캠버량이 변하고, 전연이 변형되는 경우에는 날개 입구각의 변화에 따라 영각(incidence), 스테이지 각 및 최대 캠버량이 변함을 알 수 있다. Table 2에서의 각종 날개 형상 변수 값들은 본

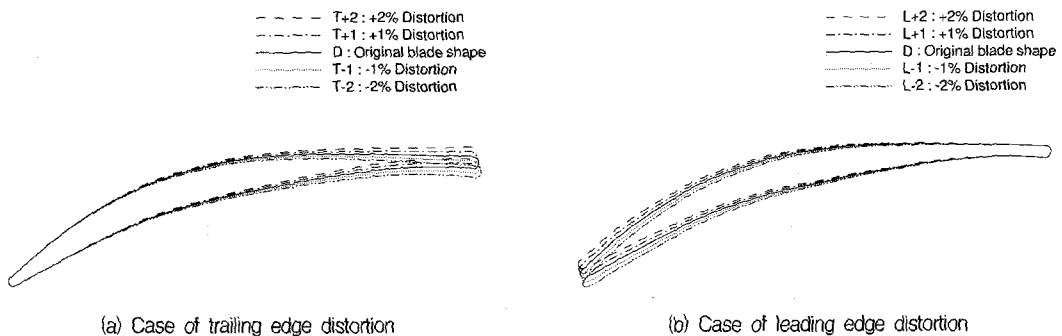


Fig. 2 Variations of blade shapes due to manufacturing tolerance

Table 2 Variation of blade geometric parameters with blade shape distortion

(a) Case of trailing edge distortion

	T+2	T+1	D	T-1	T-2
Blade inlet ang. ( $\beta_{b1}$ )	34.36°	34.36°	34.36°	34.36°	34.36°
Blade exit ang. ( $\beta_{b2}$ )	-2.36°	-2.61°	-2.85°	-3.09°	-3.34°
Stagger ang. ( $\zeta$ )	15.71°	15.13°	14.56°	13.99°	13.41°
max. camber/chord	12.85%	13.11%	13.36%	13.62%	13.87%
incidence ang. ( $\iota$ )	4.64°	4.64°	4.64°	4.64°	4.64°

(b) Case of leading edge distortion

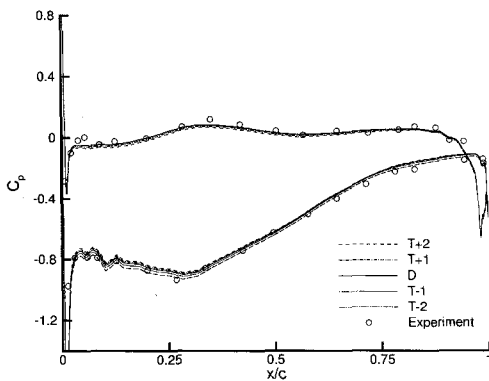
	L+2	L+1	D	L-1	L-2
Blade inlet ang. ( $\beta_{b1}$ )	32.45°	33.41°	34.36°	35.30°	36.23°
Blade exit ang. ( $\beta_{b2}$ )	-2.85°	-2.85°	-2.85°	-2.85°	-2.85°
Stagger ang. ( $\zeta$ )	13.41°	13.99°	14.56°	15.13°	15.71°
max. camber/chord	12.86%	13.11%	13.36%	13.61%	13.85%
incidence ang. ( $\iota$ )	6.55°	5.59°	4.64°	3.70°	2.77°

연구에서 고찰하고 있는 Sanger와 Shreeve<sup>(2)</sup>의 확산 제어형 날개의 캠버선과 관련된 정보를 알 수 없어 앞에서 기술한 중앙선을 기준으로 구하였으므로 실제 값들과는 다소 차이가 있을 수 있다.

#### 4. 제작 공차에 따른 공력 특성 분석

##### 4.1 정압력 계수

제작 공차로 인한 날개 형상 변형의 효과를 알아보기 위한 첫 단계로 Fig. 3과 같이 날개 표면에서의

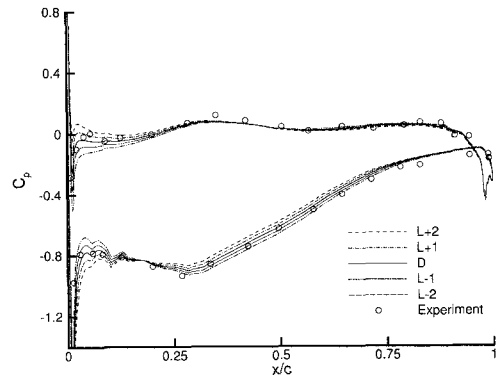


정압력 계수를 분석하였다. 이 그림에서는 또한 본 연구에서 사용한 유동 해석 기법의 정확성을 검증하기 위하여 Sanger와 Shreeve<sup>(2)</sup>의 실험결과와의 비교도 보여 주고 있는데 날개 형상 변형이 없는 경우 전반적으로 실험결과와 해석결과가 비교적 잘 일치함을 알 수 있다.

전연이 고정된 상태에서 후연이 변형된 경우(Fig. 3(a))에는 날개 형상 변형의 효과가 부압면 전방을 제외하고는 뚜렷하게 나타나지 않는 반면, 후연이 고정된 상태에서 전연이 변형된 경우(Fig. 3(b))에는 날개의 형상 변형이 정압력 계수에 크게 영향을 미침을 알 수 있다. 특히 전연이 변형된 형상에서는 후연이 변형된 형상과는 달리 부압면 뿐만 아니라 압력면에서도 날개 전방의 정압력 분포에 뚜렷한 영향을 미치고 있으며, 부압면의 경우에는 날개 후방까지 그 영향이 지속되고 있다. 이는 전연이 변형된 형상이 후연이 변형된 형상에 비해서 날개의 공력 특성에 미치는 영향이 더욱 큼을 의미한다. 또한 전연이 변형된 경우 날개 전방 부위에서는 설계 기준 형상보다 아래 방향으로 변형된 경우(L-1, L-2)가 압력면과 부압면 사이의 정압력 차이가 작게 나타났으며, 날개 후방 부위에서는 이와 반대로 설계 기준 형상보다 위 방향으로 변형된 경우(L+1, L+2)가 더 작게 나타났다. 또한 날개 형상 변화에 따른 정압력 차이의 변화는 전방 부위가 후방 부위에 비해서 크게 나타났다. 따라서, 전연이 변형된 형상의 경우 날개 표면에서의 정압력 분포가 날개 형상 변형정도에 매우 민감함을 알 수 있다.

##### 4.2 전압력 손실계수

캐스캐이드 실험에 사용되는 날개 익렬이나 축류 압축기 고정익과 같이 고정되어 있는 날개의 공력 특성은



(a) Case of trailing edge distortion (b) Case of leading edge distortion

Fig. 3 Distributions of static pressure coefficient on the blade

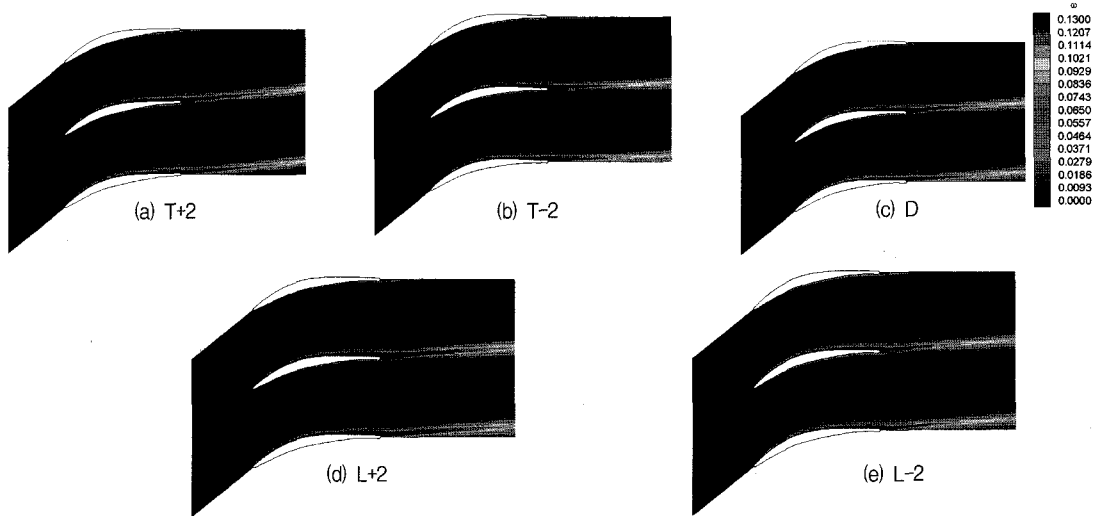


Fig. 4 Contours of local total pressure loss coefficients

아래와 같이 정의되는 전압력 손실계수(total pressure loss coefficient)를 통하여 분석할 수 있다.

$$\omega = \frac{p_a - p_t}{p_a - p_1} \quad (1)$$

여기서,  $p_a$ 와  $p_1$ 은 입구 경계면에서의 전압력과 정압력을 각각 나타내며,  $p_t$ 는 유동장 내 임의 지점에서의 전압력을 의미한다.

Fig. 4는 날개 캠버선의 변형에 따른 날개 형상의 변화가 전압력 손실계수에 미치는 영향을 알아보기 위하여 국부적 전압력 손실계수의 분포를 가시화 시킨 것이다. 이 그림으로부터 날개 주위 유동에서의 전압력 손실은 날개 표면에서 형성되는 경계층 유동과 날개의 후연 하류의 후류(wake)의 발달에 의해서 생성됨을 알 수 있다. 그 중에서도 특히 날개 표면에서의 전압력 손실계수는 전연이 변형된 경우가 후연이 변형된 경우에 비하여 더욱 큼을 알 수 있었으나 Fig. 4에서는 확실한 차이를 구별할 수 없다. 반면에 후연이 변형된 경우의 결과를 보면, 후연이 위 방향으로 변형된 경우(T+2)가 후연 하류에서 형성되는 후류의 영역이 설계 기준 형상(D)의 경우보다 더 넓고, 후연이 아래 방향으로 변형된 경우(T-2)는 설계 기준 형상(D)의 경우보다 더 좁게 나타남을 볼 수 있다. 그러나 전연이 변형된 형상 변형에 따른 후류 특성은 크게 차이가 없다. 따라서, 이러한 결과로부터 후류 영역에서 발생하

는 손실은 후연이 변형된 경우가 전연이 변형된 경우보다 더욱 확실하게 영향을 받고 있으며, 그 중에서도 날개 형상의 변형 방향에 따라라도 영향을 받고 있음을 알 수 있다.

제작 공차에 의한 날개 형상 변형이 날개 전체의 전압력 손실에 미치는 영향을 분석하기 위해서 Fig. 5와 같이 익렬 하류에서 피치방향으로 질량 가중 평균(mass-weighted averaging) 시킨 전압력 손실계수를 나타내었다. 이 그림으로부터 날개 전연이 윗방향으로 변형된 경우(L+1, L+2)와 날개 후연이 아랫방향으로 변형된 경우(T-1, T-2)가 전압력 손실이 증가함을 알 수 있다. 즉, 날개 전연이 윗 방향으로 변형되는 경우는 날개 전연에서 경계층 두께의 증가에 따른 날개 형상 손실을 가져왔다고 볼 수 있다. 또한 날개 후연이 아랫 방향으로 변형된 경우 역시 부압면의 곡률 변형에 따른 경계층 두께의 증가에 따른 날개 형상 손실의 증가로 인한 전압력 손실이 증대되었다고 볼 수 있다. 그리고 적어도 본 연구에서 고찰한 상황에서는 날개 후연이 아랫 방향으로 변형됨에 따른 부압면의 곡률 변형보다는 날개 전연이 윗 방향으로 변형됨에 따른 영각의 증가가 전압력 손실에 더 큰 영향을 미침을 알 수 있다.

### 4.3 편향각

편향각이란 날개 후류에서의 날개 출구각과 유동의 출구각의 차이를 나타내는데 단단 압축기의 경우 편향각이

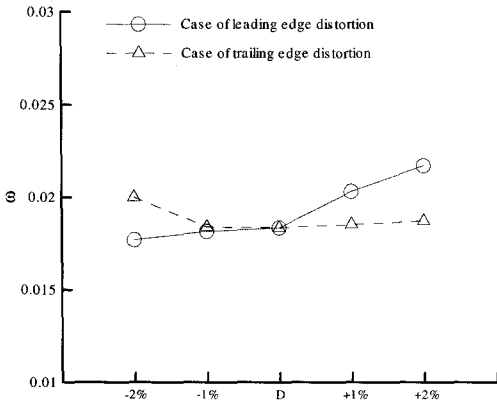


Fig. 5 Pitchwise mass-averaged total pressure loss coefficient at blade downstream

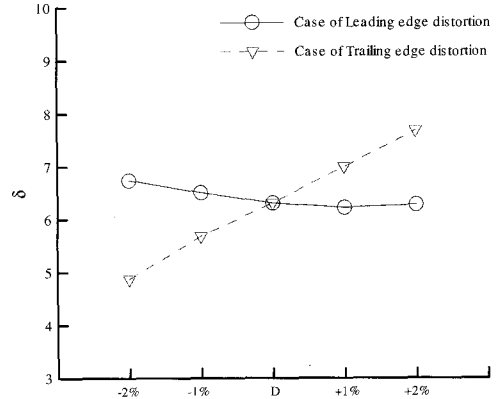


Fig. 6 Pitchwise mass-averaged deviation at blade

커지게 되면 하류 익렬에서 설계 시 예상하였던 유동 입구각과 다른 방향으로 유동이 유입되게 되므로 하류 익렬의 유동 특성을 변형시키게 되므로 익렬 형상 설계 시 고려해야 할 매우 중요한 요소 중의 하나이다. Fig. 6은 Fig. 5와 같은 위치에서의 피치방향으로 질량가중 평균시킨 속도 성분을 이용하여 구한 편향각의 크기가 날개 형상 변형에 따른 영향을 보여 주고 있다. 이 그림으로부터 알 수 있듯이 날개 후연의 변형은 변형의 방향에 상관없이 편향각의 변화에 매우 민감하게 영향을 미치고 있다. 이 경우 편향각의 증가는 하류 익렬의 유동 특성을 변형시키는 심각한 요인이 된다.

#### 4.4 정량적 분석

본 연구에서 도출된 결과를 날개 형상 설계과정에 있어서 제작 공차의 크기를 결정하는데 필요한 데이터로 활용하기 위해서는 위에서 고찰된 내용들을 정량적

으로 분석할 필요가 있다. 이를 위하여 날개 형상 변형이 전압력 손실계수와 편향각에 미치는 영향이 기준 형상 대비 얼마나 큰 영향을 미치는 가를 Table 3과 같이 정량적으로 분석하였다. 이 표로부터 알 수 있는 바와 같이 날개 코드 길이의 1~2% 정도의 비교적 적은 량의 형상 변형이라고 할지라도 날개 형상 설계시 중요한 설계 변수들인 전압력 손실계수와 편향각에는 매우 심각한 영향을 미침을 알 수 있다. 즉, 전압력 손실계수의 경우 날개 전연이 뒷방향으로 2% 변형된 경우 전압력 손실계수는 18.32% 정도의 증가를 가져오므로 결과적으로 날개 형상 손실에 따른 단 효율(stage efficiency)의 엄청난 감소를 유발시킴을 알 수 있다. 뿐만 아니라 날개 후연을 변형시킬 경우 변형의 방향과는 관계없이 20% 이상의 편향각 변형을 유발 시킴으로 하류 익렬의 유동 입구각 변형에 따른 단 효율의 손실은 물론 경우에 따라서는 실속 및 서지(surge)를 유발시킬 수 있는 요인이 됨을 알 수 있다.

Table 3 Quantitative comparison data for total pressure loss coefficient and deviation

(a) Case of leading edge distortion			(b) Case of trailing edge distortion		
	Total pressure loss coefficient (ω)	Deviation angle (δ)		Total pressure loss coefficient (ω)	Deviation angle (δ)
	$\frac{\omega - \omega_D}{\omega_D} \times 100$	$\frac{\delta - \delta_D}{\delta_D} \times 100$		$\frac{\omega - \omega_D}{\omega_D} \times 100$	$\frac{\delta - \delta_D}{\delta_D} \times 100$
L-2	-3.48%	+6.85%	T-2	+9.49%	-22.69%
L-1	-1.05%	+3.11%	T-1	+0.50%	-9.91%
D	0	0	D	0	0
L+1	+10.78%	-1.33%	T+1	+0.64%	+10.92%
L+2	+18.32%	-0.48%	T+2	+1.35%	+21.82%

## 5. 결 론

축류 압축기 날개 제작 과정 중 필요한 제작 공차가 날개의 공력 특성에 미치는 영향을 고찰하기 위하여 주조 및 기계가공 공정 중 흔히 발생할 수 있는 열변형 제작오차에 의한 날개 형상 곡률 변형의 영향을 유동해석 기법을 통하여 분석하였다. 그 결과 일반적으로 단순히 부품의 제작성 및 조립성만으로 설정되는 제작공차가 압축기 날개의 공력 특성에 영향을 미칠 수 있고 결과적으로 압축기 전체의 공력 성능에 영향을 미침을 알 수 있었다. 특히, 이러한 제작 공차에 의한 날개 형상 변형은 전압력 손실계수의 증가와 출구 편향각의 변형을 유발하게 되어 압축기 단 효율의 감소와 경우에 따라서는 실속 및 서지 등 압축기의 불안전 운전 요인이 됨을 알 수 있었다.

### 참고문헌

(1) Sanger, N.L., 1983, "The use of optimization techniques to design-controlled diffusion compressor

blading," Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Power, Vol. 105, pp. 256~264.

- (2) Sanger, N.L. and Shreeve, R.P., 1986, "Comparison of calculated and experimental cascade performance for controlled diffusion compressor stator blading," Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 108, pp. 42~50.
- (3) Kang, S.H., Lee, J.S., Choi, M.R. and Kim, K.Y., 1995, "Numerical calculations of the turbulent flow through a controlled diffusion compressor cascade," Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 117, pp. 223~230.
- (4) Chien, K.Y., 1982, "Prediction of channel and boundary layer flows with a low Reynolds number turbulence model," AIAA Journal, Vol. 20, pp. 33~38.
- (5) 강동진, 손정락, 1998, "병렬 컴퓨터에서 다중블록 유한체적법을 이용한 비압축성 유동해석," 유체기계저널 제 1 권, 제 1호, pp. 72~80.