

< 기술논문 >

## 단단 천음속 축류압축기의 정익형상 최적설계

장 춘 만<sup>†</sup>, 김 광 용<sup>\*</sup>

(2004년 8월 13일 접수, 2005년 4월 8일 심사완료)

### Shape Optimization of a Stator Blade in a Single-Stage Transonic Axial Compressor

Choon-Man Jang and Kwang-Yong Kim

**Key Words :** Transonic Axial Compressor(천음속 축류 압축기), Optimal Design(최적설계), Response Surface Method(반응면 기법), Stacking Line(중첩선), Limiting Streamlines (한계유선), Adiabatic Efficiency (단열효율)

#### Abstract

This paper describes the shape optimization of a stator blade in a single-stage transonic axial compressor. The blade optimization has been performed using a response surface method and three-dimensional Navier-Stokes analysis. Two shape variables of the stator blade, which are used to define a stacking line, are introduced to increase an adiabatic efficiency. Data points for response evaluations have been selected by D-optimal design, and linear programming method has been used for an optimization on a response surface. Throughout the shape optimization of a stator blade, the adiabatic efficiency is increased to 5.8 percent compared to that of the reference shape of the stator. The increase of the efficiency is mainly caused by the pressure enhancement in the stator blade. Flow separation on the blade suction surface of the stator is also improved by optimizing the stator blade. It is noted that the optimization of the stator blade is also useful method to increase the adiabatic efficiency in the axial compressor as well as the optimization of a rotor blade, which is widely used now.

#### 1. 서 론

본 연구는 동익과 정익으로 구성된 단단 천음속 축류 압축기에 있어서, 정익의 날개 형상을 최적화 시킴으로써 압축기의 단열효율을 향상시키는데 목적이 있다. 천음속 축류압축기의 내부 유동장은 3 차원 비정상 익단 와류, 익면상의 유동박리 및 충격파 등의 영향으로 매우 복잡한 유동특성을 갖으며, 실험 및 해석적 방법에 의해 내부 유동장 특성에 관한 많은 연구가 이루어지고 있다.<sup>(1,2)</sup>

컴퓨터의 성능향상과 더불어, 10 여년 전부터는 Navier-Stokes 방정식에 의한 수치해석으로 압축기 날개의 형상 최적화에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다.<sup>(3-5)</sup> 즉, 압축기의 효율향상 및 소음저감을 목적으로 압축기 동익 및 정익의 날개 형상에 스윙(sweep), 린(lean) 및 스큐(skew)를 주어 익간의 유동손실을 최소화하고 있다. Denton 과 Xu<sup>(6)</sup>는 천음속 축류압축기에서 스윙과 린변수를 이용하여 동익의 형상을 변형하고, 성능 및 압력 특성을 연구하였다. 즉, 앞보기스윙(forward sweep)으로 변형한 동익은 충격파를 날개 전연으로부터 후퇴시키는 효과로 인해 실속마진이 크게 되며, 익단누설 와류와 충격파의 간섭이 실속점을 지연시키는 효과가 있음을 밝혔다. Cai 등<sup>(7)</sup>은 스큐를 준 동익이 효율향상 뿐만 아니라 광대역 소음 저감에도 좋은 효과가 있음을 지적하였다. 지금까지 성능향상을

<sup>†</sup> 책임저자, 회원, 한국건설기술연구원 화재설비연구부

E-mail : jangcm@kict.re.kr

TEL : (031)910-0106 FAX : (031)910-0381

<sup>\*</sup> 회원, 인하대학교 기계공학부

Table 1 Design specifications of axial compressor

Flow rate	3.04 kg/s
Rotational speed	41500 rpm
Pressure ratio	1.506
Rotor tip speed	382 m/s
Adiabatic efficiency	0.863
Number of rotor blades	17
Number of stator blades	26

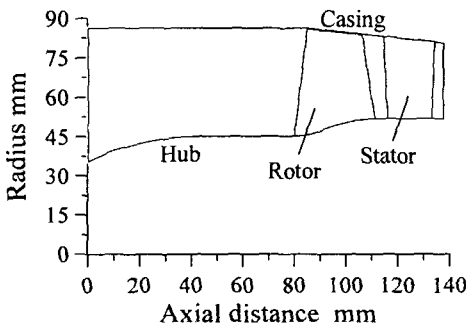
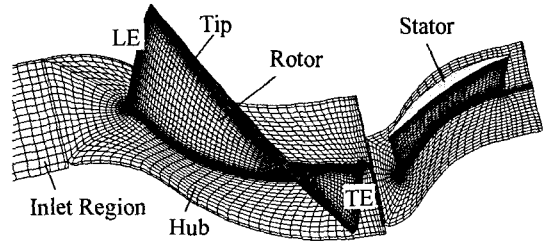


Fig. 1 Meridional view of a single-stage axial compressor

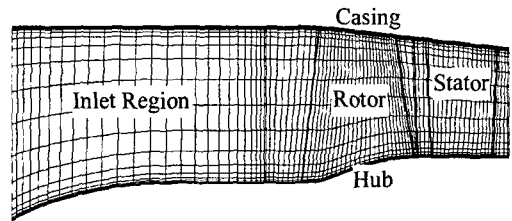
위한 익형의 변형은 주로 동익의 형상에 국한되어 왔으며, 정익의 변형에 의한 성능특성에 관한 연구는 상대적으로 적은 편이다. Fischer 등<sup>(8)</sup>은 압축기의 고부하 작동조건에서 bowed stator 익면의 박리 저감으로 압축기의 효율이 증가함을 실험적으로 연구하였다.

한편, 김광용 등<sup>(9-11)</sup>은 천음속 축류압축기 효율 향상을 위하여 스펀방향으로 중첩선을 변화시킴으로써 동익의 스큐값을 최적화시키는 연구를 수행하였다. 익형의 최적설계를 위하여 구배법과 반응면 기법을 도입하였다. 구배법은 최적값이 국부적인 영역만을 대표할 수 있는 단점이 있는 반면 반응면 기법은 국부적인 민감도 분석이 필요치 않고 다수의 설계점에 대한 최적화 작업이 용이하다는 특징을 가지고 있다.

본 연구에서는 단단 천음속 축류압축기 날개형상의 최적화를 위한 1 단계 연구로써 정익의 스큐를 정의하는 두개의 변수를 사용하여 압축기의 효율향상을 시도하였다. 정익 스큐의 정의는 종전에 고우식 등<sup>(11)</sup>이 천음속 축류압축기 동익의 형상 최적설계에 적용한 방법을 따라 수행하였다. 최적화를 위한 목적함수로는 단열효율을 사용하였으며,



(a) Perspective view



(b) Meridional view

Fig. 2 Computational grids (note: every two grid lines are shown)

정익형상의 구속범위 내에서 형상 최적점과 유동 특성을 고찰하였다.

## 2. 단단 축류압축기

본 연구는 헬리콥터용 터보 샤프트 엔진의 2 단 축류압축기<sup>(12)</sup> 중에서 앞부분의 단단 압축기 부분만을 대상으로 하였으며, 상세한 사양은 Table 1에 수록하였다. 동익 끝단의 틈새는 0.4 mm로 균일하며, 동익의 최대직경은 176 mm인 천음속 축류압축기이다. 동익의 날개 끝단에서의 상대속도의 마하수는 1.177이며, 설계유량 및 전압비는 각각 3.04 과 1.506 kg/s 이다. 설계 회전수에서의 초킹 유량은 3.235kg/s 로 설계값보다 6.4% 큰 값을 갖는다.

Fig. 1 은 자오면상의 허브 및 케이싱면 그리고 동익 및 정익의 설치위치 및 자오면 형상을 나타내고 있다. 그림에서 축방향 거리가 0 인 지점이 계산영역의 입구를, 137.5 mm 인 지점이 계산영역의 출구를 각각 나타내고 있다.

## 3. 유동해석

단단 축류압축기의 내부유동장 해석을 위하여 연속방정식, 3 차원 정상 박층근사 Navier-Stokes 방

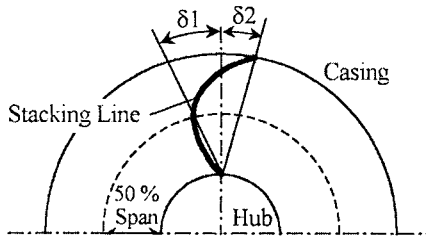


Fig. 3 Design variables

정식, 에너지 방정식 및 상태 방정식을 사용하였으며, 이를 경계고정격자계 상에서 외재적인 유한차분법으로 이산화하였다. 초기상태의 수렴성 향상을 위하여 Jameson 등<sup>(13)</sup>에 의해 제안된 외재적 4 차 Runge-Kutta 시간 전진법을 사용하였다. 충격파에 의한 해의 진동을 제거하고 안정성을 확보하기 위하여 인공 점성항을 적용하였으며, 수렴성을 증대시키기 위하여 국부시간 간격과 내재적 오차 평균법을 적용하였다. 난류모델로는 Baldwin-Lomax 모델<sup>(14)</sup>을 적용하였다. 압축기 동익과 정익의 경계면에서는 혼합면 기법을 적용하였다.

경계조건은 입구에서 전온도, 전압력, 각 방향의 절대 마하수를 적용하였다. 출구 경계면에서는 허브에서의 정압비가 주어졌고, 국부 정압을 계산하기 위해서 반경방향 평행 방정식이 사용되었다. 벽면에서는 점착조건을 적용하였으며, 주기 경계면을 이용하여 동익 및 정익의 1 피치 영역만 계산하였다.

계산격자는 4 개의 영역으로 나누어 생성하였다. Fig. 2 에서 나타냈듯이, 입구 유동부분에는 H 형 격자계를 사용하였고, 동익 및 정익의 내부유동장 부분은 C 형 격자계로 형성하였으며, 날개 끝단의 틈간격 부분은 O 형 격자계를 각각 사용하였다. 격자점 중심 유한차분법이 사용되었기 때문에 인접한 격자 블록 사이의 계산을 위하여 서로 인접하는 면에는 한 격자씩 격자를 중첩시켰다. 반복되는 유동계산 때마다 스펜방향 각 위치에서 회전방향으로 기본 물리량들이 이웃한 격자계의 경계조건을 계산하기 위하여 계산된 물리량이 저장된다.

입구의 H 형 격자는 50×32×63 개로, 동익과 정익은 각각 180×38×63 개, 120×41×63 개로 구성하였다. 동익의 틈 간극은 166×12×12 개로 구성하였다. 총 다중 블록격자의 격자점은 약 86 만개로 구성하였다.

Table 2 Design space

Variables	Lower Bound	Middle	Upper Bound
δ1	0.0	0.06	0.12
δ2	0.2	0.35	0.5

#### 4. 반응면 기법

본 연구에서는 축류압축기의 날개형상을 최적화하기 위하여 선정된 날개의 형상변수들이 목적함수에 미치는 영향을 수리 통계적인 방법으로 분석할 수 있는 반응면기법을 도입하였다.

반응면기법은 본래 물리적 실험을 통해 관찰된 값들로부터 단지 경험적인 관계식을 만들기 위해 이용되었지만, 한정된 수의 실험만으로도 임의의 공간 내의 반응을 모델링 함으로써 실험의 시행횟수를 줄일 수 있다는 것이 특징이다. 임의의 설계공간에서 주어지는 독립 변수들로 인해 얻어지는 실험의 결과를 반응이라 하며, 이러한 반응의 변화가 반응면을 형성하게 된다. 따라서 반응면을 이용한 최적설계란, 설계 공간 내에서 이 반응을 최대화 또는 최소화하는 독립 변수의 집합을 구하는 것이 된다. 반응면을 구성할 때 사용하는 반응면함수는 일반적으로 다항식의 형태를 갖고 있다. 본 연구에서는 2 차 다항식으로 반응면 모델을 형성하고, 각 항의 미정계수는 회귀분석을 통하여 구하였다. 미정계수의 타당성은 ANOVA (Analysis of Variance)와 회귀분석을 이용하여 검증하였다. 실험횟수를 최소화하기 위한 실험계획법으로, D-Optimal 기법을 사용하였다. D-Optimal 기법은 반응모델의 항의 수보다 1.5~2.5 배 되는 설계점 만으로도 신뢰할 수준의 결과를 얻을 수 있다고 알려져 있으며, Giunta 등<sup>(15)</sup>은 5 개의 설계 변수를 갖는 반응모델 구성에 이 기법을 적용하여 충분한 신뢰도를 갖는 반응면을 얻을 수 있음을 입증하였다.

#### 5. 목적함수 및 설계변수

단단 축류압축기의 형상최적화를 평가하기 위한 목적함수로는 다음과 같이 정의한 단열효율 (Adiabatic Efficiency)을 사용하였다.

$$\eta = \frac{(P_{0\ exit} / P_{0\ inlet})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{T_{0\ exit} / T_{0\ inlet} - 1} \quad (1)$$

Table 3 Results of ANOVA and regression analysis

Model	R	R <sup>2</sup> <sub>adj</sub>	Std. error of the estimate
1	0.997	0.982	0.00092

Table 4 Results of optimization

	Initial shape	Optimized shape	Increment %
Total pressure $P_0/P_{0,ref}$	1.544	1.626	5.3
Total temperature $T_0/T_{0,ref}$	1.150	1.160	0.9
Adiabatic efficiency %	88.0	93.1	5.8

$P_0$  와  $T_0$  는 각각 전압과 전온도를 의미하며, 하첨자 *inlet* 과 *exit* 는 단단 축류압축기의 입구부와 출구부를 각각 의미한다.

본 연구에는 단단 친음속 축류압축기 날개 형상의 최적화 연구를 위해 정익의 중첩선이 스큐되도록 Fig. 3 과 같이 2 개의 형상정의 변수를 사용하였다.  $\delta_1$ 은 정익의 끝단에서의 스큐각을 나타내고,  $\delta_2$ 는 50 % 스펜에서의 스큐각을 각각 정의한다. Fig. 3 에서 보듯이, 정익의 Arc-Type 중첩선은 Fischer 등<sup>(8)</sup>이 압축기 정익에 사용한 Bowed Stator 와 유사한 형태를 갖으며, 익면의 박리 저감을 통한 효율증가를 기대하며 도입하였다. 2 개의 형상정의 변수의 계산점은 Table 2 에 나타나 있으며, D-Optimal 기법을 이용하여 총 9 개의 계산조건 중에서 7 개만 선정하여 반응면을 구성하였다.

## 6. 결과 및 고찰

### 6.1 정익 형상 최적화

압축기 정익의 형상 최적화는 D-Optimal 기법에 의해 선정된 7 개의 정익 형상에 대하여 3 차원 수치해석을 통하여 내부유동장을 해석하고 목적함수인 단열효율 특성을 분석하였다. Table 2 와 같이 결정된 각각의 설계변수는 -1 에서 1 까지 무차원하고 3 차원 수치해석을 통해 목적함수인 단열효율을 계산하였다. 목적함수를 이용하여 반응면 구성에 필요한 미정계수를 결정하기 위하여 통계학

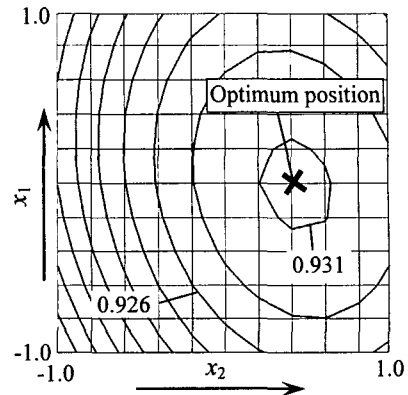
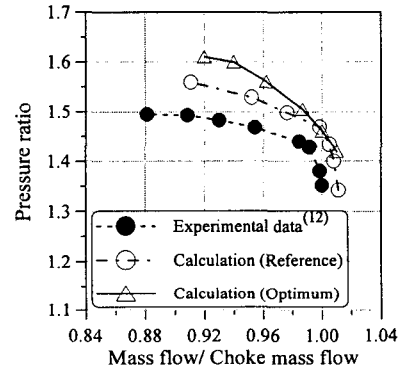
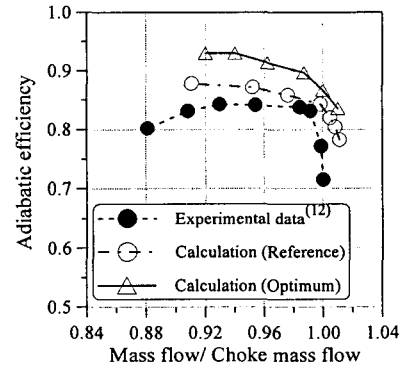


Fig. 4 Response Surface (contour intervals = 0.00233)



(a) Pressure ratio



(b) Adiabatic efficiency

Fig. 5 Pressure Ratio and Adiabatic efficiency according to flow rates

상용 소프트웨어인 SPSS 를 이용하였다. 완성된 반응함수는 t-검정과 adjust R<sup>2</sup> 법<sup>(16)</sup>을 사용하여 신뢰도를 높였다. ANOVA 와 회귀분석 결과는 Table

3에 정리하였다. 여기서,  $R^2_{adj}$ 의 값은 클수록 정확한 반응모델이 구성되었음을 의미하며, 반응모델이 실제 반응함수를 잘 반영함으로써 얻을 수 있는 최대값은 1.0이다. 통산  $R^2_{adj}$ 가 0.9~1.0의 값을 가질 경우 타당한 반응모델이라고 판단<sup>(15)</sup>할 수 있으며, 본 계산에서는 신뢰구간 영역인 0.982임을 알 수 있다.

Fig. 4는 수치최적화를 통하여 얻은 반응면을 나타낸다. 정의의 중첩선이 스쿼피도록 정의한 무차원 변수  $x_1$  및  $x_2$ 는 각각 0.0, 0.4이다. 이 값은 형상정의 변수  $\delta 1$  및  $\delta 2$ 의 0.06 및 0.41에 상당한다. Fig. 4에서 알 수 있듯이, 날개 끝단에서 정의한 변수  $\delta 2$ 가 50% 스패에서 정의한 변수  $\delta 1$ 보다 목적함수인 단열효율에 민감함을 알 수 있다. 최적화된 중첩선은 허브와 50% 스패위치 그리고 날개 끝단에서의 위치를 2차함수로 연결하여 구하였다. Table 4에 표시한 바와 같이, 정의의 최적설계를 통하여 목적함수인 단열효율은 설계 유량점에서 88.0%에서 93.13%로 5.8% 증가함을 알 수 있다.

6.2 단단 축류압축기 단열효율 및 전압 특성

Fig. 5는 설계 회전속도에서 초기형상 및 최적화된 정의 형상을 적용한 단단 축류 압축기의 전압력비 및 단열효율의 수치해석 결과와 실험값을 비교한 것이다. 그림에서 핑측은 실험에서 얻은 초킹유량값 (=3.235 kg/s)으로 무차원 유량값을 나타낸다. Fig. 5에서 설계 회전속도에서의 전압비의 실험값은 김춘택 등<sup>(12)</sup>이 연구한 실험 결과를 이용하였다. 단, 실험에서는 2단 전체의 성능실험과 두 번째 단만의 단일 성능 실험 결과를 수행하였으며, 첫째 단의 전압비는 2단 전체의 전압비에서 두 번째단의 값을 제외해서 얻은 결과이다. Fig. 5에서 수치해석에서 얻은 초킹유량이 실험값보다 약 1% 크게 나타남을 알 수 있으며, 전압비도 실험값에 비해 약 4.5% 정도 크게 나타나고 있으나 경향은 실험값과 유사하다. 최적화된 정의 형상에서는 설계유량점을 포함하여 설계유량영역(0.92~0.96)에서 기준 정의에 비해 전압이 상승한 것을 알 수 있다. 또한, 유량변화에 대한 최적화된 정의 형상의 단열효율이 초기형상에 비하여 향상되었음을 알 수 있다. 특히, 초킹유량 근방보다는 설계유량영역에서 크게 향상되었다. 본 최적화 연구를 통하여 압축기의 정의 형상이 압축기의 단열효율 향상에 중요한 인자임을 알 수 있었다.

6.3 설계 유량조건에서의 내부유동 특성

Fig. 6과 7은 설계 유량조건(=0.94)에서 기준정

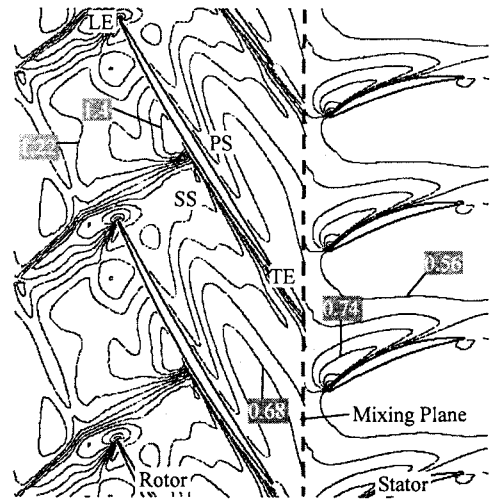


Fig. 6 Mach number contour on the plane of 90 percent span for the reference blade (interval of contour lines = 0.06)

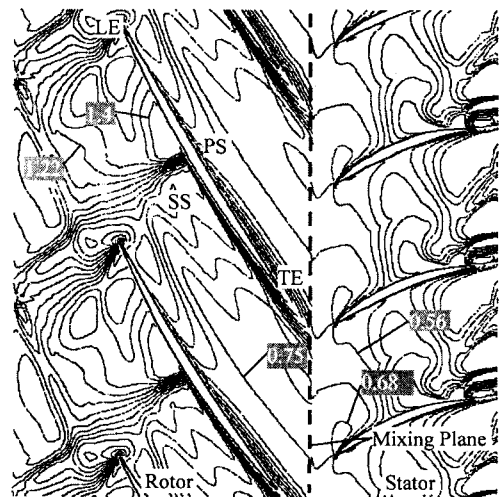


Fig. 7 Mach number contour on the plane of 90 percent span for the optimal blade (interval of contour lines = 0.06)

익과 최적정의를 설치한 단단 축류압축기의 수치해석결과로, 90% 스패 위치면에서 마하 속도 분포를 나타낸 것이다. 다만, 날개의 동익(로터) 영역에서는 상대속도 분포를, 정익영역에서는 절대속도 분포를 각각 나타내고 있다. 그림에서, 굵은 점선은 수치계산에서 동익과 정익의 간섭면의 물리량을 회전방향으로 평균화하여 사용한 혼합면의 위치를 나타낸다.

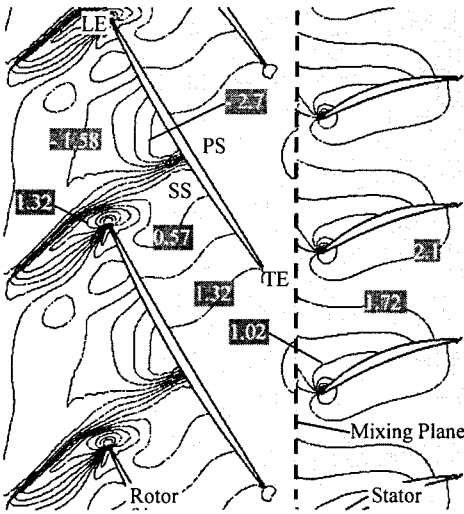


Fig. 8 Pressure contour on the plane of 90 percent span for the reference blade (interval of contour lines = 0.375)

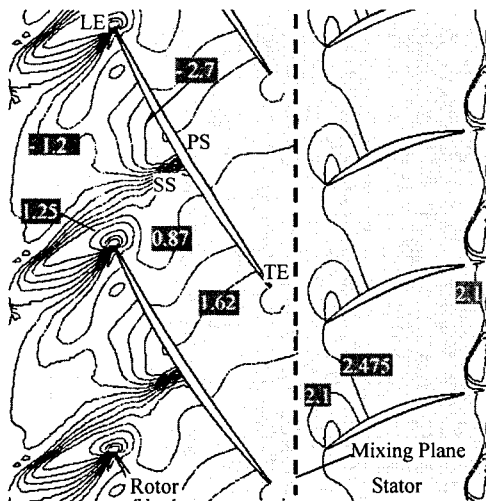
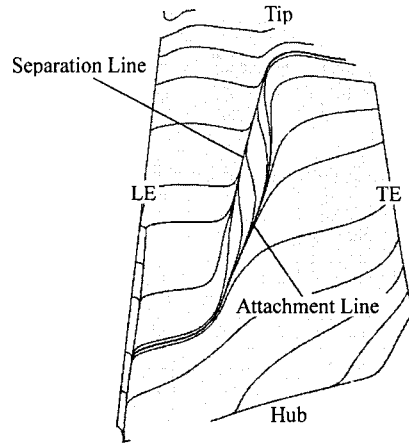


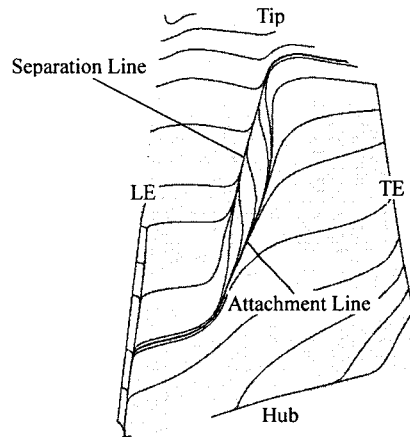
Fig. 9 Pressure contour on the plane of 90 percent span for the optimal blade (interval of contour lines = 0.375)

Fig. 6 과 7 에서, 입구의 상대 마하 속도가 초음속으로 동익의 익간을 통과하면서 가속이 일어나고 있다. 또한, 동익 전연의 전방에는 바우 충격파(bow shock)가 발생하고 익간에서는 동익의 부압면에 걸쳐서 통로 충격파(passage shock)가 발생하고 있으며 그 이후로 유속이 크게 줄고 있음을 확인할 수 있다.

Fig. 7 에 나타낸 바와 같이, 최적 정익을 설치한



(a) Reference

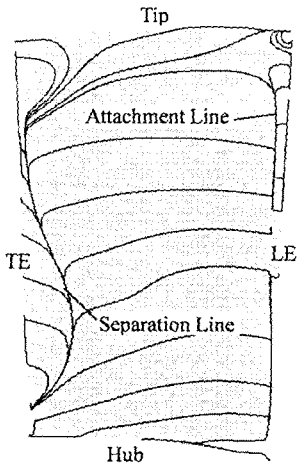


(b) Optimum

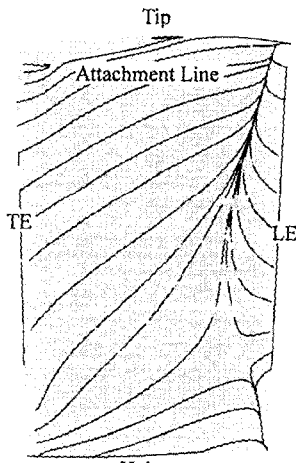
Fig. 10 Limiting streamlines on the suction surface of a rotor

단단 축류압축기의 경우는 정익 전연부근의 부압면에서 마하속도도 기준정익에 비해 감소하고 있음을 알 수 있다. 이와 같이 익간에서의 마하 속도의 감소는 후술하는 압력증가와 밀접한 관계를 가지고 있다.

Fig. 8 과 9 는 Fig. 6 및 7 과 같은 방법으로 나타냈으며, 90 % 스패น 위치면에서 압력분포를 나타내고 있다. 동익 부압면의 상류부에는 가속에 의해 발생한 충격파의 영향으로 저압영역이 나타나며, 그 하류측에는 감속됨에 따라 압력이 회복됨을 알 수 있다. 동익의 익간 하류측에서의 압력 증가는 상대적으로 최적정익을 장착한 압축기에서 큰 값



(a) Reference



(b) Optimum

Fig. 11 Limiting streamlines on the suction surface of a stator

을 갖음을 알 수 있는데, 이는 Fig. 6 과 7 에서 알 수 있듯이 상대적으로 큰 속도 감속에 기인한 결과이다. 또한, 기준정의의 전연근방의 부압면에는 최적정역에 비하여 상대적으로 낮은 압력값이 나타나는데, 이것은 Fig. 6 과 7 에서 보듯이 기준정의의 부압면의 전연 근방에서 상대적으로 큰 마하속도를 갖기 때문이다.

Fig. 10 은 기준정의와 최적정역에 대한 날개 동역 부압면에서의 한계유선(limiting streamline) 분포를 나타내고 있다. 동역의 부압면에서는 충격파의 영향으로 인한 박리버블영역(separation bubble region)이 존재하며, 두 경우의 흐름형태에 있어서

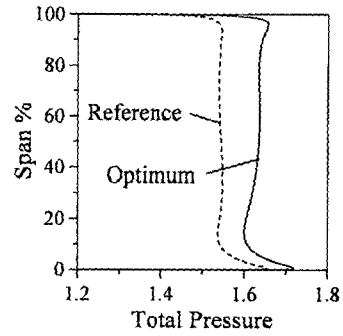


Fig. 12 Total pressure

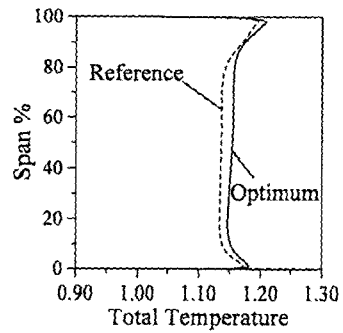


Fig. 13 Total temperature

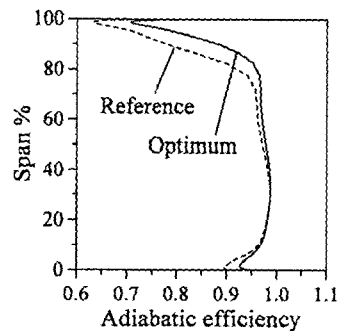


Fig. 14 Adiabatic efficiency

큰 변화는 없음을 알 수 있다.

Fig. 11 은 Fig. 10 과 같은 방법으로 나타냈으며, 기준정의와 최적정역에 대한 날개 정의 부압면에서의 한계유선분포를 나타내고 있다. 두 경우 모두 전연근방에서는 날개의 전연과 부착선 사이에 박리버블영역이 존재하고 있음을 알 수 있다. 그러나, 기준정의의 부압면 후연근방에서는 최적형상 정의와는 달리 박리선이 존재하며 그 후류방향으로 넓은 영역에 걸쳐서 박리영역이 존재함을 알 수 있다. 이 정의면의 박리영역은 정의의 압력증가에 나쁜 영향을 미치게 된다.

Figs. 12~14 는 스펠에 따른 전압, 전온도 및 단열효율 분포를 기준정익과 최적정익을 설치한 단단 축류압축기에 대하여 나타내었다. 전압은 기준정익에 대하여 전 스펠영역에서 고르게 증가하였으며, 전온도는 70% 스펠 이상에서 상대적으로 증가폭이 둔화되고 있음을 알 수 있다. 단열효율은 식 (1)의 정의에서 알 수 있듯이, 전압 및 전온도의 함수로 표현되기에 상대적으로 전온도의 증가폭이 둔화되는 70% 이상의 스펠 영역에서 기준정익에 비해 최적정익을 장착한 압축기의 효율이 증가함을 알 수 있다.

## 7. 결론

본 연구에서는 단단 천음속 축류압축기의 효율 향상을 목적으로 정익의 스큐를 정의하는 두 개의 형상변수를 도입하였으며, 삼차원 유동해석을 바탕으로 하는 수치최적설계기법을 적용하고 내부유동장 특성을 상세히 고찰하여 얻은 결론은 다음과 같다.

(1) 정익의 중첩선이 스큐되도록 정의한 두 개의 무차원 변수를 이용한 수치최적설계를 통하여 정익의 중첩선이 단단 축류압축기의 효율향상에 중요한 형상변수임을 알 수 있었다.

(2) 정익 형상변수의 수치 최적화로 기준정익 날개 부압면의 후연 근방에서 발생하는 박리선을 제거할 수 있었으며, 이로 인해 익면에서 박리로 인한 손실을 줄일 수 있었다.

(3) 단단 축류압축기 정익의 중첩선 최적화로 단열효율은 70% 스펠보다 큰 영역에서 상대적으로 크게 증가함을 알 수 있었다.

## 후기

본 연구는 한국과학재단 목적기초연구(R01-2001-00366)지원으로 수행되었습니다.

## 참고문헌

- (1) Suder, K. L. and Celestina, K. L., 1994, "Experimental and Computational Investigation of the Tip Clearance Flow in a Transonic Axial Compressor Rotor," ASME paper 94-GT-365.
- (2) Hah, C. and Loellbach, J., 1999, "Development of Hub Corner Stall and Its Influence on the Performance of Axial Compressor Blade Rows," *ASME J. Turbomachin.*, Vol. 121, No. 1, pp. 67~77.
- (3) Chima, R. V., 1998, "Calculation of Tip Clearance Effects in a Transonic Compressor

- Rotor," *ASME J. Turbomachin.*, Vol. 120, No. 1, pp. 131~140.
- (4) Arima, T., Sonoda, T., Shirotori, M., Tamura, A. and Kikuchi, K., 1999, "A Numerical Investigation of Transonic Axial Compressor Rotor Flow Using a Low-Reynolds-Number k- $\epsilon$  Turbulence Model," *ASME J. Turbomachin.*, Vol. 121, No. 1, pp. 44~58.
- (5) Chung, J., Shim, J. and Lee, K. D., 2000, "3D Transonic Compressor Design Optimization with Quasi-3D Flow Physics," ASME FEDSM00-11075.
- (6) Denton, J. D. and Xu, L., 2002, "The Effects of Lean and Sweep On Transonic Fan Performance," *ASME Turbo Expo*, GT-2002- 30327.
- (7) Cai, N., Xu, J. and Benaissa, A., 2003, "Aerodynamic and Aeroacoustic Performance of a Skewed Rotor," *ASME Turbo Expo*, GT-2003-38592.
- (8) Fischer, A., Riess, W. and Seume, J., 2003, "Performance of Strongly Bowed Stators In a 4-Stage High Speed Compressor," *ASME Turbo Expo*, GT-2003-38392.
- (9) Lee, S. Y. and Kim, K.-Y., 2000, "Design Optimization of Axial Flow Compressor Blades with Three-Dimensional Navier-Stokes Solver," *KSME International Journal*, Vol. 14, No. 9, pp. 1005~1012.
- (10) Ahn, C.-S. and Kim, K.-Y., 2003, "Aerodynamic Design Optimization of A Compressor Rotor with Navier- Stokes Analysis," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A-J. Power and Energy*, Vol. 217, No. 2, pp. 179~184.
- (11) Ko, W.-S., Kim, K.-Y. and Ko, S.-H., 2003, "Aerodynamic Design Optimization of A Transonic Axial Compressor Rotor with Readjustment of A Design Point," *Proceedings of the KFMA Annual Meeting*, pp. 639~645.
- (12) Kim, C.-T., Kim, J.-H. and Lee, D.-S., 1999, "Performance Test of a Two Stage Axial Compressor of a Turbohaft Engine for Helicopter," *Proceedings of the KSAS Spring Conference*, pp. 327~331.
- (13) Jameson, A., Pierce, N. A. and Maritelli, L., 1997, "Optimum Aerodynamic Design Using the Navier-Stokes Equations," AIAA 97-0101.
- (14) Baldwin, B. S. and Lomax, H., 1978, "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA 78-0257.
- (15) Guinta, A. A., 1997, "Aircraft Multidisciplinary Design Optimization Using Design of Experimental Theory and Response Surface Modeling Methods," Ph. D. Dissertant, Department of Aerospace Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA.
- (16) Box, M. J. and Draper, N. R., 1971, "Fractional Designs, the  $|X^T X|$  Criterion, and Some Related Matters," *Technometrics*, Vol. 13, No. 4. pp. 731~742.