

단단 천음속 축류압축기 동익의 Stacking Line 설계 최적화

장춘만* · Samad Abdus** · 김광용***

Optimal Design for Stacking Line of Rotor Blade in a Single-Stage Transonic Axial Compressor

Choon-Man Jang*, Abdus Samad**, Kwang-Yong Kim***

Key Words: Transonic Axial Compressor(천음속 축류 압축기), Optimal Design(최적설계), Response Surface Method(반응면 기법), Stacking Line(중첩선), D-optimal(다-옵티멀)

ABSTRACT

Shape optimization of a rotor blade in a single-stage transonic axial compressor has been performed using a response surface method and three-dimensional Navier-Stokes analysis. Two shape variables of the rotor blade, which are used to define a blade skew, are introduced to increase an adiabatic efficiency. Throughout the shape optimization of a rotor blade, the adiabatic efficiency is increased to about 2.2 percent compared to that of the reference shape of the stator. The increase in efficiency for the optimal shape of the rotor is due to the pressure enhancement, which is mainly caused by moving the separation position on the suction surface of rotor blade to the downstream direction.

1. 서론

본 연구는 동익과 정익으로 구성된 단단 천음속 축류 압축기에 있어서, 동익의 날개 형상을 최적화시킴으로써 압축기의 단효율을 향상시키는데 목적이 있다.

통상 산업계의 유체기계 익형 설계에 사용되어지고 있는 준 3차원 설계 등에 의한 설계 방법은 짧은 시간에 임펠러 형상을 설계할 수 있지만, 설계 시에 경험적인 손실 모델이나 설계자의 설계 노하우가 요구된다. 이에 반하여, 최근 컴퓨터의 성능 향상과 더불어 나비에-스톡스(Navier-Stokes) 방정식에 의한 수

치해석방법을 이용한 압축기 날개의 형상 최적화에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다.⁽¹⁾⁻⁽³⁾

또한, 유체기계의 성능향상 및 소음저감을 목적으로 임펠러의 형상에 스융(sweep), 린(lean) 및 스큐(skew)를 도입할 때 각각의 인자가 성능에 미치는 특성에 대해서도 많은 연구가 이루어지고 있다.⁽⁶⁾⁻⁽⁸⁾ 이러한 연구를 통하여 압축기의 실속마진을 줄일 수 있고, 광대역 소음을 저감시켜 임펠러 소음을 줄일 수 있으며, 또한 시스템의 성능 향상에도 기여 할 수 있음을 밝혔다.

한편, 김광용 등⁽⁷⁾⁻⁽¹⁰⁾은 천음속 축류압축기 효율향상을 위하여 압축기 동익 및 정익에 대하여 스펜방향으로 중첩선을 변화시킴으로써 스큐값을 최적화시키는 연구를 수행하였다. 축류압축기 익형의 최적설계를 위하여 구배법(gradient-based method)과 반응면 기법(response surface method)을 도입하였다.

* 한국건설기술연구원 화재설비연구부

** 인하대학교 대학원 기계공학부

*** 인하대학교 기계공학부

책임저자 E-mail : jangcm@kict.re.kr

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

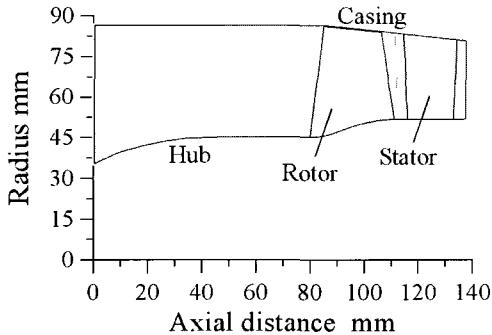


Fig. 1 Meridional view of a single-stage axial compressor

이 두 가지 방법을 이용하여 압축기 익형을 최적화한 결과, 최적 값이 국부적인 영역만을 대표할 수 있는 구배법 보다는 국부적인 민감도 분석이 필요치 않고 전역적인 최적점을 찾을 수 있는 반응면 기법이 압축기 익형의 최적설계에도 유리하다는 것을 밝혔다.

본 연구에서는 단단 천음속 축류압축기 정익 형상 최적화 연구⁽¹⁰⁾에 이어서, 동익의 형상을 중첩선 (stacking line)을 이용하여 최적화하였다. 최적화에는 반응면 기법을 적용하였으며, 목적함수로는 단열효율을 사용하였다. 또한 압축기 동익의 초기형상 및 최적 형상조건에 대하여 익간의 내부 유동장 특성을 상세히 분석하였다.

2. 유동해석 및 최적화 방법

2.1 축류압축기

본 연구는 헬리콥터용 터보 샤프트 엔진의 2단 축류압축기⁽¹¹⁾ 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.

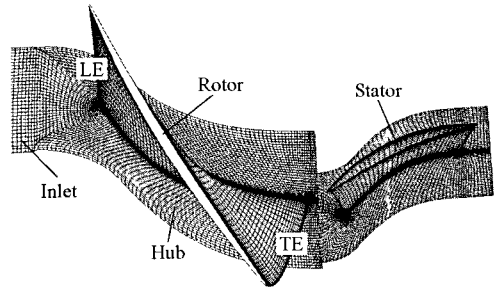


Fig. 2 Perspective view of computational grids

동익의 날개 끝단에서의 상대속도의 마하수는 1.177이며, 설계유량 및 전압비는 각각 3.04와 1.506 kg/s 이다. 설계 회전수에서의 초킹유량은 3.235 kg/s 이다. Fig. 1은 자오면상의 허브 및 케이싱면 그리고 동익 및 정익의 설치위치 및 자오면 형상을 나타내고 있다.

2.2 유동해석

단단 축류압축기의 내부유동장 해석을 위하여 삼차원 연속방정식, 정상 박층근사 Navier-Stokes 방정식, 에너지 방정식 및 상태 방정식을 계산하였으며, 이를 경계고정격자계 상에서 외제적인 유한 차분법으로 이산화하였다. 초기상태의 수렴성 향상을 위하여 Jameson 등⁽¹²⁾에 의해 제안된 외제적 4차 Runge-Kutta 시간 전진법을 사용하였다. 난류모델로는 Baldwin-Lomax 모델⁽¹³⁾을 적용하였다. 압축기 동익과 정익의 경계면에서는 혼합면 (mixing plane) 기법을 적용하였다.

경계조건으로 입구에서 전온도, 전압력 및 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 4개의 영역으로 나누어 생성하였다. Fig. 2에 나타냈듯이, 입구 유동부분에는 H형 격자계로, 동익 및 정익의 내부유동장 부분은 C형 격자계로 형성하였으며, 날개 끝단의 틈간격 부분은 O형 격자계를 각각 사용하였다. 격자점은 중심 유한차분법이 사용되었기 때문에 인접한 격자 블록 사이의 계산을 위하여 서로 인접하는 면에는 한 격자씩 격자를 중첩시켰다.

Table 2 Design space

Variables	Lower Bound	Middle Bound	Upper Bound
δ1	0.19	0.245	0.3
δ2	-0.43	-0.365	-0.3

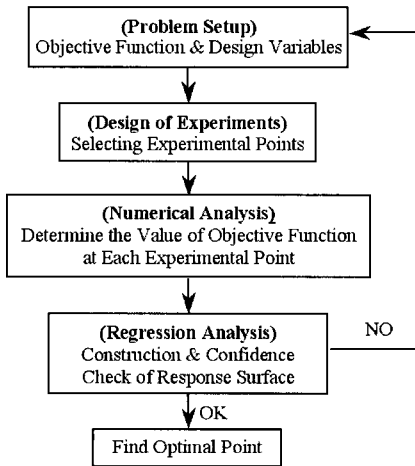


Fig. 3 Optimization procedure using response surface method

입구의 H형 격자는 50×32×63개로, 동익과 정익의 내부격자는 각각 178×38×63개와 120×41×63개로 구성하였다. 동익의 팁 간극 격자는 162×12×12개로 구성하였다. 총 다중 블록격자의 격자계는 약 86만개로 구성하였다. 한 번의 완전한 수렴된 유동해석 결과를 얻기 위해 슈퍼컴퓨터 NEC SX-6 (144 GFlops)에서 약 3.5시간이 소요되었다.

2.3 수치최적화 방법

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

반응면 기법을 이용한 압축기 동익의 수치최적화 설계 수순을 Fig. 3에 나타내었다. 먼저 압축기의 동익의 형상 최적화의 목표인 목적함수 (objective function)를 결정하고, 목적함수의 값이 최대화될 수 인자, 즉 설계변수 (design variables)를 선정한다.

본 연구에서는 축류압축기의 목적함수로는 다음과 같이 정의한 단열효율 (adiabatic efficiency)을 사용하였다.

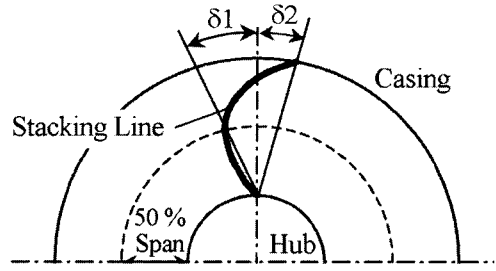


Fig. 4 Design variables

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

P_0 와 T_0 는 각각 전압과 전온도를 의미하며, 하첨자 inlet과 exit는 단단 축류압축기의 입구부와 출구부를 각각 의미한다. 또, 형상변수로는 동익의 중첩선이 스킵되도록 Fig. 4와 같이 2개의 형상정의 변수를 사용하였다. 그림에서 δ1은 50% 스펠에서의 스킵각을 나타내고, δ2는 정익의 끝단에서의 스킵각을 각각 정의한다. 2개의 형상정의 변수의 설계영역은 Table 2에 나타내었다.

다음으로 선정된 형상변수를 이용하여 수치실험점들을 결정해야 하는데, 실험횟수를 최소화하기 위한 실험계획법 (design of experiments)으로서 D-Optimal기법⁽¹⁴⁾을 사용하였다. 이 방법은 반응모델의 항의 수보다 1.5~2.5배 되는 설계점 만으로도 신뢰할 수준의 결과를 얻을 수 있다고 알려져 있다.⁽¹⁵⁾ 선정된 수치실험조건에 따라 삼차원 수치해석을 수행하여 목적함수인 단열효율을 결정하게 된다.

각각의 수치실험점에서 얻어진 목적함수값을 이용하여 반응면을 구하는데, 본 연구에서는 2차 다항식으로 반응면 모델을 형성하고, 각 항의 미정계수는 회귀분석을 통하여 구하였다. 미정계수의 타당성은 ANOVA (Analysis of Variance)와 회귀분석 (Regression Analysis)을 이용하여 검증하였다.

Table 3 Results of Optimization

	Initial shape	Optimized shape	Increase %
Total pressure $P_0/P_{0\ ref}$	1.544	1.477	-4.34
Total temperature $T_0/T_{0\ ref}$	1.150	1.131	-1.65
Adiabatic efficiency %	88.0	89.1	2.2

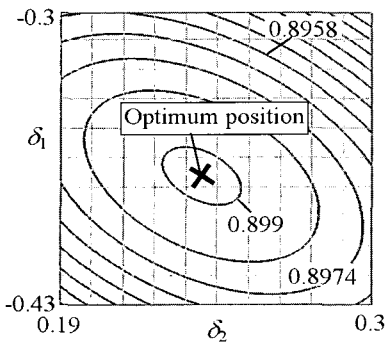


Fig. 5 Response surface (contour intervals = 0.0008)

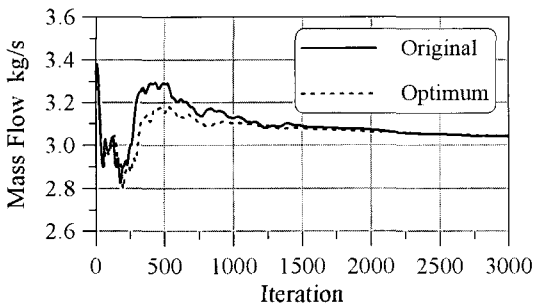


Fig. 6 Variations of mass flow vs iteration number

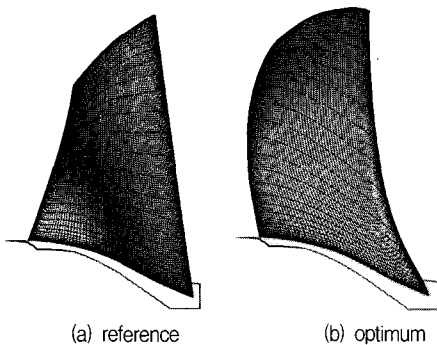


Fig. 7 Perspective view of compressor rotor

3. 결과 및 고찰

수치해석으로부터 구한 목적함수를 이용하여 반응면 구성에 필요한 미정계수를 결정하며, 이를 위해 통계학 상용 소프트웨어인 SPSS를 이용하였다. 완성된 반응함수는 t -검정과 adjust R^2 법⁽¹⁴⁾을 통하여 본 계산에서 구한 반응면의 신뢰도를 확인하였다. 여기서, adjust R^2 값은 클수록 정확한 반응모델이 구성되었음을 의미하며, 최대값은 1.0이다. Adjust R^2 값은

통상 0.9~1.0의 값을 가질 경우 타당한 반응모델이라고 판단⁽¹⁵⁾할 수 있는데, 본 계산에서 구한 값은 0.946으로 신뢰구간 영역 내에 존재한다.

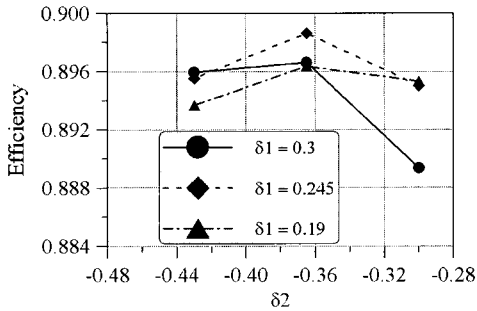
Figure 5는 수치최적화를 통하여 얻은 반응면을 나타낸 것이다. 그림에서 알 수 있듯이, 형상의 최적점 값은 설계변수 δ_1 및 δ_2 의 최대 및 최소 변수값 내에 존재함을 알 수 있다. 동익의 중첩선을 최적설계한 형상에서는 설계변수 δ_1 및 δ_2 가 각각 0.24와 -0.37임을 알 수 있다. Table 3에 표시한 바와 같이, 목적함수인 단열효율은 설계 유량점에서 기존의 88.0%에서 89.9%로 2.2% 증가함을 알 수 있다.

Figure 6은 수치해석에 의한 목적함수 계산 시, 반복계산횟수에 따른 계산유량 값의 변화를 나타낸 것이다. 본 수치계산에서는 유량을 직접 초기조건으로 주지 않고 계산 출구측에 정압을 입력하며, 유량은 반복계산을 통하여 구한다. 그림은 설계유량조건 (=3.04 kg/s)에서 기준 및 최적설계 형상에서의 유량특성을 나타내며, 약 3000번의 반복계산을 통하여 두 경우 모두 설계유량 값에 도달함을 알 수 있다. 따라서, 각각의 수치 실험점에서의 계산은 3000번의 반복계산을 통하여 단열효율을 결정하였다. 기존의 압축기 동익과 최적화한 동익의 형상을 Fig. 7에 나타내었다.

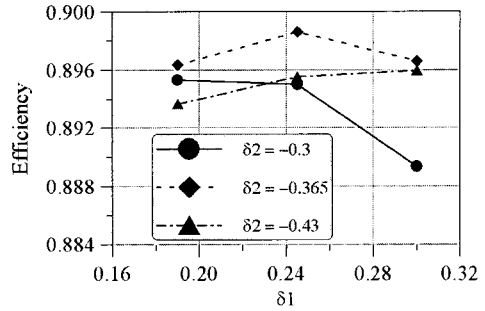
Figure 8은 각각의 설계변수가 목적함수인 효율에 기여한 정도를 나타낸다. 이 그림은 Fig. 5의 반응면 계산에 사용한 7개의 수치실험점 (D-Optimal 방법)에 2개의 실험점을 추가하여 총 9개의 수치실험점 (Full Factorial 방법)을 이용하여 구한 결과이다. 먼저 설계변수 δ_1 의 세 가지 변수값을 고정된 경우에 설계변수 δ_2 의 변화에 따른 효율특성을 나타낸 Fig. 8(a)에서 알 수 있듯이, 설계변수 δ_1 이 0.245인 경우가 상대적으로 큰 효율을 나타내며 세 경우 모두 δ_2 가 -0.37 근방에서 최대 효율값을 가짐을 알 수 있다. 또한, 설계변수 δ_2 의 세 가지 변수값을 고정된 Fig. 8(b)에서 보듯이, δ_2 의 최적 설계값 -0.37과 가까운 -0.365에서 다른 변수값 보다 큰 효율값을 가짐을 알 수 있다.

한편, Figure 8(b)에서, δ_2 의 변수값이 -0.3 및 -0.43인 경우에는 Fig. 5의 반응면에서 결정된 최적값 δ_1 (=0.24)보다 다소 벗어난 지점에 최대효율값이 존재함을 알 수 있다. 이는 각 설계변수의 변수값이 목적함수인 단열효율에 기여하는 정도가 다르다는 것을 의미한다. Fig. 8에서 보여준 설계변수의 목적함수에 대한 최적설계 변수값은 반응면을 통해 얻은

단단 천음속 축류압축기 동익의 Stacking Line 설계 최적화



(a)



(b)

Fig. 8 (a) Efficiency characteristics for fixed ang1 and (b) efficiency characteristics for fixed ang2

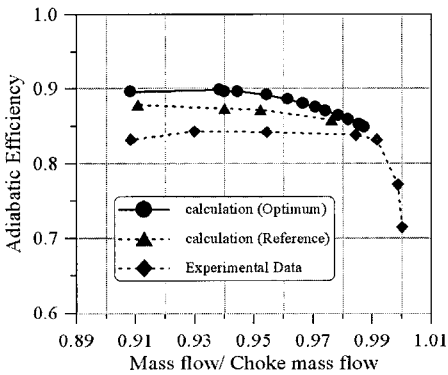
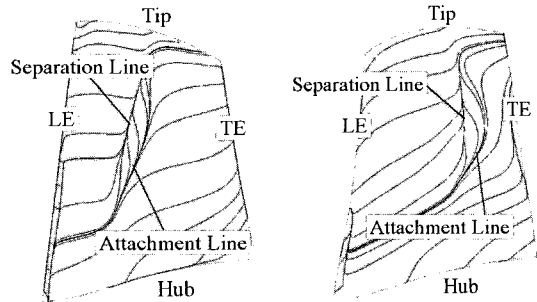


Fig. 9 Adiabatic efficiency according to flow rates



(a) reference

(b) optimum

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

최적값과 잘 일치함을 알 수 있다.

Figure 9는 초기형상 및 최적화된 동익 형상을 적용한 단단 축류 압축기의 단열효율의 수치해석 결과와 실험값을 비교한 것이다. 그림에서 횡축은 실험에서 얻은 초크유량값 (=3.235 kg/s)으로 무차원한 유량값을 나타낸다. Fig. 9에서 초기형상에 대한 설계 회전속도에서의 단열효율의 실험값으로 김춘택 등⁽¹¹⁾이 연구한 실험 결과를 이용하였다.

Figure 9에서, 초기형상에 대한 단열효율값은 실험값에 비하여 약 4 % 정도 차이를 보임을 알 수 있으며, 전체적인 경향은 잘 일치한다. 또, 설계유량점 (0.94)을 포함한 설계유량영역 (0.92~0.96)에서는 기준 동익에 비해 단열효율이 상승한 것을 알 수 있다.

Figure 10은 기준동익과 최적동익에 대하여, 동익 부압면에서의 한계유선 (limiting streamline) 분포를 나타내고 있다. 단단 축류압축기 정익의 최적화 연구에서 관찰하였듯이⁽¹⁰⁾, 동익의 부압면에서도 충격파의 영향으로 인한 박리영역이 날개의 코드 중앙에서 발생하

며, 그 뒤로 부착선이 존재함을 알 수 있다. 최적동익의 부압면에서는 박리선의 발생지점이 기준동익에 비하여 상대적으로 동익 후연 쪽으로 이동함을 알 수 있다.

즉, 최적의 경우에는 상대적으로 날개의 부압면의 박리지점을 하류측으로 이동시킴으로써, 박리에 의한 압력감소를 기존 날개보다 억제시켜 단열효율이 증가하였다고 사료된다.

Figures 11과 12는 설계 유량조건 (=0.94)에서 기준 동익과 최적동익을 설치한 단단 축류압축기의 수치해석 결과로, 50% 스펠 위치면에서 마하 속도 분포를 나타낸 것이다. 50% 스펠위치는 Fig. 10에서 알 수 있듯이, 최적동익의 부압면에서의 박리영역이 상대적으로 후연쪽으로 가장 많이 이동한 영역이다. 그림에서, 굵은 점선은 수치계산에서 동익과 정익의 간섭면의 물리량을 회전방향으로 평균화한 혼합면의 위치를 나타낸다.

Figures 11과 12에서 보듯이, 입구의 상대 마하 속도가 초음속으로 동익의 익간을 통과하면서 가속이

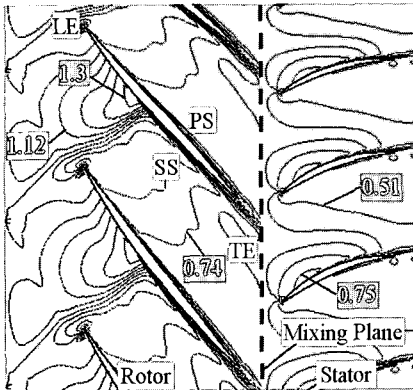


Fig. 11 Mach number contour on the plane of 50 percent span for the reference blade (interval of contour lines = 0.06)

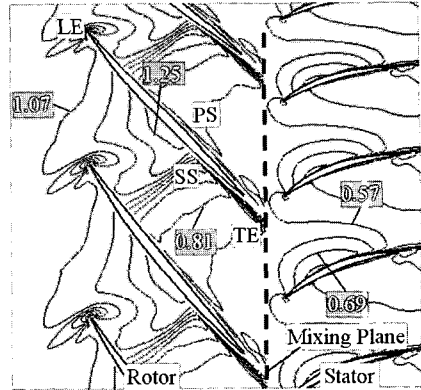


Fig. 12 Mach number contour on the plane of 50 percent span for the optimal blade (interval of contour lines = 0.06)

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. 동익의 부압면에 간섭하는 충격파의 위치는 Fig. 10의 박리선의 위치와 같이 최적동익의 경우가 후연쪽으로 많이 이동해 있음을 알 수 있다.

Figure 13은 동익의 후연측에서 유출각 (exit angle)의 분포를 나타낸 것이다. 동익 출구측의 유출각은 허브 근방에서는 초기형상 압축기와 차이가 없으나, 허브로부터 20% 이상에서는 최적형상의 유출각이 약 3~5도 정도 초기형상에 비해 상대적으로 작음을 알 수 있다. 이는 오일러 수두의 값이 상대적으로 증가함을 의미하며, Fig. 10에서 표시한 것과 같이 동익 부압면에서의 충격파에 의한 박리선을 하류측

으로 이동시킴으로써 압력상승이 상대적으로 커져서 목적함수인 단열효율이 증가한 것으로 생각된다.

이상의 반응면 기법에 의한 축류압축기 동익의 중첩선을 최적화하는 연구로, 최적설계인자 값을 도출하였으며 목적함수인 단열효율도 향상시킬 수 있었다.

4. 결론

본 연구에서는 단단 천음속 축류압축기의 효율향상을 목적으로 동익의 스쿠를 정의하는 두 개의 형상변수를 도입하였으며, 삼차원 정상 유동해석을 바탕으로 하는 수치최적설계기법을 적용하고 내부유동장 특성을 상세히 고찰하여 얻은 결론은 다음과 같다.

- 1) 설계변수가 목적함수인 단열효율에 기여하는 정도를 분석하여, 목적함수에 기여하는 변수를 변수별로 효율 및 기여도를 분석하여 설계인자의 특성을 고찰할 수 있었다.
- 2) 동익의 스쿠를 정의한 두 개의 형상변수로부터 도출한 변수의 최적값은 디-옵티멀 기법과 반응면 기법을 통해 얻은 스쿠의 최적값과 잘 일치함을 알 수 있었다. 또한, 동익의 중첩선을 최적화하여 목적함수인 효율이 향상함을 확인하였다.
- 3) 최적동익의 부압면에서는 박리선의 발생지점이 기준동익에 비하여 상대적으로 동익 후연쪽으로 이동하였으며, 박리에 의한 압력감소를 기준날개보다 억제함으로써 단열효율이 증가하였다.

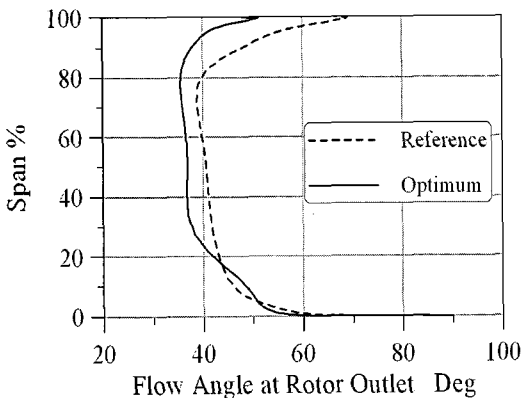


Fig. 13 Distributions of exit angle

후 기

본 연구는 한국과학기술정보연구원의 '제 6차 슈퍼 컴퓨팅 응용연구 전략지원 프로그램'과 2004년 교육 인적자원부의 재원으로 한국학술진흥재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (KRF-2004-외국우수학생연구원 초청연수사업-410052)

참고문헌

- (1) Chima, R. V., 1998, "Calculation of Tip Clearance Effects in a Transonic Compressor Rotor," ASME J. Turbo-machin., Vol. 120, No. 1, pp. 131~140.
- (2) 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.
- (3) Chung, J., Shim, J. and Lee, K. D., 2000, "3D Transonic Compressor Design Optimization with Quasi-3D Flow Physics," ASME FEDSM00-11075.
- (4) Denton, J. D. and Xu, L., 2002, "The Effects of Lean and Sweep On Transonic Fan Performance," ASME Turbo Expo, GT-2002-30327.
- (5) Cai, N., Xu, J. and Benaissa A., 2003, "Aerodynamic and Aeroacoustic Performance of a Skewed Rotor," ASME Turbo Expo, GT-2003-38592.
- (6) 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.
- (7) 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.
- (8) 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.
- (9) 고우식, 김광용, 고성호, 2003, "설계유량을 고려한 천음속 축류압축기 동익의 삼차원 형상최적설계," 유체기계연구개발발표회, pp. 639~645.
- (10) 장춘만, 김광용, 2005, "단단 천음속 축류압축기의 정익형상 최적설계," 대한기계학회 논문집 B, 29권, 5호, pp. 625~632.
- (11) 김춘택, 김진한, 이대성, 1999, "헬리콥터용 터보샤프트 엔진 2단 축류압축기 성능시험," 항공우주공학회 춘계학술대회, pp. 327~331.
- (12) Jameson, A., Pierce, N. A. and Maritnelli, L., 1997, "Optimum Aerodynamic Design Using the Navier-Stokes Equations," AIAA, pp.97~0101.
- (13) Baldwin, B. S. and Lomax, H., 1978, "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA, pp. 78~0257.
- (14) 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.
- (15) Guinta, A. A., 1997, "Aircraft Multi-disciplinary 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.