2004 유체기계 연구개발 발표회 논문집, pp. 437~442
인하대학교 정석학술정보관 및 2북호관 2004. 12. 3~4

축류압축기 동익의 스윕각 최적화

장 춘만* • Li Ping** • 김 광용***

Optimization of Blade Sweep in an Axial Compressor Rotor

Choon-Man Jang*, Ping Li**, Kwang-Yong Kim***

Key Word : Axial Compressor(축류압축기), RANS(레이놀즈 평균 나비아스톡스 방정식), Rotor 37(로터 37), Sweep(스윕), RSM(반응면기법), D-optimal(다옵티멀), Optimal Design(최적설계)

ABSTRACT

The optimization of a blade sweep for a transonic axial compressor rotor (NASA rotor 37) has been performed using a response surface method and a Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) flow simulation. Two shape variables of the rotor blade, which are used to define a blade sweep, 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. The result shows that the adiabatic efficiency is increased to about 1 percent compared to that of the reference shape of the rotor blade. Relatively high increasement of the adiabatic efficiency is obtained between 20 and 60 percent span. In the present study, backward swept blade is more effective to increase the adiabatic efficiency in the axial compressor rotor.

1. 서 론

본 연구는 천음속 축류 압축기 로터에 있어서, 동익의 날개형상을 최적화 시킴으로써 압축기의 단열효율을 향상시키는데 목적이 있다. 천음속 축류압축기의 내부 유동장은 블래이드 형상에 의해 발생되는 이차유동, 와류, 경계층박리, 후류, 충격파 등으로 인해 매우 복잡한 3차원 유동구조를 갖고 있으며, 특히 충격파/경계층의 상호작용에 의해 발생되는 현상은 터보기계 내부 유동에서 중요한 현상으로 알려져 있다.

최근에는, 컴퓨터의 성능향상과 더불어 수치해석을 이용한 압축기 날개의 형상 최적화에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다.[1-3] 즉, 압축기의 효율향상, 스톨마진 개선 및 소음저감을 목적으로 압축기 날개 형상에 sweep, lean(dihedral) 및 skew을 주는 등 다양한 연구가 이루어지고 있다.[4-6] 예를들어, Denton과 Xu[4]는 천음속 축류압축기 연구에서 앞보기 스윕(forward sweep)으로 변형한 동익은 충격파를 날개 전연으로부터 후퇴시키는 효과로 인해 스톨마진(stall margin)이 크게 되며, 익단누설와류와 충격파의 간섭이 stall point를 지연시키는 효과가 있음을 밝혔다. Vad[7] 등은 축류형 유체기계에서 스윕에 의한 성능 및 효율평가를 실험 및 수치해석적 방법으로 상세히 분석하였으며, 뒷보기 스윕(backward sweep)이 효율면에서 우수함을 밝혔다.

본 연구에서는 축류압축기 동익의 형상 최적화를 위하여 스윕 및 단열효율을 각각 형상변수 및 목적함수로 선정하여, 반응면 기법을 이용한 수치최적화 기법과 삼차원 나비에 스톡스 방정식을 이용한 유동해석을 통하여 분석하였다.

* 인하대학교 기계공학부
E-mail : jangcm@munhak.inha.ac.kr
** 인하대학교 대학원 기계공학부
*** 인하대학교 기계공학부

Table 1 Design specifications of axial compressor

Mass flow	20.19 kg/s
Rotational speed	17189 rpm
Pressure ratio	2.106
Adiabatic efficiency	0.89
Hub-tip ratio	0.7
Rotor aspect ratio	1.19
Number of rotor blades	36

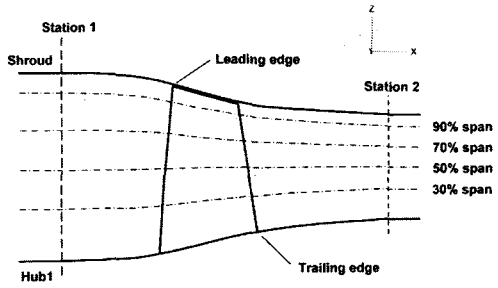


Fig. 1 Meridional view of Rotor 37

2. 축류압축기 해석 및 최적화방법

2.1 축류압축기

본 연구에서는 NASA rotor 37을 갖는 축류 압축기를 대상으로 익형의 형상최적화 연구를 수행하였다. 이 로터는 Reid 등[8]에 의해서 설계되고 실험되었으며, 상세한 사양은 Table 1에 수록하였다. 설계된 로터의 압력비는 설계유량 20.19 kg/s에서 2.106이며, 측정된 쵸킹 유량(chock flow)은 20.93 kg/s 이다. 총 36개의 블래이드로 동익을 형성하고 있으며, 입구부에서의 허브-팁 비는 0.7, 아스펙트(aspect) 비는 1.19, 팁 솔리더티(solidity at tip)는 1.288이고, 설계속도에서의 팁 간극(tip clearance)은 0.0356 cm (0.45 percent span) 이다.

선행된 실험[8]에서는 Fig. 1에 지시된 station 1 과 station 2에서 전압력(total pressure), 전온도(total temperature), 및 유속각(flow angle) 등이 측정되었다. Station 1 과 2는 블래이드의 선단부로부터 각각 상류쪽으로 4.19 cm, 하류 쪽으로 10.19 cm 에 위치한다. 본 연구의 계산 영역은 station 1과 2 사이의 영역이며, 계산에 사용된 모든 물성치는 station 1 에서의 값에 대응되는 값을 사용하였다.

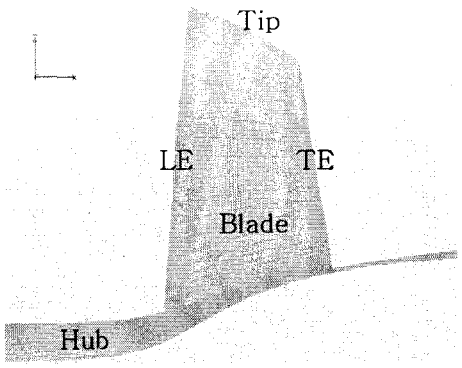


Fig. 2 Grid system of Rotor 37

2.2 유동해석

지배방정식으로는 3차원 박층근사 Navier-Stokes방정식과 에너지 방정식이 사용되었으며, 이를 경계고정 격자계(body-fitted grid) 상에서 외재적인 유한 차분을 하였다. 난류모델로는 Baldwin-Lomax model[9]이 사용되었다. 초기상태의 수렴성 향상을 위해 Jameson등[10]에 의해 제안된 바 있는 외재적 4차 Runge-Kutta 시간 전진법을 사용하였다. 입구 경계면에서는 유입되는 Mach수의 각 방향성분과 전온도, 전압력이 지정되었다. 출구 경계면에서는 허브에서의 정압비가 주어졌고, 국부 정압을 계산하기 위해서 반경방향 평형방정식이 사용되었다. 동익의 팁 간극 영향을 고려하기 위하여 주기적인 팁 간극 모델을 사용하였다.

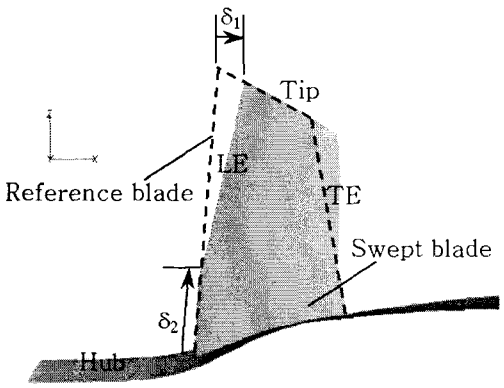
Fig. 2에서 보듯이, 입구 유동부분에는 H형 격자계를 사용하였고, 동익의 내부유동장 부분은 C형 격자계로 형성하였으며, 날개 끝단의 팁간격부분은 O형 격자계를 각각 사용하였다. 격자점 중심 유한차분법이 사용되었기 때문에 인근한 격자 block 사이의 계산을 위하여 서로 인접하는 면에는 한 격자씩 격자를 중첩시켰다. 입구격자는 30×35×70(축방향×회전방향×스팬방향)개로, 동익은 271×50×70개로 그리고 동익의 팁 간극은 191×15×15개로 구성하였다. 총 다중 블록격자의 격자점은 약 106만개로 구성하였다.

2.3 반응면기법 및 설계변수

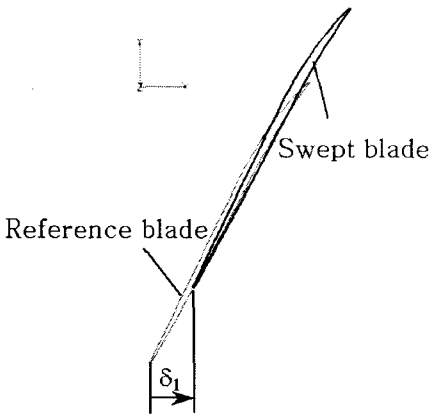
본 연구에서는 축류압축기의 날개형상을 최적화하기 위하여 선정된 날개의 형상변수들이 목적함수에 미치는 영향을 수리 통계적인 방법으로 분석할 수 있는 반응면기법을 도입하였다. 임의의 설계공간에서 주어

Table 2 Design space

Variables	Lower Bound	Middle	Upper Bound
δ_1	13.2	26.4	40
δ_2	0	18.5	45.6



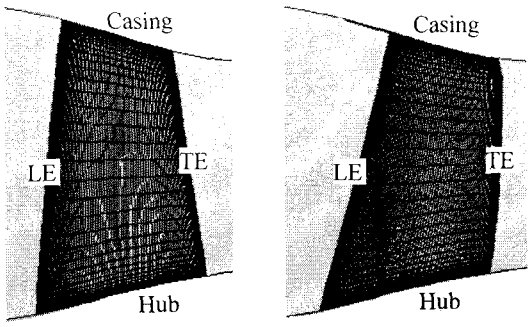
(a) side view



(b) top view of blade tip section

Fig. 3 Definition of blade sweep

지는 독립 변수들(independent variables)로 인해 얻어지는 실험의 결과를 반응(response)이라 하며, 이러한 반응의 변화가 반응면(response surface)을 형성하게 된다. 따라서 반응면을 이용한 최적설계란, 설계 공간 내에서 이 반응을 최대화 또는 최소화하는 독립 변수의 집합을 구하는 것이 된다.



(a) reference (b) optimum

Fig. 4 Meridional view of R37

본 연구에서는 2차 다항식으로 반응면 모델을 형성하고, 각 항의 미정계수는 회귀분석을 통하여 구하였으며, 미정계수의 타당성은 ANOVA (Analysis of Variance)와 회귀분석(Regression Analysis)을 이용하여 검증하였다. 실험횟수를 최소화하기위한 실험계획법으로, D-Optimal기법을 사용하였다.

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

$$\eta = \frac{\left(P_{0\,exit}/P_{0\,inlet}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{T_{0\,exit}/T_{0\,inlet} - 1} \qquad (1)$$

P_0 와 T_0는 각각 전압과 전온도를 의미하며, 하첨자 inlet과 exit는 단단 축류압축기의 입구부와 출구부를 각각 의미한다. 본 연구에는 천음속 축류압축기 날개 형상의 최적화 연구를 위해 동익의 스윕(sweep)을 Fig. 3과 같이 2개의 형상정의 변수를 사용하여 정의하였다. δ_1은 동익의 끝단에서 전연(leading edge)부의 축방향 길이로 정의하였고, 날개 끝단의 코드길이(5.68 cm)로 무차원하여 사용하였다. δ_2는 동익 전연의 허브에서 스팬방향으로 거리로 정의하였고, 동익 전연에서의 전체 스팬 길이(7.44 cm)로 무차원 한값의 백분율을 사용하였다. 2개의 형상정의 변수의 계산점은 Table 2에 나타나 있으며, D-Optimal기법을 이용하여 총 9개의 계산조건 중에서 7개만 선정하여 반응면을 구성하였다.

Table 3 Results of optimization

	Inutial Shape	Optimized Shape	Incre-ment
Total pressure P_0/P_{0ref}	2.09	2.05	-0.04
Total temperature T_0/T_{0ref}	1.26	1.25	-0.01
Adiabatic efficiency %	88.46	89.27	0.81

3. 결과 및 고찰

3.1 날개형상 최적화

압축기 동익의 형상 최적화는 D-Optimal기법에 의해 선정된 7개의 정익형상에 대하여 3차원 수치해석을 통하여 내부유동장을 해석하고 목적함수인 단열효율 특성을 분석하였다. 수치최적화를 통하여 동익의 스윕(sweep) 형상정의 변수 δ_1 및 δ_2의 최적값은 각각 40% 및 9%임을 알 수 있었다. 단, 변수 δ_1 의 경우에는 경계영역에 최적값이 존재하며, 경계값의 증가시 다소 효율상승은 기대할 수 있으나 과도한 익형의 병형으로 익형의 설치공간이 커지는 단점이 있다. 기존 및 최적화한 자오면 단면을 Fig. 4에 나타내었다.

Table 3에 표시한 바와 같이, 동익의 스윕값을 최적화하여 목적함수인 단열효율을 설계유량점에서 88.46%에서 89.27%로 0.81% 증가시킬 수 있었다.

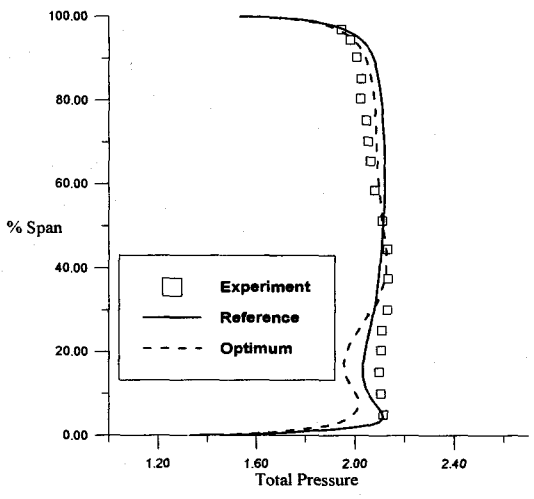


Fig. 5 Total pressure profiles at 96% choked mass flow

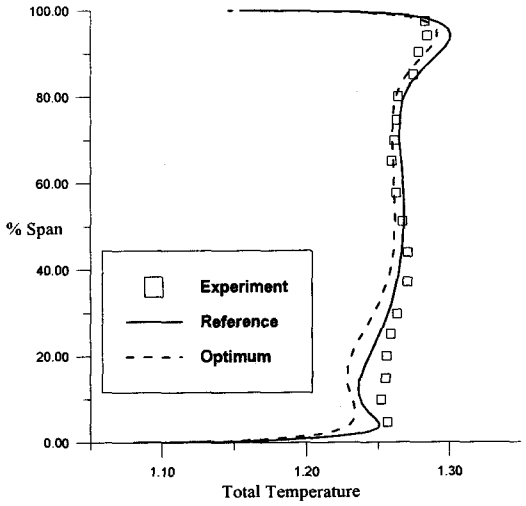


Fig. 6 Total temperature profiles at 96% choked mass flow

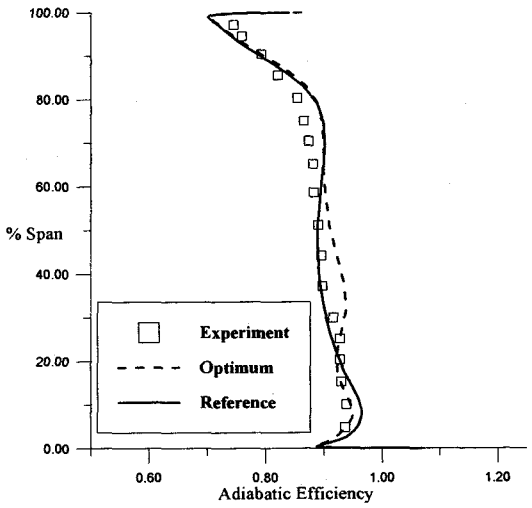
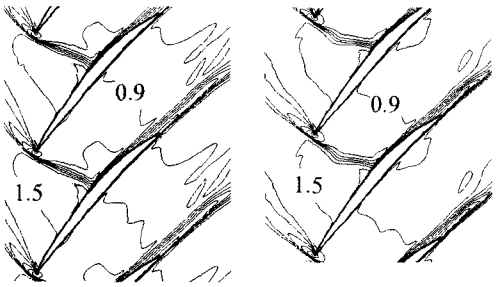


Fig. 7 Adiabatic efficiency profiles at 96% choked mass flow

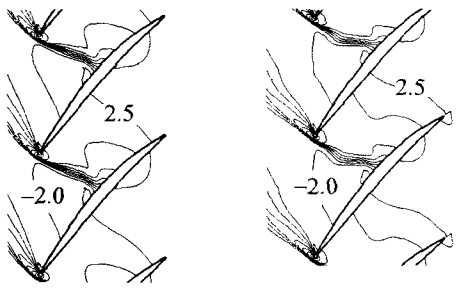
3.2 내부 유동장

Figs.5-7은 각각 station 2 에서의 전압력, 전온도, 및 효율을 나타낸 그림으로, 최적화 전과 후의 값을 실험값과 비교하였다. 최적화 전의 경향은 실험에서 측정된 경향과 잘 일치함을 알 수 있다. 최적화 된 블래이드의 단열효율은 60 퍼센트 스팬에서 날개 끝단까지는 기준 블래이드와 차이를 나타내지 않으나, 20 퍼



(a) reference (b)optimum

Fig. 8 Mach number contour on the plane of 40 percent span (interval of contour lines = 0.1)



(a) reference (b)optimum

Fig. 9 Pressure contour on the plane of 40 percent span (interval of contour lines = 0.5)

센트에서 60 퍼센트 스팬영역에서 기준 블래이드에 비하여 증가함을 알 수 있다.

Fig. 8은 설계 유량조건에서 기준동익과 최적동익을 설치한 축류압축기의 수치해석결과로, 40 % 스팬 위치면에서 마하 속도 분포를 나타낸 것이다. 40 % 스팬 위치는 Fig. 7에서 보듯이, 상대적으로 최적동익의 단열효율 증가가 큰 영역이다. 입구의 상대 마하 속도가 초음속으로 동익의 익간을 통과하면서 가속이 일어나고있는 것을 알 수 있다. 또한, 동익 전연의 전방에는 바우 충격파(bow shock)가 발생하고 익간에서는 동익의 부압면에 걸쳐서 통로 충격파(passage shock)가 발생하고 있다. 두 경우에서 상대 마하 속도 분포의 큰 차이는 없으나, 부압면에 발생하는 통로 충격파의 발생 위치가 최적동익의 경우 상대적으로 하류쪽으로 이동함을 알 수 있다.

Fig. 9는 Fig. 8과 같은 방법으로 나타냈으며, 40 % 스팬 위치면에서 압력분포를 나타내고 있다. 통로 충격파 후방측에서 최적동익의 경우가 상대적으로 압력이 큰 것을 알 수 있다.

4. 결 론

축류압축기의 효율향상을 위한 연구로서, 동익의 형상 최적화를 위하여 스윕 및 단열효율을 각각 형상변수 및 목적함수로 선정하여, 반응면 기법을 이용한 수치최적화 기법과 삼차원 나비에 스톡스 방정식을 이용한 유동해석을 통하여 분석하였다. 동익형상의 최적화를 통하여, 기존의 익형에 비해 단열효율이 88.46%에서 89.27%로 0.81% 향상됨을 확인할 수 있었다.

참고문헌

(1) Madsen, J.I., Shyy, W. and Haftka, R.T., 2000, "Response Surface Techniques for Diffuser Shape Optimization," AIAA Journal, Vol. 38, pp. 1512-1518.

(2) Sevant, N. E., Bloor, M. I. G., and Wilson, M. J., 2000, Areodynamic Design of a Flying Wing Using Response Surface Methodology, J. Aircraft, Vol. 37, No. 4, pp. 562~569.

(3) Sobieszczanski-Sobieski, J. and Haftka, R. T., 1996, Multi disciplinary Aerospace Design Optimization: Survey of Recent Development, AIAA 96-0711.

(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) Vad, Janos, Kwedikha, A. R. A., and Jaberg, Helmut, 2004, "Influence of Blade Sweep on the Energetic Behavoir of Axial Flow

Turbomachinery Rotors at Design Flow Rate," ASME Turbo Expo, GT-2004-53544.

(8) Reid, L. and Moore, R. D., 1978, "Design and Overall Performance of Four Highly-Loaded, High-Speed Inlet Stages for an Advanced, High-Pressure-Ratio Core Compressor," NASA TP-1337.

(9) Baldwin, B. S. and Lomax, H., 1978, Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, AIAA 78-0257.

(10) Jameson, A., Schmidt, W., and Turkel, E., 1981, "Numerical Solutions of the Euler Equation by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time Stepping Schemes," AIAA 81-1259.