

< 논문 >

NASA Rotor 37 익형의 스융각 최적화

장춘만[†] · 리 핑* · 김광용**

(2005년 7월 11일 접수, 2006년 6월 1일 심사완료)

Optimization of Blade Sweep of NASA Rotor 37

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

Key Words : Transonic Axial Compressor(천음속 축류압축기), RANS(레이놀즈 평균 나비에-스톡스 방정식), Rotor 37(로터 37), Blade Sweep(날개 스융), Optimal Design(최적설계)

Abstract

The shape optimization of blade sweep in a transonic axial compressor rotor of NASA Rotor 37 has been performed using response surface method and the three-dimensional Navier-Stokes analysis. Two shape variables of the rotor blade, which are used to define the rotor sweep, are introduced to increase the adiabatic efficiency of the compressor. Throughout the optimization, optimal shape having a backward sweep is obtained. Adiabatic efficiency, which is the objective function of the present optimization, is successfully increased. Separation line due to the interference between a shock and surface boundary layer on the blade suction surface is moved downstream for the optimized blade compared to the reference one. The increase in adiabatic efficiency for the optimized blade is caused by suppression of the separation due to a shock on the blade suction surface.

1. 서 론

본 연구에서는 천음속 축류압축기 로터(NASA R 37)를 대상으로, 날개의 스융(sweep)을 변수로 한 형상최적화 방법을 이용하여 압축기의 단열효율을 향상시키고자 하였다. 천음속 축류압축기의 내부 유동장은 이차유동, 와류, 경계층 박리, 후류, 충격파 등으로 인해 매우 복잡한 3 차원 유동구조를 갖고 있으며, 특히 충격파와 날개면 경계층의 상호작용에 의해 발생하는 익면 상의 박리 등은 임펠러 내부 유동에 중요한 영향을 미치는 것으로 알려져 있다.^(1,2)

컴퓨터의 성능향상과 더불어, 수치최적화 설계 기법에 의한 날개의 설계 연구가 10 여년 전부터 활발히 진행되고 있다.^(3,4) 아울러, 압축기의 날개 형상에 스융(sweep), 린(lean) 및 스큐(skew)를 주어 효율향상 및 소음저감을 꾀하는 연구들이 시도되고 있다. 이 중에서 스융이 천음속 축류압축기의 성능 및 안정성에 주요한 인자로 알려져 있다. 예를 들어, Hah 등⁽⁵⁾은 압축기 로터에서 앞보기 스융(forward sweep) 및 뒷보기 스융(backward sweep)이 압축기 성능에 미치는 영향을 연구하였다. 앞보기 스융은 날개 끝단에 엔트로피 생성과 이차흐름의 발생을 억제하고, 뒷보기 스융은 충격손실을 줄이는 효과를 볼 수 있다고 지적하였다. Watanabe 와 Zangeneh⁽⁶⁾는 천음속 압축기 로터의 스융이 동익 끝단 충격파의 위치를 조절하는데 효과적인 방법이라고 밝혔다. Denton 과 Xu⁽⁷⁾는 천음속 축류 압축기에서 동익의 스융과 린에 따른 성능 및 압력 특성을 연구하였다. 앞보기 스융은 충격파를 날개 전연으로부터 후퇴시키는 효과를 가져와서 실속마진이 크게 되며, 익단누설와류와 충격파의 간섭이

[†] 책임저자, 회원, 한국건설기술연구원 화재설비연구부

E-mail : jangcm@kict.re.kr

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

* 인하대학교 대학원 기계공학과

**회원, 인하대학교 기계공학과

실속점을 지연시키는 효과가 있음을 밝혔다.

한편, Vad 등⁽⁸⁾은 저속 축류형 유체기계에서 스윙이 성능 및 효율에 미치는 영향을 실험 및 수치해석적 방법으로 상세히 분석하였으며, 뒷보기 스윙이 효율면에서 우수함을 밝혔다. 그러나, 천음속 축류 압축기의 경우, 성능에 많은 영향을 미치는 스윙의 최적값과 이에 따른 유동특성은 명확하게 밝혀져 있지 않다.

본 연구에서는 천음속 축류 압축기 동익의 형상 최적화를 위하여 스윙 및 단열효율을 각각 형상변수 및 목적함수로 선정하고, 반응면 기법을 이용한 수치최적화 기법과 삼차원 나비에-스톡스(Navier-Stocks) 방정식을 이용한 유동해석을 수행하였다. 또한, 수치최적화 연구를 통하여 얻어진 최고 단열효율을 갖는 동익의 스윙형상과 기존의 형상조건에서의 임펠러 내부유동장 특성을 비교, 분석하였다.

2. 축류 압축기(NASA Rotor 37)

본 연구에서는 NASA rotor 37 을 갖는 축류 압축기를 대상으로 날개의 형상최적화 연구를 수행하였다. 이 로터는 Reid 등⁽⁹⁾에 의해서 설계되고 실험되었으며, 상세한 사양은 Table 1 에 나타내었다. 설계된 로터의 압력비는 설계유량 20.19kg/s 에서 2.106 이며, 측정된 초킹 유량(chock flow)은 20.93 kg/s 이다. 팁 간극(tip clearance)은 0.0356cm (0.45 percent span)이다.

Fig. 1 은 NASA rotor 37 의 자오면 형상을 나타낸다. 그림에서 LE 및 TE 는 각각 전연(leading edge) 및 후연(trailing edge)을 의미한다. 선행된 실험⁽⁹⁾에서는 Fig. 1 에 나타낸 station 1 과 station 2 에서 전압력(total pressure), 전온도(total temperature) 및 유속각(flow angle) 등이 측정되었다. Station 1 과 2 는 날개의 선단부로부터 각각 상류 쪽으로 4.19 cm, 하류 쪽으로 10.19 cm 에 위치한다. 본 연구의 계산 영역은 station 1 과 2 사이의 영역이며, 계산에 사용된 모든 물성값은 station 1 에서의 값에 대응되는 값을 사용하였다.

3. 유동해석

천음속 축류압축기의 내부유동장 해석을 위하여 연속방정식, 3 차원 정상 박층근사 나비에-스톡스 방정식, 에너지 방정식 및 상태 방정식을 사용하

Table 1 Design specifications of NASA Rotor 37

Mass flow rate	20.19 kg/s
Rotational speed	17189 rpm
Pressure ratio	2.106
Inlet tip relative Mach no.	1.4
Adiabatic efficiency	0.889
Number of rotor blades	36
Tip (Hub) solidity	1.29 (1.9)
Rotor aspect ratio	1.19

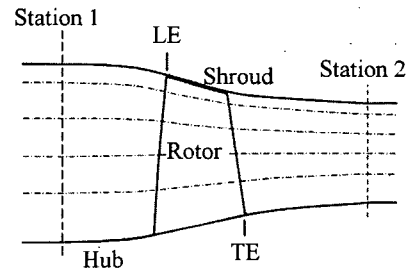
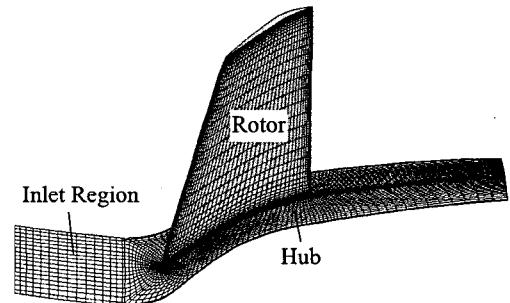
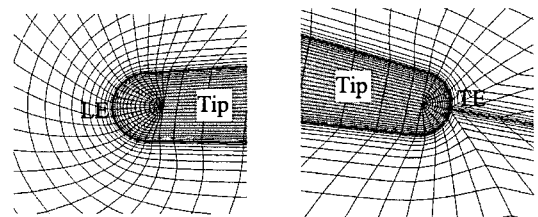


Fig. 1 Meridional view of NASA Rotor 37



(a) Perspective view (note: every two grid lines are shown in axial and tangential direction)



(b) View from casing at LE and TE of rotor tip

Fig. 2 Computational grids

였으며, 이를 경계 고정격자계 상에서 외제적인 유한 차분법으로 이산화하였다.

본 계산 프로그램은 Chima 등^(10,11)이 개발한 것을, 본 계산에 적용할 수 있게 수정한 것이다. 초기상태의 수렴성 향상을 위하여 Jameson 등⁽¹²⁾에 의해 제안된 외제적 4 차 Runge-Kutta 시간 전진법을 사용하였다. 난류모델로는 Baldwin-Lomax 모델⁽¹³⁾을 적용하였다.

입구 경계면에서는 유입되는 Mach 수의 각 방향 성분과 전온도, 전압력을 지정하였다. 출구 경계면에서는 허브에서의 정압비를 주고, 국부 정압을 계산하기 위해서 반경방향 평형방정식이 사용되었다. 동익의 틱 간극 영향을 고려하기 위하여 주기적인 틱 간극 모델을 사용하였다.

Fig. 2에서 보듯이, 입구 유동부분에는 H형 격자계를 사용하였고, 동익의 내부유동장 부분은 C형 격자계로 형성하였으며, 날개 끝단의 틱간격 부분은 O형 격자계를 각각 사용하였다. 격자점은 중심 유한차분법이 사용되었기 때문에 인근한 격자 블록 사이의 계산을 위하여 서로 인접하는 면에는 한 격자씩 격자를 중첩시켰다. 입구격자는 30×35×70(축방향×회전방향×스팬방향)개, 동익은 271×50×7 개, 그리고 동익의 틱 간극은 191×15×15 개로 각각 구성하였다. 총 다중 블록격자의 격자점은 약 106 만 개로 하였다.

4. 반응면 기법

본 연구에서는 축류압축기의 날개형상을 최적화하기 위하여 선정된 날개의 설계변수들이 목적함수에 미치는 영향을 수리 통계적인 방법으로 분석할 수 있는 반응면 기법(response surface method)을 도입하였다. 저자들은 반응면 기법을 이용하여 천음속 압축기 임펠러의 형상최적화에 관한 일련의 연구를 수행해 오고 있다.⁽¹⁴⁻¹⁶⁾ 지금까지의 연구에서는 압축기 임펠러의 중첩선(stacking line)의 수치 최적화를 통하여 압축기의 성능향상을 시도하였다.

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

본 연구에서 축류압축기의 형상최적화를 평가하기 위한 목적함수로는 다음과 같이 정의된 단열 효율(Adiabatic Efficiency)을 사용하였다.

Table 2 Design space

Variables	Lower Bound	Middle	Upper Bound
δ_1 (%)	8.8	35.2	61.6
δ_2 (%)	0.0	22.65	45.3

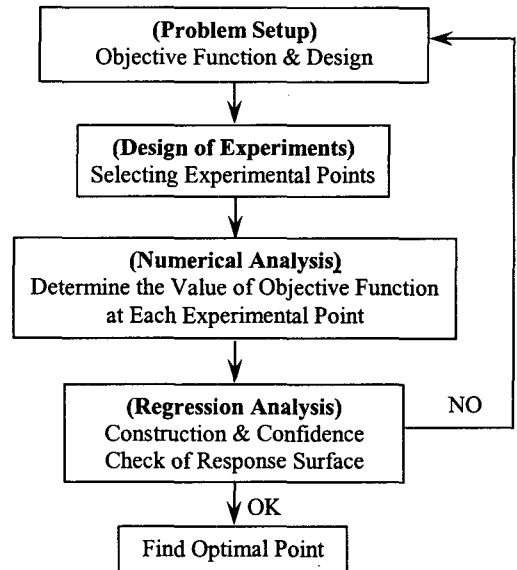
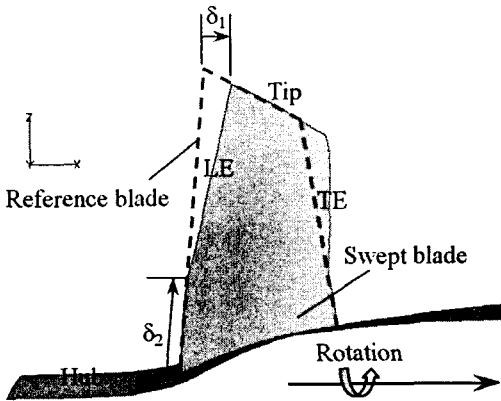


Fig. 3 Optimization procedure using response surface method

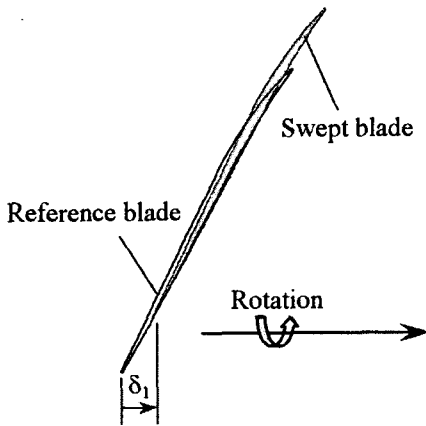
$$\eta = \frac{(P_{0\ exit}/P_{0\ inlet})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{T_{0\ exit}/T_{0\ inlet} - 1} \tag{1}$$

여기서 P_0 와 T_0 는 각각 전압과 전온도를 의미하며, 하첨자 inlet 과 exit 는 압축기의 입구부와 출구부를 각각 의미한다.

설계변수로 선정할 날개의 스위프(sweep)를 Fig. 4와 같이 2개의 형상정의 변수로 정의하였다. δ_1 은 동익의 끝단에서 전연(leading edge)부의 축방향 길이로 정의하였고, 날개 끝단의 코드길이(5.68 cm)로 무차원하여 사용하였다. δ_2 는 동익 전연에서 스팬 방향의 거리로 정의하였고, 동익 전연에서의 전체 스팬 길이(= 7.44cm)로 무차원 한 값의 백분율을 사용하였다. 2개의 형상정의 변수의 계산점은 Table 2에 나타내었다.



(a) Side view



(b) Top view

Fig. 4 Definition of blade sweep

다음으로 선정된 형상변수를 이용하여 수치실험 점을 결정해야 하는데, 실험횟수를 최소화하기 위한 실험계획법(design of experiments)으로서 D-Optimal 기법⁽¹⁷⁾을 사용하였다. 이 방법은 반응모델의 항의 수보다 1.5-2.5 배 되는 설계점 만으로도 신뢰할 수준의 결과를 얻을 수 있다고 알려져 있다. 선정된 수치실험조건에 따라 삼차원 수치해석을 수행하여 목적함수인 단일효율을 결정하게 된다.

각각의 수치실험점에서 얻어진 목적함수값을 이용하여 반응면을 구하는데, 본 연구에서는 2 차 다항식으로 반응면 모델을 형성하고, 각 항의 미정계수는 회귀분석을 통하여 구하였다.

Table 3 Results of ANOVA and regression analysis

Model	R	R ² _{adj}	Std. error of the estimate
1	0.998	0.977	0.002040933

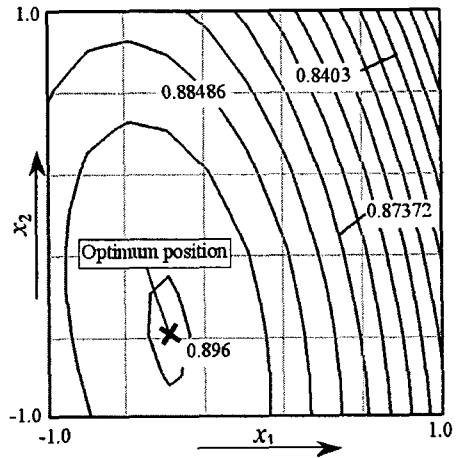


Fig. 5 Response Surface (contour intervals = 0.00557)

미정계수의 타당성은 ANOVA (Analysis of Variance)와 회귀분석(Regression Analysis)을 이용하여 검증 하였다.

5. 결과 및 고찰

5.1 임펠러 형상 최적화

압축기 블레이드 형상설계를 위해 반응면 기법을 이용하여 설계변수인 날개스윙을 최적화하고 목적함수인 단일효율의 특성을 분석하였다.

각각의 수치 설계점에서 삼차원 나비에-스톡스 방정식을 통하여 구한 목적함수를 이용하여, 반응면 구성에 필요한 미정계수를 결정하였으며, 이를 위하여 통계학 상용 소프트웨어인 SPSS 를 도입하였다. 완성된 반응함수는 t-검정과 adjust R² 법⁽¹⁷⁾로 분석하였다. SPSS 를 이용한 회귀분석 결과는 Table 3 에 정리하였다. 통산 R²_{adj} 가 0.9~1.0 의 값을 가질 경우 타당한 반응모델이라고 판단⁽¹⁸⁾ 할 수 있으며, 본 계산에서는 신뢰구간 영역인 0.977 임을 알 수 있다.

Table 4 Results of optimization

	Ref. shape	Optimized shape	Increment %
Total pressure P_0/P_{0ref}	2.078	2.016	-2.98
Total temperature T_0/T_{0ref}	1.263	1.248	-1.19
Adiabatic efficiency %	88.46	89.57	1.25

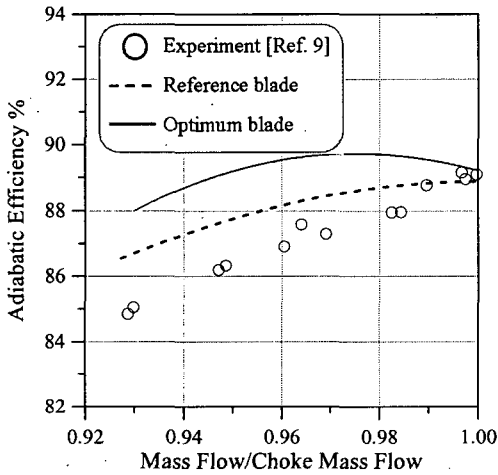
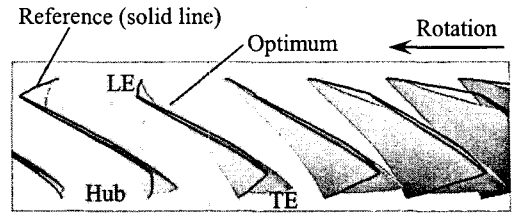


Fig. 6 Comparison of adiabatic efficiency between calculation and experiment

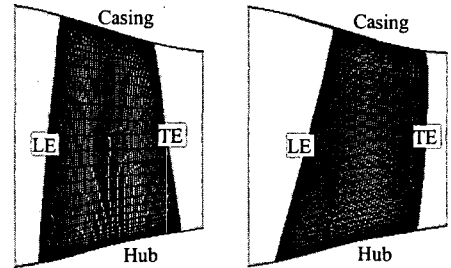
Fig. 5 는 수치최적화를 통하여 얻은 반응면을 나타낸다. 그림에서 무차원 변수값 x_1 및 x_2 는 Table 2 에 나타난 설계 변수값 δ_1 및 δ_2 을 각각 최소값이 -1.0 과 최대값이 1.0 이 되도록 무차원화하여 나타낸 것이다. 무차원 변수 x_1 과 x_2 가 각각 -0.397 과 -0.574 인 점에서 목적함수인 단열 효율이 최대가 되며, 이는 설계변수 δ_1 과 δ_2 의 값 각각 19.35 와 18.14 에 상당한다. 그림에서, 반응면의 최대 단열효율점은 설계변수 δ_1 과 δ_2 의 설계범위 내부에 존재함을 알 수 있다.

Fig. 5 에서 알 수 있듯이, 변수 δ_1 은 변수 δ_2 에 비하여 주어진 설계영역에서 민감하게 변수값에 반응함을 알 수 있다.

Table 4 에 표시한 바와 같이, 반응면을 통하여 결정된 최대 효율점(최적 형상)에서의 단열효율은



(a) View from casing



reference blade

optimum blade

(b) Meridional view

Fig. 7 Blade shape

설계 유량점에서 88.46%에서 89.57%로 바뀌어 기준형상 보다 1.25% 증가함을 알 수 있다.

Fig. 6 은 설계 회전속도에서 초기형상 및 최적형상을 적용한 축류 압축기의 단열효율의 수치해석 결과를 실험값⁽⁹⁾과 비교한 것이다. 그림에서 횡축은 실험에서 얻은 초크 유량값 (=20.93 kg/s) 으로 무차원한 유량값을 나타낸다. 설계유량점(설계 유량/ 초크 유량 = 0.965) 에서 기준익에 대하여 실험값과의 차이는 약 1.2% 정도 나타남을 알 수 있다. 한편, 최적형상에서 구한 단열효율은 설계유량 근방에서 기준형상에 비하여 상대적으로 큰 효율향상을 나타냄을 알 수 있다.

Fig. 7 은 기준형상 및 최적형상에 대하여 날개의 팁에서 허브측으로 본 형상과 자오면에서의 형상을 나타내고 있다. Fig. 7(b)의 자오면 형상에서 알 수 있듯이, 단열효율을 목적함수로 한 수치최적설계를 통해 구한 스윙 형상은 뒷보기 스윙의 형태임을 알 수 있다. 이는 Vad 등⁽⁸⁾이 축류형 유체기계에 대해 얻어낸 뒷보기 스윙이 효율면에서 우수하다는 특성과 잘 일치한다. 본 연구에서는 예비계산을 통하여 앞보기 스윙형상이 단열효율에 미치는 영향을 조사하였으나, 상대적으로 뒷보기 스윙 형상에 비해 효율이 전반적으로 작기에 최적형상설계는 뒷보기 스윙에 대해서만 고려하였다.

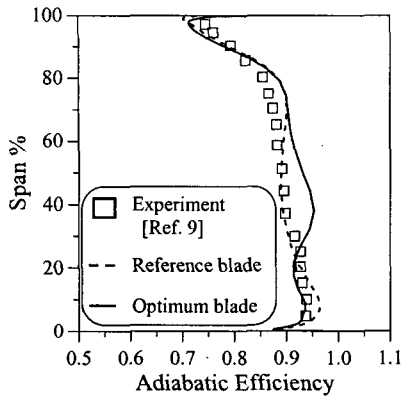
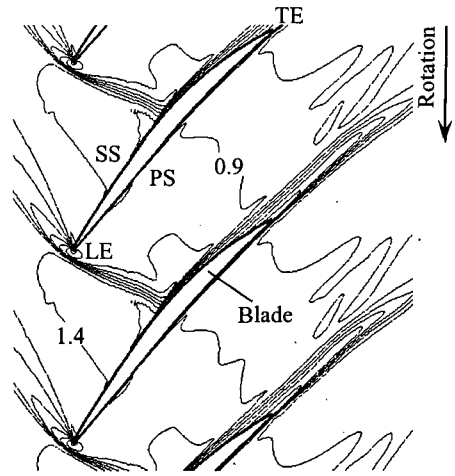


Fig. 8 Spanwise distribution of adiabatic efficiency

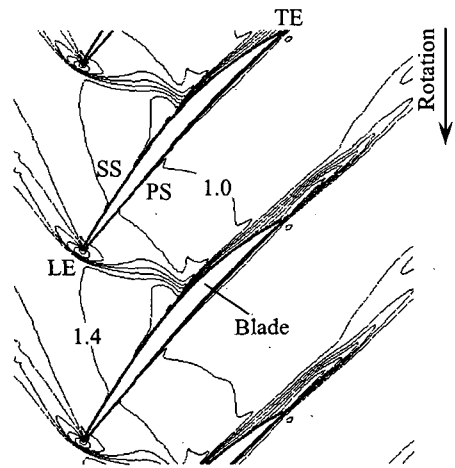
Fig. 8 은 Fig. 1 의 station 2 에서의 효율특성 값을 스펀 방향으로 나타낸 것으로, 수치최적화 전(기준형상)과 후의 값을 기준형상에 대한 실험값과 비교하였다. 먼저 기준형상에 대한 삼차원 수치해석 결과와 실험값을 비교하여 보면, 전 스펀 영역에 걸쳐서 두 값이 비교적 잘 일치한다. 한편, 최적형상에 대한 단열효율의 스펀방향 특성을 기준형상과 비교하여 보면, 최적화 된 날개의 단열효율은 60 퍼센트 스펀에서 날개 끝단까지 기준 익형과 차이를 나타내고 있지 않으나, 20 퍼센트에서 60 퍼센트 스펀 영역(특히 40 퍼센트 스펀 영역)에서 기준 익형에 비하여 단열효율이 상대적으로 많이 향상된다.

5.2 설계 유량조건에서의 내부유동 특성

Fig. 9 는 설계유량점 (설계유량/초킹유량 = 0.965)에서 기준동익과 최적동익을 설치한 축류 압축기의 수치해석결과로, 40 % 스펀 위치면에서 마하 속도 분포를 나타낸다. 40 % 스펀 위치는 Fig. 8 에서 설명하였듯이, 상대적으로 최적스윙 동익의 단열효율 증가가 큰 영역 내에 위치한다. 그림에서, 입구의 상대 마하속도가 초음속으로 동익의 익간을 통과하면서 가속이 일어나고 있는 것을 알 수 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. 두 경우에서 상대 마하속도 분포는 큰 차이가 없으나, 동익의 부압면과 통로 충격파가 서로 간섭하는 위치는 최적스윙 동익의 경우 상대적으로 하류에 위치한다.



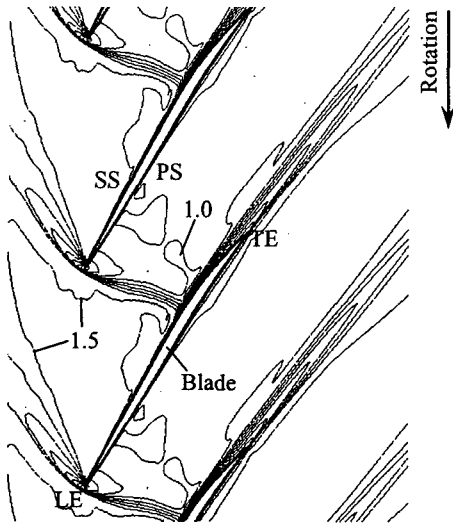
(a) Reference blade



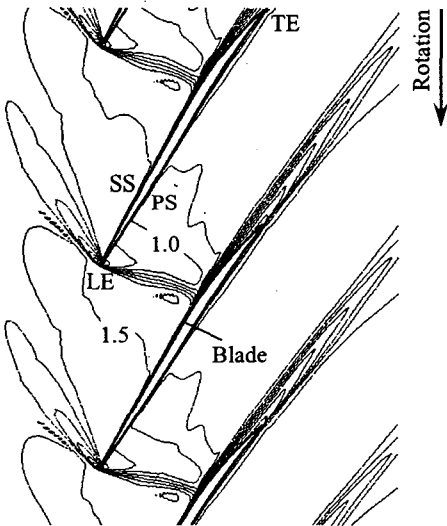
(b) Optimum blade

Fig. 9 Mach number contours on the plane of 40 percent span (interval of contour lines = 0.1)

Fig. 10 은 Fig. 9 와 같은 방법으로 90 % 스펀 위치면에서 기준 동익과 최적 동익의 마하속도 분포를 나타낸 것이다. 90 % 스펀 위치는 Fig. 8 에서 알 수 있듯이 40 % 스펀 위치와는 달리 기준 동익과 최적 동익의 단열효율이 거의 같은 값을 갖는 위치이다. 이러한 이유로, 90 % 스펀 위치에서는 Fig. 10 에서 나타난 두 종류의 익형에서의 마하속도 분포가 매우 유사함을 알 수 있다.



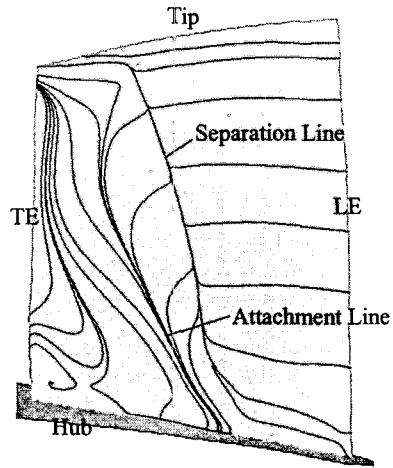
(a) Reference blade



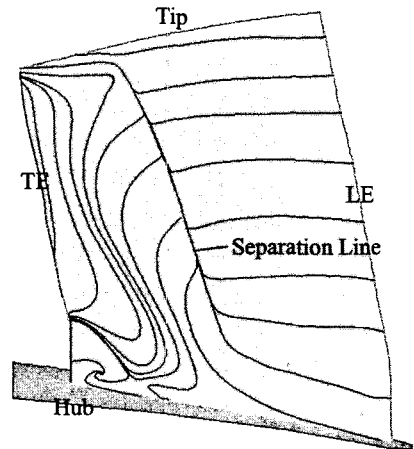
(b) Optimum blade

Fig. 10 Mach number contours on the plane of 90 percent span (interval of contour lines = 0.1)

Fig. 9 및 Fig. 10의 해석결과를 통하여, 스펠 방향의 단열효율 특성이 익간의 마하속도 분포와 밀접한 관계를 갖음을 알 수 있다. 즉, 단열효율이 상승하는 스펠 구간에서는 통로 충격파와 간섭하는 동익의 부압면의 위치가 하류쪽으로 이동함을 알 수 있다.



(a) Reference blade



(b) Optimum blade

Fig. 11 Limiting streamlines on the blade suction surface

Fig. 11은 기준 동익과 최적 동익의 부압면에서의 한계유선(limiting streamline) 분포를 나타내고 있다. 두 날개 모두에서 통로 충격파가 부압면과 간섭하는 위치에서 박리선(separation line)이 형성됨을 알 수 있으며, 기준 동익의 경우에는 하류측에 부착선(attachment line)이 생기고, 두 선의 사이에 박리영역(separation bubble region)이 존재한다. 상대적으로 효율이 증가한 40% 스펠에서는 충격파와 부압면이 간섭하는 위치가 하류쪽으로 이동하며, 박리점의 위치도 따라서 이동한다. 즉, 효율이 상대적으로 증가한 40% 스펠의 부압면은 날개의 전

연(leading edge)에서부터 박리선까지의 길이가 늘어 남으로써 박리에 의한 손실도 상대적으로 줄어들게 되며, 이로 인하여 단열효율이 증가하게 된다.

6. 결론

본 연구에서는 축류 압축기(NASA Rotor 37)의 효율향상을 목적으로, 날개의 스윙을 설계변수로 도입하였으며, 삼차원 나비에-스톡스 방정식을 통한 수치해석과 반응면기법을 이용한 최적설계기법을 적용하여 내부유동 및 효율특성을 상세히 고찰하여 얻은 결론은 다음과 같다.

(1) 본 천음속 축류 압축기에서는 스윙각의 변화에 의한 최대 효율값이 뒷보기 스윙 조건에서 존재함을 알 수 있었다.

(2) 스윙 형상의 최적화를 통하여 최적형상은 기준형상에 비하여 20~60 % 스팬영역에서 상대적으로 큰 효율 증가를 나타냄을 알 수 있었다.

(3) 기준형상에 비하여 효율이 증가한 스팬영역에서는 통로충격과와 동익의 부압면이 간섭함으로써 생성되는 박리선의 위치가 하류쪽으로 이동함을 알 수 있으며, 이로 인하여 최적형상에서는 박리로 인한 손실을 줄일 수 있어서 압축기의 단열효율이 증가함을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 한국과학기술정보연구원의 '제 7 차 슈퍼컴퓨팅 응용연구 전략지원 프로그램'을 통해 수행되었음.

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) Madsen, J.I., Shyy, W. and Hafka, R.T., 2000, "Response Surface Techniques for Diffuser Shape Optimization," *AIAA Journal*, Vol. 38, pp. 1512~1518.
- (4) Sevant, N. E., Bloor, M. I. G. and Wilson, M. J., 2000, "Aerodynamic Design of a Flying Wing Using Response Surface Methodology," *J. Aircraft*, Vol. 37, No. 4, pp. 562~569.
- (5) Hah, C., Rabe, D. C. and Wadia A. R., 2004, "Role of Tip Leakage Vortices and Passage Shock in Stall Inception in a Sweep Transonic Compressor Rotor," *ASME GT2004-53867*.
- (6) Watanabe, H. and Zangeneh, M., 2003, "Design of the Blade Geometry of Swept Transonic Fans by 3D Inverse Design," *ASME Turbo Expo*, GT-2003-38770.
- (7) Denton, J. D. and Xu, L., 2002, "The Effects of Lean and Sweep on Transonic Fan Performance," *ASME Turbo Expo*, GT-2002-30327.
- (8) Vad, J., Kwedikha, A. R. A. and Jaberg, H., 2004, "Influence of Blade Sweep on the Energetic Behavior of Axial Flow Turbomachinery Rotors at Design Flow Rate," *ASME Turbo Expo*, GT-2004-53544.
- (9) 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*.
- (10) Chima, R. V., 1998, "Calculation of Tip Clearance Effects in a Transonic Compressor Rotor," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 120, No. 1, pp. 131~140.
- (11) Chima, R. V. and Yokota, J. W., 1998, "Numerical Analysis of Three-Dimensional Viscous Internal Flows," *NASA TM-100878*, pp. 1~10.
- (12) 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 Paper* No. 81-1259.
- (13) Baldwin, B. S. and Lomax, H., 1978, "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flow," *AIAA Paper*, No. 78-257.
- (14) 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.
- (15) 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.
- (16) Jang, C.-M. and Kim, K.-Y., 2005, "Shape Optimization of a Stator Blade in a Single-Stage Transonic Axial Compressor," *Trans. of the KSME, Series B*, Vol. 29, No. 5, pp. 625~632.
- (17) 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.
- (18) 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.