

효율 향상을 위한 축류 압축기 동익의 스윙, 린, 스큐각의 형상 최적화

장춘만* · Abdus Samad** · 김광용***

Shape Optimization of Swept, Leaned, and Skewed Blades in a Transonic Axial Compressor for Enhancing Rotor Efficiency

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

Key Words : Axial Compressor(축류압축기), Blade Optimization(익형 최적화), Sweep(스윙), Lean(린), Skew(스큐), Stacking Line(중첩선)

ABSTRACT

Shape optimization of a transonic axial compressor rotor operating at the design flow condition has been performed using response surface method and three-dimensional Navier-Stokes analysis. Three design variables of blade sweep, lean and skew are introduced to optimize the three-dimensional stacking line of the rotor blade. The object function of the shape optimization is selected as an adiabatic efficiency. Throughout the shape optimization of the rotor, the adiabatic efficiency is increased by reducing the hub corner and tip losses. Separation line due to the interference between a passage shock and surface boundary layer on the blade suction surface is moved downstream for the optimized blade compared to the reference one.

1. 서론

본 연구에서는 천음속 축류압축기 로터(NASA R 37)를 대상으로, 날개의 중첩선(stacking line)의 형상을 수치최적화 함으로써 압축기의 단열효율을 향상시키려고 시도하였다. 3차원 중첩선 형상은 날개의 스윙(sweep), 린(lean) 및 스큐(skew)을 이용하였다. 천음속 축류압축기의 내부 유동장은 이차유동, 와류, 경계층 박리, 후류, 충격파 등으로 인해 매우 복잡한 3차원 유동구조를 갖고 있으며, 특히 충격파와 날개면 경계

층의 상호작용에 의해 발생하는 익면 상의 박리 등은 임펠러 내부 유동에 중요한 영향을 미치는 것으로 알려져 있다.

최근 들어 압축기의 날개 형상에 스윙, 린 및 스큐를 주어 효율향상 및 소음저감을 꾀하는 연구들이 시도되고 있다. 3차원 중첩선 형상을 결정하는 이러한 날개 형상변수는 충격손실(shock loss), 날개 허브와 팁 근방에서의 구석 박리(corner separation) 및 틈새손실(tip clearance loss)을 줄이는 것으로 알려져 있다.⁽¹⁾⁻⁽⁶⁾ 예를 들어, Gallimore 등⁽¹⁾은 축류압축기 로터의 날개에 스윙과 린을 사용하여 3차원 익형을 최적화하였다. 그들은 최적화된 린 변수로 설계된 날개형상으로 허브구석손실(corner loss at hub)과 틈새손실(tip clearance loss)을 줄일 수 있음을 보고하였다.

* 한국건설기술연구원 화재 및 설비연구부

E-mail : jangcm@kict.re.kr

** 인하대학교 대학원 기계공학과

*** 인하대학교 기계공학과

Table 1 Design specifications of NASA rotor 37

Mass Flow	20.19 kg/s
Pressure Ratio	2.106
Rotor Rotation Frequency	17188.7 rpm
Inlet Hub-Tip Ratio	0.7
Inlet Tip Relative Mach No.	1.4
Inlet Hub Relative Mach No.	1.13
Tip Solidity	1.288
Rotor Aspect Ratio	1.19
Number of Rotor Blades	36

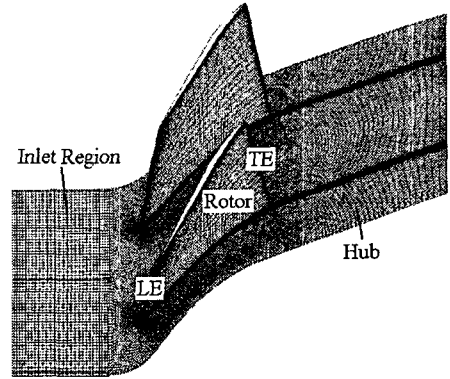


Fig. 2 Computational grid

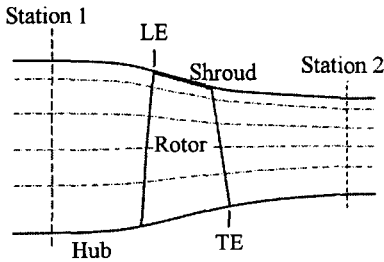


Fig. 1 Meridional view of Rotor 37

날개의 스윙은 천음속 축류압축기의 성능 및 안정성에 주요한 인자로 알려져 있다. Hah 등⁽²⁾은 압축기 로터에서 압보기 스윙(forward sweep) 및 뒷보기 스윙(backward sweep)이 압축기 성능에 미치는 영향을 연구하였다. 앞보기 스윙은 날개 끝단에 엔트로피 생성과 이차흐름의 발생을 억제하고, 뒷보기 스윙은 충격손실을 줄이는 효과를 볼 수 있다고 지적하였다. Watanabe와 Zangeneh⁽³⁾는 천음속 압축기 로터의 스윙이 동익 날개 끝단 충격파의 위치를 조절하는데 효과적인 방법이라고 밝혔다. Denton과 Xu⁽⁴⁾는 천음속 축류 압축기에서 동익의 스윙과 린에 따른 성능 및 압력특성을 연구하였다. 앞보기 스윙은 충격파를 날개 전연으로부터 후퇴시키는 효과를 가져와서 실속마진이 크게 되며, 익단누설와류와 충격파의 간섭이 실속점을 지연시키는 효과가 있음을 밝혔다.

한편, 날개의 스윙 형상 효과에 대한 논문도 다수 발표되었다. Cai 등⁽⁵⁾은 스윙을 준 축류팬의 성능 및 소음특성을 연구하였다.

Fischer 등⁽⁶⁾은 압축기 성능에 스윙이 미치는 영향을 연구하여, 날개면의 박리감소로 인하여 압축기의 성능이 향상됨을 발표하였다.

본 연구에서는 천음속 축류 압축기 동익의 형상 최적화를 위하여 스윙-린-스큐로 구성된 삼차원 중첩선 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 최적형상과 기존의 형상조건에서의 임펠러 내부 유동장 특성을 비교, 분석하였다.

2. 축류 압축기(NASA Rotor 37)

본 연구에서는 NASA rotor 37을 갖는 축류 압축기를 대상으로 날개의 형상최적화 연구를 수행하였다. 이 로터는 Reid 등⁽⁷⁾에 의해서 설계되고 실험되었으며, 상세한 사양은 Table 1에 나타내었다. 설계된 로터의 압력비는 설계유량 20.19 kg/s에서 2.106이며, 측정된 초킹 유량은 20.93 kg/s 이다. 팁 간극(tip clearance)은 0.0356 cm (0.45 percent span) 이다.

선행된 실험⁽⁷⁾에서는 Fig. 1에 나타낸 station 1과 station 2에서 전압력(total pressure), 전온도(total temperature) 및 유속각(flow angle) 등이 측정되었다. Station 1과 2는 날개의 선단부로부터 각각 상류 쪽으로 4.19 cm, 하류 쪽으로 10.19 cm에 위치한다. 본 연구의 계산 영역은 station 1과 2 사이의 영역이며, 계산에 사용된 모든 물성값은 station 1에서의 값에 대응되는 값을 사용하였다.

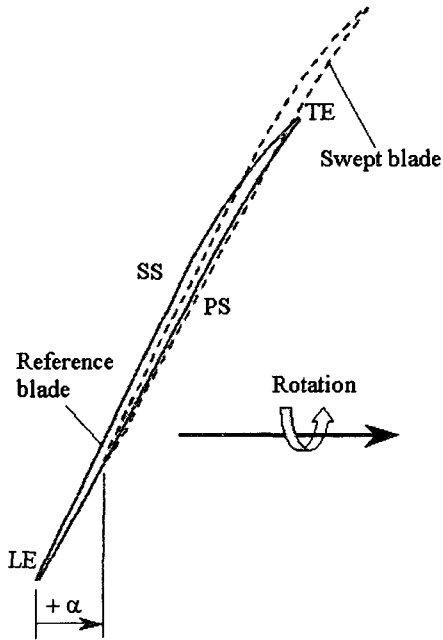


Fig. 3 Definition of blade sweep (top view)

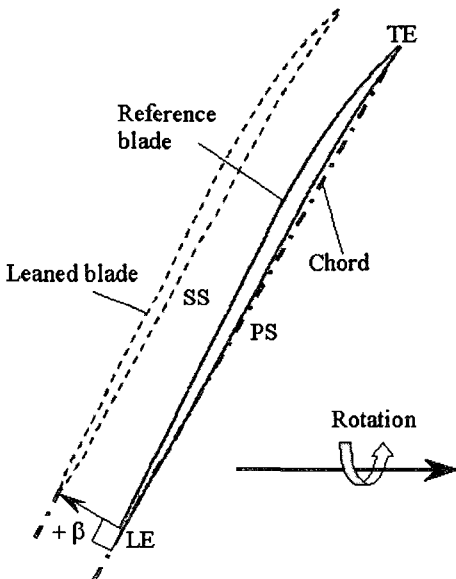


Fig. 4 Definition of blade lean (top view)

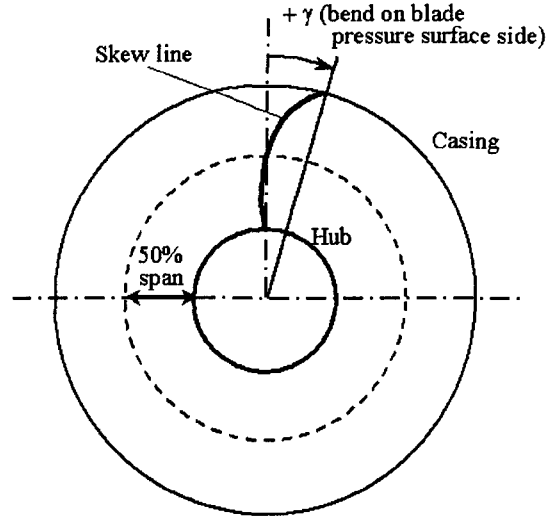


Fig. 5 Definition of blade skew (front view)

3. 유동해석

천음속 축류압축기의 내부유동장 해석을 위하여 연속방정식, 3차원 정상 박층근사 나비에-스톡스방정식, 에너지 방정식 및 상태 방정식을 사용하였으며, 이를 경계 고정격자계 상에서 외재적인 유한 차분법으로 이산화하였다. 난류모델로는 Baldwin-Lomax 모델을 적용하였다. 입구 경계면에서는 유입되는 Mach수의 각 방향성분과 전온도, 전압력을 지정하였다. 출구 경계면에서는 허브에서의 정압비를 주고, 국부 정압을 계산하기 위해서 반경방향 평형방정식이 사용되었다.

Fig. 2에서 보듯이, 입구 유동부분에는 H형 격자계를 사용하였고, 동익의 내부 유동장 부분은 C형 격자계로 형성하였으며, 날개 끝단의 팁간격 부분은 O형 격자계를 각각 사용하였다. 입구격자는 60×36×63(축방향×회전방향×스팬방향)개, 동익은 350×46×63개, 그리고 동익의 팁 간극은 182×13×13개로 각각 구성하였다. 총 다중 블록격자의 격자점은 약 118만개로 하였다.

4. 형상최적변수 및 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.

Table 2 Design space of blade sweep, lean and skew

Variables	Lower Bound	Middle	Upper Bound
Sweep %	0.0	12.6	25.2
Lean %	-3.6	-1.8	0.0
Skew radian	0.0	0.05	0.1

본 연구에서는 축류압축기의 형상최적화를 평가하기 위한 목적함수로 다음과 같이 정의된 단열효율 (Adiabatic Efficiency)을 사용하였다.

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

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

수치최적설계의 설계변수인 3차원 중첩선을 정의하는 세 종류의 변수, 즉, 스위프, 린, 스큐의 정의를 Fig. 3 - Fig. 5에 나타내었다.

먼저, 날개 스위프는 Fig. 3에서와 같이 날개의 코드선(chord line)을 따라서 이동하는 것으로 정의하였다. 그림에서, 스위프값 α 는 날개 끝단에서 축방향 팁코드(= 27.77 mm)로 무차원하여 정의하였으며, 기존날개에 대하여 하류방향으로 이동할 때에 양(positive)의 값을 갖는 것으로 하였다. 또한 허브에서의 스위프값은 0으로 두고, 날개허브와 팁사이의 스핀방향은 선형적으로 변형시켰다.

Fig. 4는 날개 린의 정의를 나타내며, 린은 날개 코드방향과 직각방향으로 이동하는 값으로 정의하였다. 그림에서 린 β 는 날개 스위프의 정의식과 같이 축방향 팁코드로 무차원 하였으며, 린의 방향은 날개 부압면 측을 양의 값으로 하였다. 허브에서의 린은 0으로 하고, 팁에서 정의한 린 값에 대하여 스핀방향으로는 선형적으로 하였다. 또, 스큐는 Fig. 5에 나타냈으며, 2차함수 곡선으로 나타내었다. 즉, 날개의 끝단에서 회전 방향의 각도로 정의한 스큐 γ 는 허브와 50 % 스팬에서 0으로 구속조건을 주고, 스핀방향으로는 2차함수 곡선으로 변화시켰다. 양의 값은 날개 끝단에서의 스큐값이 날개의 압력면 방향으로 이동할 때로 하였다.

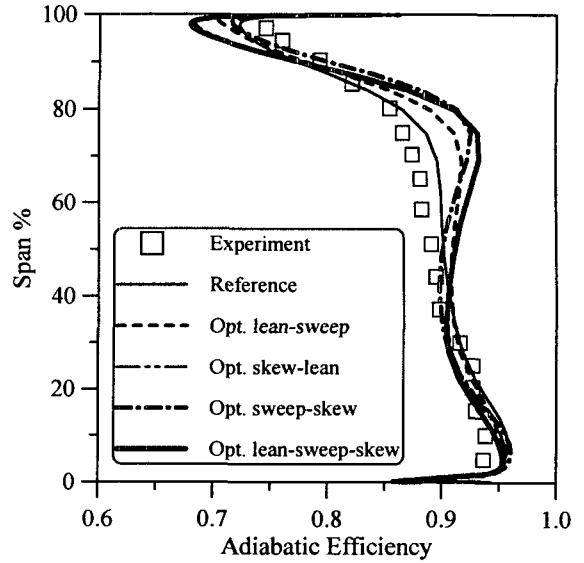


Fig. 6 Spanwise distribution of adiabatic efficiency

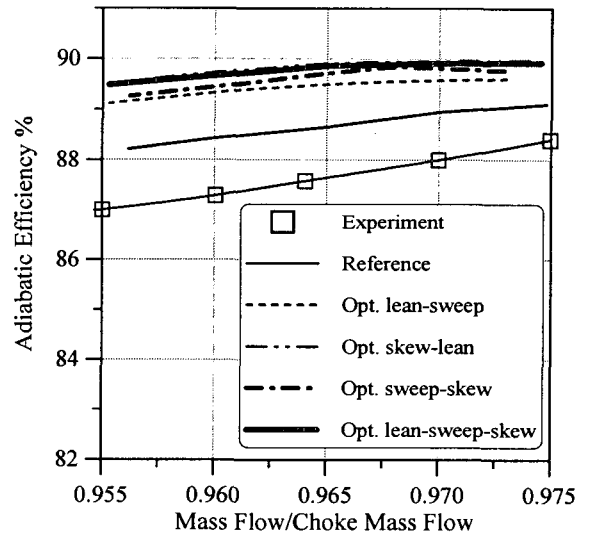


Fig. 7 Adiabatic efficiency according to normalized mass flow rates

반응면기법으로 최적설계인자를 구하기 위한 설계값의 경계값은 예비계산을 통하여 결정하였으며, 변수 각각의 경계값은 Table 2에 나타내었다.

Table 3 Results of ANOVA and regression analysis for the optimization of blade shape

Model	R	$R^2_{adjusted}$	Std. error of the estimate
Lean-sweep	0.986	0.903	0.0022283
Skew-lean	0.985	0.919	0.0059015
Sweep-skew	0.988	0.936	0.0013443

Table 4 Optimum value of design variables

Design variables	Lean-sweep	Skew-lean	Sweep-skew	Mean value
Sweep %	10.08	-	10.44	10.26
Lean %	-1.60	-1.35	-	-1.48
Skew radian	-	0.067	0.064	0.065

5. 결과 및 고찰

5.1 수치계산의 타당성 검증

본 수치계산의 타당성을 검증하기 위하여, 설계유량점에 있어서 국소 단열효율의 스캔방향 분포를 실험값과 함께 Fig. 6에 나타내었다. 그림에서, 기준(reference) 날개에 대한 해석결과는 실험값과 비교하여 국소적으로 과대 예측된 곳도 있으나, 설계 유량점에서의 실험값과는 최대 5 % 이내에서 편차를 보임을 알 수 있다.

Fig. 7은 유량에 따른 단열효율 분포를 나타낸다. 횡축의 유량은 실험에서 구한 초킹 유량값 (= 20.93 kg/s)으로 무차원한 값이다. 설계 유량점에서의 단열효율 값을 실험값과 비교하여 1.3 퍼센트 크게 예측됨을 알 수 있다. 그러나 전반적으로 해석 결과는 실험결과와 잘 일치하며, 본 수치해석의 결과는 타당함을 알 수 있다.

5.2 날개 스윙, 린 및 스큐의 최적화

압축기 날개 형상설계를 위해 반응면 기법을 이용하여 설계변수를 최적화하고 목적함수인 단열효율의 특성을 분석하였다. 본 연구에서는 설계변수의 상호특성과 각 변수의 설계 최적점을 찾기 위하여 린-스윙, 스큐-린, 스윙-스큐의 3 경우에 대한 모델을 각각 분석하였다.

Table 5 Results of optimization %

Model	Reference	Optimized shape %	Increase %
Lean-sweep	88.65	89.5	0.95
Skew-lean		89.9	1.41
Sweep-skew		89.7	1.18
Lean-sweep-skew		89.9	1.41

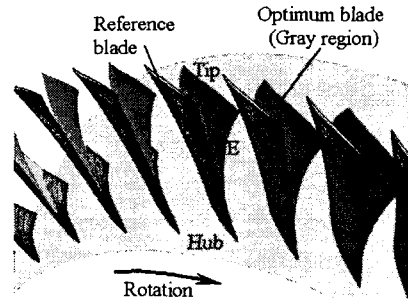
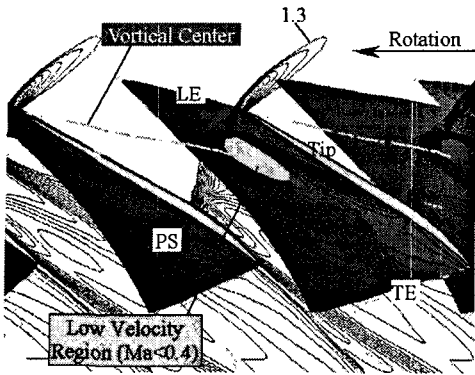


Fig. 8 Comparisons of reference and optimum blades

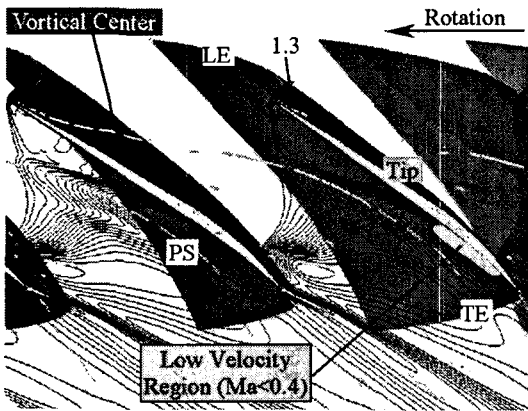
각각의 수치 설계점에서 삼차원 나비에-스톡스 방정식을 통하여 구한 목적함수를 이용하여, 반응면 구성에 필요한 미정계수를 결정하였으며, 이를 위하여 통계학 상용 소프트웨어인 SPSS를 도입하였다. 완성된 반응함수는 t-검정과 adjusted R²법⁽⁸⁾로 분석하였다. SPSS를 이용한 회귀분석 결과는 Table 3에 정리하였다. 일반적으로 adjusted R²가 0.9 - 1.0의 값을 가질 경우 타당한 반응모델이라고 판단⁽⁹⁾할 수 있으며, 본 계산에서는 모든 모델에 대하여 신뢰구간 내에 존재함을 알 수 있다. Table 4는 3가지 계산모델에 대한 수치최적화 결과를 나타낸다. 본 계산에서 도출된 최적 스윙, 린 및 스큐 값은 각각 10.26, -1.48, 0.065이다.

Fig. 8은 기준날개 및 최적형상에 대한 삼차원 익형 형상을 나타낸 것이다. 최적 형상 날개는 뒷토기 스윙 날개(backward-swept blade) 형태를 갖음을 알 수 있다.

설계 유량점에서 3개의 해석모델에 대한 단열효율은 Table 5에 나타내었다. Table 4의 평균값을 적용한 스윙-린-스큐의 최적형상에서의 효율은 89.9 %로 기준익형에 비하여 1.41 % 증가하였다.



(a) Reference



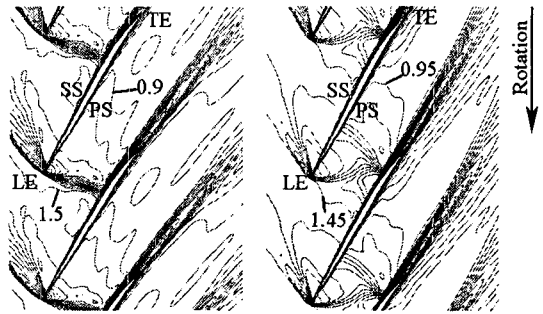
(b) Optimal lean-sweep-skew

Fig. 9 Identified vortical center of tip leakage vortex and contours of Mach number on the plane of 96 percent span (interval of contour lines = 0.0375)

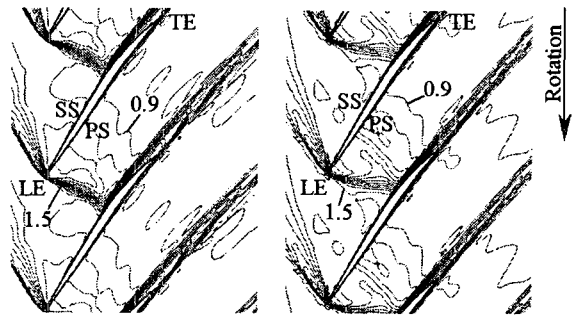
5.3. 내부 유동장 특성

기존 및 최적화된 익형을 갖는 압축기에 대하여 익단누설와류(tip leakage vortex) 및 익간유동 특성을 비교, 분석하였다.

Fig. 9는 두 형태의 익형에 대하여, 동정된 (identified) 익단누설와류 중심과 96 % 스펠에서의 마하수 분포를 나타낸다. 이 그림은 케이싱에서 본 것이며, 96 % 스펠 면은 익단누설와류가 존재하는 영역이다. 마하수는 0.4 - 1.3 구간을 나타낸다. 그림에서, 입구의 상대 마하 속도가 초음속으로 동익의 익간을 통과하면서 가속이 일어나고 있으며, 동익 전연의 전방



(a) 90 percent span



(b) 75 percent span

Reference

Optimal lean-sweep-skew

Fig. 10 Mach number contours on the planes of 10, 75, and 90 percent span (interval of contour lines = 0.05)

에는 바우 충격파(bow shock)가 발생하고 익간에서는 동익의 부압면에 걸쳐서 통로 충격파(passage shock)가 발생하고 있으며, 그 이후로 유속이 크게 줄고 있다. 날개 전연의 전방에서 나타나는 마하수 1.3의 영역은 최적익형인 경우에 감소하며, 이는 충격파의 강도가 기존익형에 비하여 약해졌음을 의미한다. 또, 최적익형의 경우 기존익형에 대하여 상대적으로 큰 저속영역 (Fig. 9에서 회색영역)이 바우 충격파의 하류에 존재하며, 이는 통로 충격파와 누설와류와의 간섭에 의한 손실에 기인한다. Wennerstrom⁽¹⁰⁾도 천음속압축기의 스윙 연구를 통하여 마하수가 감소함을 보였다.

Fig. 10은 두 형상에서 75 및 90 % 스펠에서의 마하수 분포를 나타낸다.

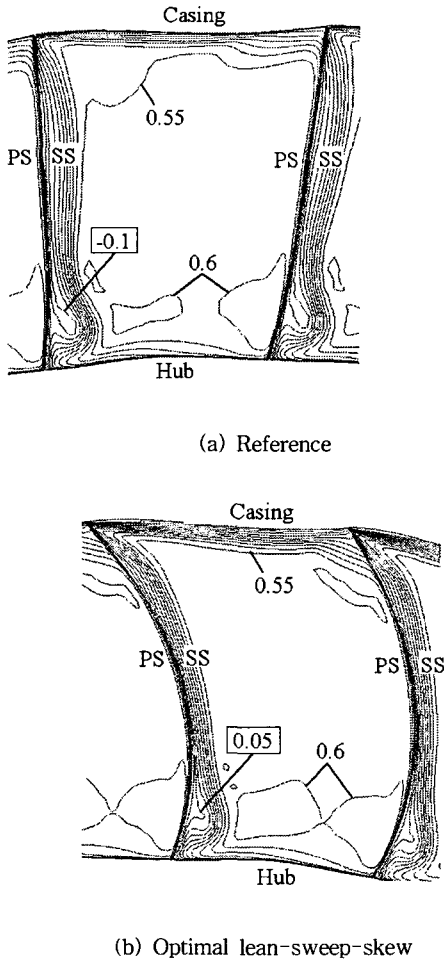


Fig. 11 Axial velocity normalized by Mach number at TE (interval of contour lines = 0.05)

Fig. 6에서 나타낸 것과 같이 상대적으로 큰 효율 증가를 나타낸 75 및 90 % 스펠 면에서는 통로 충격파와 부압면이 간섭하는 위치가 하류 방향으로 이동함을 알 수 있다. 이는 날개 부압면에서 충격파와의 간섭으로 인하여 발생하는 박리선이 하류로 이동함을 의미하며, 박리로 인한 익면상의 압력손실 감소가 단열효율의 증가에 기여했다고 사료된다.⁽¹³⁾

Fig. 11은 날개의 후연의 익간 단면에서 마하수로 무차원한 축방향 속도분포를 나타낸 것으로, 날개 하류에서 바라본 것이다. 기존의 익형에서 볼 수 있는 케이싱 근방의 부압면 측의 저속도 영역이 최적화된

익형에서는 회복됨을 알 수 있다. 이것은 Fig. 9에서 보여준 바와 같이, 익단누설와류에 의하여 발생한 저속도 영역의 감소가 원인이다. 한편, 허브근방의 부압면 측에서는 기존익형에서 볼 수 있는 역류영역이 최적익형에서는 사라짐을 알 수 있다.

이상에서 고찰한 바와 같이, 스위프-린-스큐를 이용한 삼차원 중첩선의 최적화로 허브코너 및 팁 손실을 줄일 수 있음을 알 수 있다.

6. 결론

본 연구에서는 축류압축기(NASA Rotor 37)의 효율 향상을 목적으로, 날개의 스위프-린-스큐를 이용한 삼차원 중첩선을 설계변수로 도입하였으며, 삼차원 나비에-스톡스 방정식을 통한 수치해석과 반응면기법을 이용한 최적설계기법을 적용하여 내부유동 및 효율특성을 고찰하였다. 또한 익간의 와류구조를 파악하기 위하여 와류동정법에 의한 와류중심위치 및 특성을 파악하여, 익단손실의 특성을 고찰하였다. 최적화된 익형에서는 날개 부압면에서의 박리손실 저감뿐만 아니라 허브코너 및 팁 손실을 줄여줌으로써 단열효율이 증가한 것으로 사료된다.

후 기

본 연구는 한국과학기술정보연구원의 '제6차 슈퍼컴퓨팅 응용연구 전략지원 프로그램'을 통해 수행함.

참고문헌

- (1) Gallimore, S. J., Bolger J. J. and Cumpsty, N. A., 2002, "The Use of Sweep and Dihedra' in Multistage Axial Flow Compressor Blading, Part 1: University Research and Methods Development," Proceedings of ASME GT-2002-30328.
- (2) 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.
- (3) Watanabe, H. and Zangeneh, M., 2003, "Design of the Blade Geometry of Swept Transonic Fans by 3D Inverse Design," Proceedings of ASME Turbo Expo, GT-2003- 38770.
- (4) Denton, J. D. and Xu, L., 2002, "The Effects of

- Lean and Sweep on Transonic Fan Performance," Proceedings of ASME Turbo Expo, GT-2002-30327.
- (5) Cai, N., Xu, J. and Benaissa, A., 2003, "Aerodynamic and Aeroacoustic Performance of a Skewed Rotor," Proceedings of 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," Proceedings of ASME Turbo Expo, GT-2003-38392.
- (7) 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.
- (8) 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.
- (9) 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.
- (10) Wennerstrom, A. J., 1984, "Experimental Study of a High Throughflow Transonic Axial Compressor Stage," ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 106, No. 3, pp. 552-560.
- (11) Inoue, M., Furukawa, M., Saiki, K. and Yamada, K., 1998, "Physical Explanations of Tip Leakage Flow Field in an Axial Compressor Rotor," ASME paper No. 98-GT-91.
- (12) Jang, C.-M., Furukawa, M. and Inoue, M., 2001, "Analysis of Vortical Flow Field in a Propeller Fan by LDV Measurements and LES: PART I. Three-Dimensional Vortical Flow Structures," ASME Journal of Fluids Engineering, Vol. 123, No. 4, pp748-754.
- (13) Jang, C.-M. and Kim, K. Y., 2005, "Optimization of a Stator Blade using Response Surface Method in a Single-Stage Transonic Axial Compressor," Proceedings of The Institution of Mechanical Engineers, Part A Journal of Power and Energy, accepted for publication.