

설계유량을 고려한 천음속 축류압축기 동익의 삼차원 형상최적설계

고우식* · 김광용** · 고성호***

Aerodynamic Design Optimization of A Transonic Axial Compressor Rotor with Readjustment of A Design Point

Woo-Sik Ko*, Kwang-Yong Kim**, Sung-Ho Ko***

Key Words : Design optimization(최적설계), Axial compressor(축류압축기), Rotor 37(로터 37), RSM(반응면기법), Transonic(천음속), D-optimal(다-옵티말), Design point(설계점), Stacking line(스태킹 라인), skew(스큐)

ABSTRACT

Design optimization of a transonic compressor rotor (NASA rotor 37) using response surface method and three-dimensional Navier-Stokes analysis has been carried out in this work. Baldwin-Lomax turbulence model was used in the flow analysis. Two design variables were selected to optimize the stacking line of the blade, and mass flow was used as a design variable, as well, to obtain new design point at peak efficiency. Data points for response evaluations were selected by D-optimal design, and linear programming method was used for the optimization on the response surface. As a main result of the optimization, adiabatic efficiency was successfully improved, and new design mass flow that is appropriate to an improved blade was obtained. Also, it is found that the design process provides reliable design of a turbomachinery blade with reasonable computing time.

1. 서론

천음속 축류압축기의 내부 유동장은 블레이드 형상에 의해 발생하는 이차유동, 와류, 경계층박리, 후류, 충격과 등으로 인해 매우 복잡한 3차원 유동구조를 갖고 있다.⁽¹⁾ 이러한 현상들을 해석하여 공력학적 성능을 예측하는데 있어 Navier-Stokes 해법은 효과적인 방법으로 제시되고 있다.^(2~5) 전산유체역학(CFD)적 유동해석은 고효율 터보기계를 설계하는 데에 이미 적용되고

있으며, 급속히 향상되고 있는 컴퓨터의 계산성능은 CFD를 이용한 수치최적설계의 응용을 보편화시키고 있다.

최적설계의 기법으로서 구배법은 가장 보편적으로 이용되는 방법^(6,7)이지만, 최적 값이 국부적인 영역에 갇혀 버릴 수 있다는 큰 단점을 갖고 있다. 이에 비해 전역적인 최적 값을 찾는 반응면 기법^(8~10)은 구배법에 비해 많은 장점을 갖고 있다. 국부적인 민감도 분석이 필요하지 않으며, 필요한 정보는 다양한 방법으로 수집될 수 있고, 다수의 설계점에 대한 최적화 작업을 수행할 수 있으며, 병렬 계산이 용이하다. 최근에는 이러한 이점을 활용하여 반응면 기법을 이용한 단일 또는 다 분야간 최적화 문제가 많이 다루어지고 있다.^(11~13)

* 인하대학교 대학원 기계공학과

** 인하대학교 기계공학과

*** 충남대학교 기계설계공학과

E-mail : kykim@inha.ac.kr

축류압축기 블레이드의 반경방향 stacking line을 변화시켜 새로운 형상을 가지는 블레이드를 만들 수 있다. 기울어지거나 비틀린 블레이드는 유로 내의 국부적인 확산을 줄이므로써 2차 유동을 감소시키고, 이로 인해 에너지의 손실을 감소시킨다. 회전방향과 그 반대방향으로 기울어진 블레이드에 대한 실험이 이미 Han 등⁽¹⁴⁾에 의해 수행된 바 있으며, 회전방향으로 기울어진 블레이드의 경우 2차 유동에 의한 손실이 감소하고 효율이 증대되었다는 결과가 보고되었다. 이 밖에도 sweep, skew, dihedral 효과를 적용한 많은 연구들^(6,8,15-17)에서도 이와 흡사한 결론을 얻을 수 있었다.

본 연구에서는 skew 효과를 얻도록 NASA rotor 37의 stacking line을 최적화하여 삼차원 블레이드 형상을 설계하였으며, 유량을 설계변수화 하여 사용함으로써 설계된 새로운 블레이드에 대해 가장 적합한 설계점을 찾고자 했다. 최적 설계된 블레이드 형상은 초기 형상과는 다른 새로운 블레이드이다. 그러므로 측정되는 여러 물리량들이 다르며 성능곡선 또한 다르게 나타난다. 따라서 설계유량을 고정할 경우 초기형상의 설계점이 설계된 형상에 대해서는 최적점이 아닐 수 있다. 이러한 이유로 본 연구에서는 형상을 변화시키는 설계변수와 마찬가지로 질량유량을 설계변수로 설정하여, 최적형상과 아울러 최고의 효율을 가져오는 최적의 운전유량을 결정하고자 하였다. 형상설계변수는 Ahn과 Kim⁽⁸⁾의 연구에서와 같이 stacking line이 블레이드의 회전방향으로 skew되도록 선택하였다.

2. 유동해석

시뮬레이션으로는 3차원 박층근사 Navier-Stokes 방정식과 에너지 방정식이 사용되었으며, 이를 경계고정격자계(body-fitted grid) 상에서 외재적인 유한차분을 하였다. 난류모델로는 Baldwin-Lomax 모델⁽¹⁸⁾이 사용되었다. 이 모델은 0-equation 모델에 속하는 단순 모델이지만, 터보기계에 대한 적용에서 그 성능이 2-equation 모델에 비해 크게 떨어지지 않는다고 알려져 있다.⁽¹⁹⁾ 초기상태의 수렴성 향상을 위해 Jameson 등⁽²⁰⁾에 의해 제안된 바 있는 외재적 4차 Runge-Kutta 시간 전진법을 사용하였고, 충격파에 의해 발생되는 해의 진동을 제거하고 수치 계산상의 안정성을 확보하기 위해 인공점성이 사용되었다. 입구 경계면에서는 유입되는 Mach수의 각 방향성분과 온도, 전압력이 지정되었다. 출구 경계면에서는 허브에서의 정압비가 주어졌고, 국부 정압을 계산하기 위해서 반경방향 평

형방정식이 사용되었다. 동익의 팁 간극 영향을 고려하기 위하여 주기적인 팁 간극 모델을 사용하였다.

입구 유동부에는 H형 격자계를 사용하였고, C형 격자계로 동익의 주위를 형성하였으며, 팁 간극 부분에는 O형 격자계를 사용하였다. 격자점 중심 유한차분법이 사용되었기 때문에 인근한 격자 block 사이의 계면에서는 한 격자씩 중첩 시켰다. 반복되는 유동계산 때마다 스캔 방향 각 위치에서 원주 방향으로 기본 물리량들이 적분되며, 계산된 평균 기본 물리량들이 이웃한 격자계의 경계조건을 계산하기 위하여 저장된다.

3. 반응면 기법

반응면 기법은 목적함수를 매끄러운 다항 함수로 모델링 하기 위해 물리적 또는 수치적 실험을 통하여 도출된 결과들을 이용하는 일련의 수리통계적 기법이라 할 수 있다.⁽¹⁰⁾ 원래는 실험으로부터 관찰된 값들의 경험적인 관계식을 만들기 위해 이용되었지만, 한정된 수의 실험으로 임의의 공간 내의 반응을 모델링함으로써 실험의 시행횟수를 줄일 수 있다는 특징이 방대한 해석을 필요로 하는 최적설계에 적용되면서 널리 이용되게 되었다.⁽²¹⁾

반응면 함수는 일반적으로 다항식의 형태를 갖고 있으며, 각 항의 미지 상수는 회귀분석을 통하여 구하게 된다. 2차 다항식으로 반응면 모델을 형성할 경우, 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\eta = \beta_0 + \sum_{j=1}^n \beta_j x_j + \sum_{j=1}^n \beta_{jj} x_j^2 + \sum_{\substack{i,j \\ i \neq j}} \beta_{ij} x_i x_j \quad (1)$$

여기서, n 은 설계변수의 수를 의미하며, 상수(β_0, β_1, \dots)의 개수는 $n_i = (n+1)(n+2)/2$ 이다. 실험 데이터로부터 적절한 β 값을 도출하여야 하는데, 이는 최소 자승법(least squares method)을 사용하여 구할 수 있으며, 전체 실험 회수는 모델의 상수의 개수 보다 큰 값을 가져야 한다.

주어진 설계공간 상에서 반응면을 구성하는데 필요한 정보를 얻기 위해 정해진 실험점을 대상으로 수치 실험이 수행되어야 하는데, 실험설계법(design of experiment)을 이용하면 필요한 실험의 회수를 최소한으로 줄일 수 있다. 본 연구에서는 다양한 실험설계법 중 D-optimal 기법^(9,10,21)을 사용하였다. D-optimal 기법을 이용하면 반응모델의 항의 수보다 1.5~2.5배 되는 설계점의 수만으로도 신뢰할 만한 결과를 얻을 수

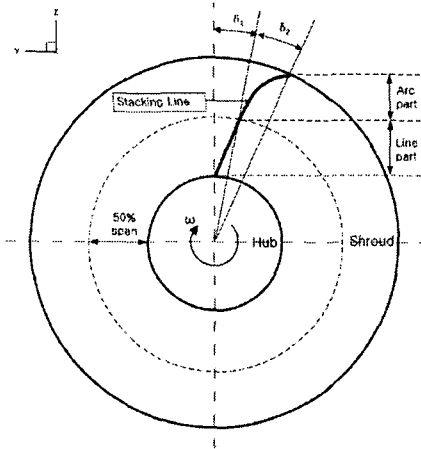


Fig. 1 Design variables

있다고 알려져 있으며, (22,23) Giunta 등(24)은 5개의 설계 변수를 갖는 반응모델 구성에 이 기법을 적용하여 충분한 신뢰도를 갖는 반응면이 만들어짐을 보였다.

4. 목적함수 및 설계변수

블레이드의 형상을 최적화하기 위한 목적함수로 단단 압축기에서 주로 사용되는 단열효율(adiabatic efficiency)을 사용하였다. 온도 상승이 크지 않을 경우, 일정한 압력에 대한 비열이 입구와 출구부에서 거의 같다고 할 수 있으며, 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\eta = \frac{\left(\frac{P_{0exit}}{P_{0inlet}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{T_{0exit}}{T_{0inlet}} - 1} \quad (2)$$

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

본 연구에서는 목적함수에 대한 3차원 유동구조를 해석함으로써 블레이드의 stacking line의 형상을 최적화 하였으며 결과로 얻어지는 새로운 형상에 적합한 설계유량을 찾기 위해 유량을 설계변수로 사용하였다.

설계변수로는 회전방향으로 stacking line이 skew되도록 변화시키는 2개의 변수를 사용하였고, Fig. 1은 각 설계변수를 설명하고 있다. Stacking line의 형태는 line-arc combination type을 사용하였으며, 이 형태는

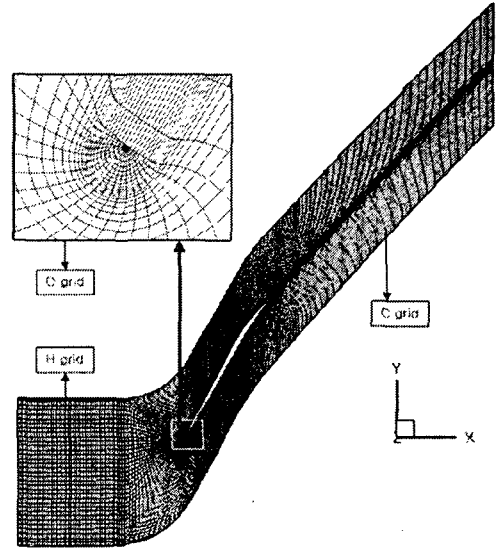


Fig. 2 Computational grids

Cai 등(17)의 연구에서 line type이나 arc type의 stacking line보다 공력학적, 공기음향학적 성능이 더 우수하다는 것이 증명되었다. δ_1 은 중간점(50%span)에서 line part의 skew각을 나타내고, δ_2 는 tip부분에서 arc part의 skew각을 나타낸다. q 는 유량을 설계변수화 한 것으로 초킹 유량에 대한 유량의 비이다. Ahn과 Kim(8), Beiler 등(16), Cai 등(17)이 블레이드의 성능 향상을 위해 제안한 바와 같이 전방으로 skew된 블레이드 형상을 얻을 수 있도록 설계변수 범위를 다음과 같이 설정하였으며, 설계변수 q 는 예비계산을 통해 최대 효율값을 얻을 수 있다고 예상되는 범위를 선정하였다. ;

$$-0.04 \leq \delta_1 \leq 0.12, \quad 0.08 \leq \delta_2 \leq 0.24, \quad 0.95 \leq q \leq 0.99$$

5. 결과 및 검토

수치계산에 사용된 격자계는 Fig. 2와 같다. 입구부에서는 45×35×63의 H형 격자가 사용되었으며, 블레이드 주위에는 181×46×63의 C형 격자가, 팁 간극 부분에는 121×13×13의 O형 격자가 사용되었다. 한번의 완전히 수렴된 유동해석 결과를 얻기 위해서 3,000회의 반복 계산을 수행하였고, Pentium-4 프로세서 3.0GHz를 사용할 경우 27,500초의 CPU시간이 소요되었다.

본 연구에서는 낮은 aspect 비를 갖는 축류 압축기

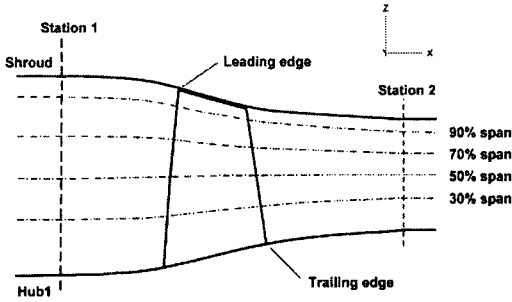


Fig. 3 Meridional view of Rotor 37

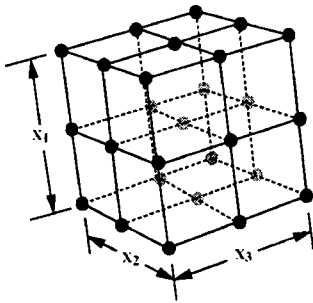


Fig. 4 3^3 full factorial design(27 points)

인 NASA rotor 37을 형상최적화 하였다. 이 블레이드는 Reid 등⁽²⁵⁾에 의해서 설계되고 실험된 바 있다. 설계된 압력 비는 유량 20.19 kg/s에서 2.106이며, 측정된 초킹 유량은 20.93 kg/s 이다. 총 36개의 블레이드로 동익 단을 형성하고 있으며, 입구부에서의 허브-팁 비는 0.7, aspect 비는 1.19, 팁 solidity는 1.288이다.

선행된 실험⁽²⁵⁾에서는 Fig. 3에 지시된 station 1 과 station 2에서 전압력, 전온도, 및 유속각 등이 측정되었다. station 1 과 2는 블레이드의 선단 부로부터 각각 상류 쪽으로 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.

수치 실험점을 결정하기 위해서 각 설계 변수들은 -1에서 1까지 무차원화 하였고, Fig. 4와 같이 3^3 완전계승법을 이용하였다. 반응면 기법에서 3개의 설계변수를 사용할 경우 식(1) 에서와 같이 10개의 미지 상수를 결정하여야 하는데, D-optimal 기법을 사용할 경

Table 1 Result of ANOVA and regression analysis

Model	R	R square	Adjusted R square	Std. error of the estimate
1	0.986	0.972	0.934	9.12E-03

Table 2 Result of optimization at station 2

	Initial shape	Optimized shape	Increment [%]
Total pressure [P0/P0ref]	2.093	2.065	-1.34
Total temperature [T0/T0ref]	1.264	1.257	-0.55
Adiabatic efficiency[%]	88.8	89.7	1.01

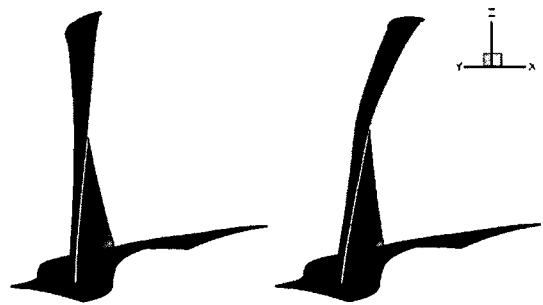


Fig. 5 Comparison of blade shapes

우 미지 상수 개수의 1.5~2.5배수의 수치 실험점에 대한 값만이 요구된다. 이 방법에 의해 27개의 추천된 수치 실험점 중에서 15개의 수치 실험점이 선택되었다. 3^3 완전계승법에 의해 블레이드 형상과 관련된 설계변수 2개로 형상이 서로 다른 9개의 블레이드를 구성하였으며, 이 블레이드들은 최적화된 새로운 설계유량을 얻기 위해 각각 정해진 q 값에 따라 서로 다른 유량에 대해서 해석되었다.

각각의 미지상수는 통계학 상용 소프트웨어인 SPSS를 사용하여 구하였다. 완성된 반응함수는 t-검정과 adjust R^2 법⁽²²⁾을 사용하여 신뢰도를 높였다. ANOVA와 회귀분석의 결과는 Table 1에 정리하였다.

최적화 기법은 선형 계획법(linear programming)을 사용하였으며 그 결과인 각 변수의 최적값은 다음과 같다. ; $q = 0.97742$, $\delta_1 = 0.04041$, $\delta_2 = 0.18913$.

최적화된 stacking line을 허브점과 중간점 사이의

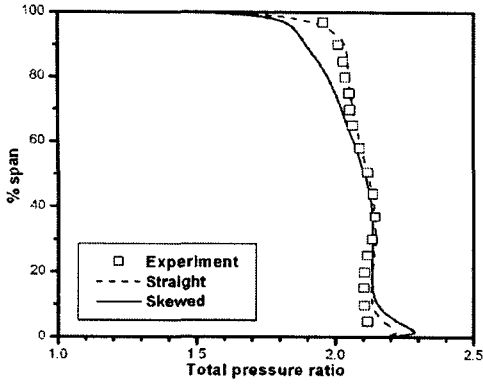


Fig. 6 Total pressure profiles at station 2

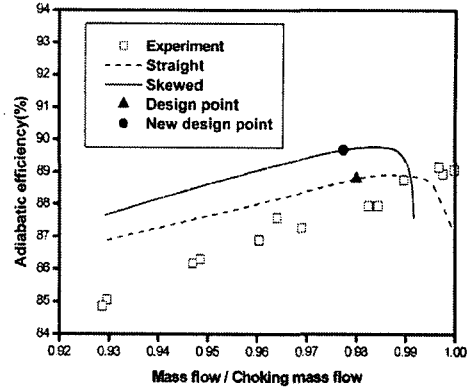


Fig. 9 Efficiency vs mass flow

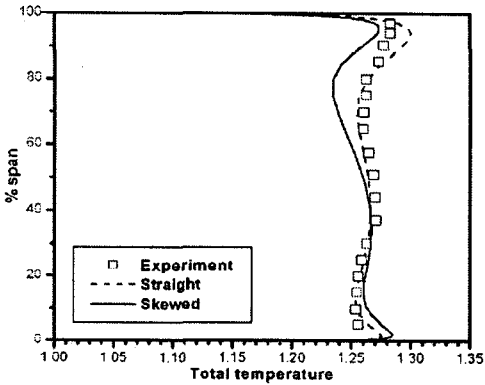


Fig. 7 Total temperature profiles at station 2

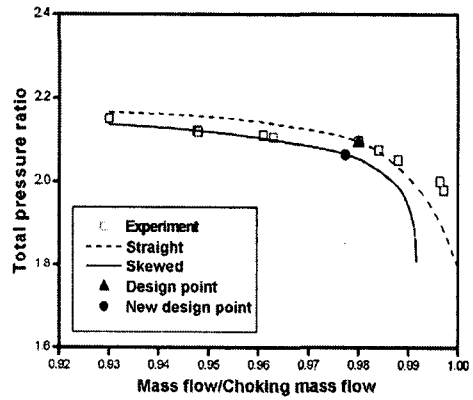


Fig. 10 Total pressure ratio vs mass flow

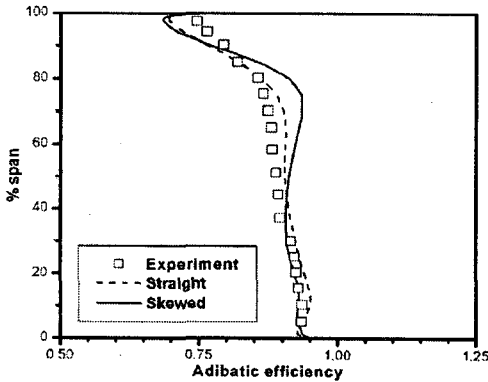


Fig. 8 Adiabatic efficiency profiles at station 2

직선형태로, 중간점과 팁점 사이는 line part의 직선과 거의 접하는 arc형태로 완성하였다. Fig. 5는 블레이드의 초기 형상과 최적화된 형상을 3차원 형상으로 비교

한 것이다.

최적설계의 결과로서 목적함수인 효율이 0.9% 증가하여 성공적인 결과를 보여주었다. 반면 Table 2에 나타난 것과 같이 Fig. 3의 station 2에서의 전압력, 전온도는 오히려 감소하였다.

Figs. 6~8은 각각 station 2에서의 전압력, 전온도, 및 단일효율을 나타낸 그림으로, 최적화 전과 후의 값을 실험값과 비교하였다. 최적화 전의 경향은 실험에서 측정된 경향과 잘 일치한다. 최적화된 블레이드의 효율은 중간에서 팁부분(50-90%span)까지 증가하였지만, 거의 같은 영역에서 전압력과 전온도는 감소하였다. Fig. 9와 10은 초기 형상과 최적화된 형상에 대한 성능곡선을 나타낸다. 유량 변화에 대한 최적화된 블레이드의 효율이 초기형상에 비해 향상되었으나 전압력비는 다소 감소됨을 알 수 있다. 또한, 최적화된

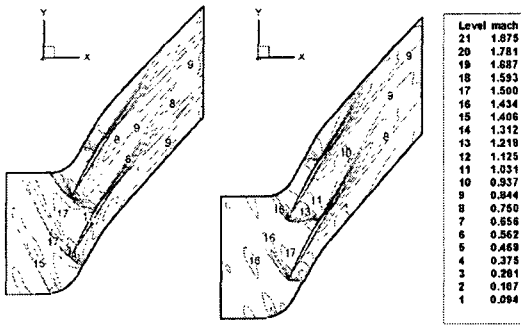


Fig. 11 Mach number contour at 90% span

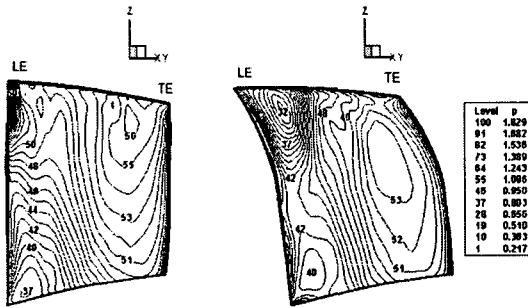


Fig. 12 Static pressure contours on pressure surface

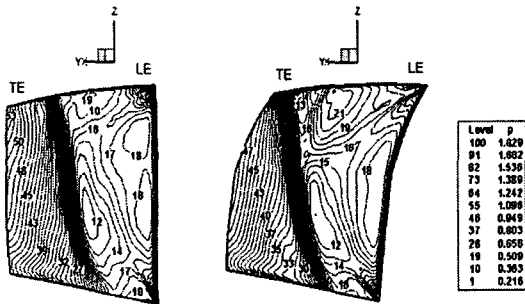


Fig. 13 Static pressure contours on suction surface

형상의 초킹 유량이 변화였고 최고효율점이 나타나는 유량점도 변한 것을 볼 수 있는데, 이것은 블레이드의 형상을 바꾸어 재설계를 할 때 설계유량을 재조정 해주어 보다 나은 성능을 얻을 수 있다는 것을 말해준다. 새로운 설계점이 최적화된 블레이드의 최고 효율점과 정확히 일치하지 않는 것은 반응면의 오차 때문이며, 이는 수치실험점을 늘리는 등의 방법으로 개선될 수 있다.

Fig. 11은 90 %span 에서의 Mach수 분포를 보여주고 있다. 유동의 경향은 크게 변화가 없지만, 충격파 발생 구조의 변화를 보여주고 있으며 충격파를 지나면서 발생하는 감속현상이 줄어든 것을 알 수 있다.

Fig. 12와 13은 블레이드 면에서의 정압분포를 나타낸 그림이다. 블레이드의 압력면에서, 팁 근처의 선단부에 밀집된 압력분포가 skew효과에 의해 부드럽게 분포되었음을 볼 수 있다. 블레이드의 흡입면에서는 충격파의 위치가 팁 쪽으로 갈수록 후단부로 이동함을 볼 수 있다. 이것은 블레이드의 팁 부분으로 갈수록 압력상승이 감소하는 원인이기도 하다.

6. 결론

반응면 기법과 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes Equations)해석을 이용하여 축류압축기의 형상을 3차원적으로 최적화 하였다. 블레이드의 stacking line을 최적화 하여 회전방향으로의 skew효과로 목적 함수인 효율이 0.9% 증가하는 성공적인 결과를 얻었으나 전압력, 전온도는 다소 감소하는 경향을 보였다. 유량을 설계변수화하여 새로운 설계유량을 성공적으로 예측하였으나 최고 효율점과 정확히 일치하지는 않았다. 보다 많은 설계변수를 사용한 설계가 이루어진다면 더 향상된 결과를 얻을 수 있을 것으로 기대된다.

참고문헌

- (1) Lakshminarayana, B., 1996, Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbo machinery, John Wiley & Sons, New York.
- (2) 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.
- (3) Chima, R. V., 1998, "Calculation of Tip Clearance Effects in a Transonic Compressor Rotor," ASME J. Turbomachinery, Vol. 120, No. 1, pp. 131-140.
- (4) Hah, C. and Loellbach, J., 1999, "Development of Hub Corner Stall and Its Influence on the Performance of Axial Compressor Blade Rows," ASME J. Turbomachinery, Vol. 121, No. 1, pp. 67-77.
- (5) 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 -Turbulence Model," ASME J. Turbomachinery, Vol. 121, No. 1, pp. 44-58.
- (6) Lee, S. Y. and Kim, K. Y., 2000, "Design Optimization of Axial Flow Compressor Blades with Three-Dimensional Navier-Stokes Solver," ASME paper 2000-GT-0488.
- (7) Chung, J., Shim, J., and Lee, K. D., 2000, "3D Transonic Compressor Design Optimization with Quasi-3D Flow Physics," ASME FEDSM00-11075.
- (8) Chan-sol, Ahn and Kwang-Yong, Kim., 2002, "Aerodynamic Design Optimization of An Axial Flow Compressor Rotor," ASME paper GT-2002-30445.
- (9) Myers, R. H., Montgomery, D. C., 1995, Response Surface Methodology: Process and Product optimization Using Designed Experiments, John Wiley & Sons.
- (10) Shyy, W., Papila, N., Vaidyanathan, R, and Tucker, K., 2001, "Progress in Aerospace Science," Vol. 37, pp. 59-118.
- (11) Madsen, J.I., Shyy, W. and Haftka, R.T., 2000, "Response Surface Techniques for Diffuser Shape Optimization," AIAA Journal, Vol. 38, pp. 1512-1518.
- (12) 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.
- (13) Sobieszczanski-Sobieski, J. and Haftka, R. T., 1996, "Multi disciplinary Aerospace Design Optimization: Survey of Recent Development," AIAA 96-0711.
- (14) Han, W., Wang, Z., Tan, C., Shi, H., and Zhou, M., 1994, "Effects of Leaning and Curving of Blades With High Turning Angles on the Aerodynamic Characteristics of Turbine Rectangular Cascades," J. of Turbomachinery, Vol. 116, pp. 417-424
- (15) Sasaki, T. and Breugelmans, F., 1998, "Comparison Sweep and Dihedral Effects on Compressor Cascade Performance, ASME J. Turbomachinery," Vol. 120, No. 3, pp. 454-464.
- (16) Beiler, M. G., and Carolus, T. H., 1999, "Computation and Measurement of the Flow in Axial Flow Fans with Skewed Blades, ASME Journal of Turbomachinery," Vol. 121, pp. 59-66.
- (17) Cai, N. and Xu, J. H., 2001, "Aerodynamic-Aeroacoustic Performance of Parametric Effects for Skewed-Swept Rotor," ASME paper 2001-GT-0354.
- (18) Baldwin, B. S. and Lomax, H., 1978, "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA 78-0257.
- (19) Chima, R. V., 1996, "Application of the k - ω Turbulence Model to Quasi-Three-Dimensional Turbomachinery Flows," J. Propulsion Power, Vol. 12, No. 6, pp. 1176-1179.
- (20) 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.
- (21) Myers, R. H., 1999, "Response Surface Methodology-Current Status and Future Direction, Journal of Quality Technology," Vol. 31, No. 1, pp. 30-44.
- (22) 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.
- (23) Venter, G., Haftka, R. T., and Starnes, J. H. Jr., 1996, "Construction of Response Surfaces for Design Optimization Applications," AIAA 96-4040-CP.
- (24) 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.
- (25) Reid, L., 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.