

〈 논문 〉

형상 최적화를 통한 축류송풍기의 설계

서성진[†] · 최승만* · 김광용**

(2005년 5월 17일 접수, 2006년 5월 29일 심사완료)

Design of An Axial Flow Fan with Shape Optimization

Seoung-Jin Seo, Seung-Man Choi and Kwang-Yong Kim

Key Words : Numerical Optimization(수치최적화), Response Surface Method(반응면 기법), Sweep(스윕), Lean(린), Axial Flow Fan(축류송풍기), Stacking Line(스태킹 라인)

Abstract

This paper presents the response surface optimization method using three-dimensional Navier-Stokes analysis to optimize the blade shape of an axial flow fan. Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with $k-\epsilon$ turbulence model are discretized with finite volume approximations using the unstructured grid. Regression analysis is used for generating response surface, and it is validated by ANOVA and t-statistics. Four geometric variables, i.e., sweep and lean angles at mean and tip respectively were employed to improve the efficiency. The computational results are compared with experimental data and the comparisons show generally good agreements. As a main result of the optimization, the total efficiency was successfully improved. Also, detailed effects of sweep and lean on the axial flow fan are discussed.

기호설명

f : 목적함수
 n : 설계변수의 수
 P, p : 압력
 Q : 유량
 r : 무차원화된 반경
 R : 반경
 R^2_{adj} : 수정된 결정계수
 U_t : 블레이드 끝단 속도
 V : 속도
 x_i : 설계변수 또는 직교좌표
 β : 회귀계수
 γ : 스윕
 ρ : 밀도

k : 난류 운동에너지
 ϵ : 난류 운동에너지의 소멸율
 η : 효율
 δ : 린
 τ : 토크
 ω : 각속도
 μ_{eff} : 난류유효점성계수
 ϕ : 유량계수 = $\frac{Q}{\pi(R_t^2 - R_h^2)U_t}$
 ψ : 전압계수 = $\frac{2\Delta P_t}{\rho U_t^2}$

하첨자

a : 축방향
h : 허브
m : 허브와 팁의 중간
t : 블레이드 팁
in : 입구
out : 출구

[†] 책임저자, 회원, 인하대학교 전산유체공학연구소

* 회원, 인하대학교 대학원 기계공학과

** 회원, 인하대학교 기계공학과

E-mail : kykim@inha.ac.kr

TEL : (032)860-7317 FAX : (032)868-1716

1. 서론

최근에 전산유체역학의 괄목할 만한 발전에 힘입어 Navier-Stokes 방정식을 기반으로 하는 전산유체역학은 송풍기와 같은 터보기계 내에서 블레이드 형상에 의해 발생하는 이차유동, 와류, 경계층 박리 및 후류 등과 같은 매우 복잡한 삼차원 난류현상에 대한 해석 뿐 아니라, 이러한 해석을 바탕으로 한 수치최적설계에 매우 유용한 수단을 제공하게 되었다.

지금까지 터보기계에서 사용되는 블레이드의 형상은 대부분 이차원 스택킹 라인(stacking line)을 적용하여 설계된 것으로 손실을 줄이기 위한 많은 연구에 힘입어 성능이 꾸준히 개선되어 왔다. 그러나, 날개 팁 누설(tip leakage)과 유동박리 및 이차유동에 의한 에너지의 손실 등은 아직도 송풍기의 성능을 저하시키는 요인이 되고 있다. 따라서, 이 손실들의 발생요인을 최소화함으로써 터보기계의 성능을 향상시키기 위해 스위프(sweep)와 린(lean), 그리고 다이히드럴(dihedral) 등과 같은 반경방향 스택킹 라인의 삼차원적 변화가 블레이드의 성능에 미치는 영향에 대해 몇몇 연구자들은 꾸준한 연구를 수행해 왔다.⁽¹⁻⁶⁾

스택킹 라인의 삼차원 변화에 따른 내부유동구조 및 성능의 변화를 파악하기 위해 수행된 연구들은 스위프와 린이 다양한 원인으로 발생하는 터보기계 내부의 손실을 억제함으로써 효율을 향상시키고 성능을 안정시키는 효과가 있다고 보고하였다.⁽¹⁻⁶⁾ 예를 들어 스위프의 경우를 보면 후향스weep(backward sweep)은 충격파에 의한 손실을 억제하는 반면, 전향스weep(forward sweep)은 반경방향의 이차유동과 팁에서의 엔트로피 생성을 억제하고 저유량에서 실속 여유(stall margin)를 증가시키고, 압축기의 경우 충격파에 의한 손실 및 소음저감의 효과를 얻을 수 있다.⁽⁴⁾ 그러나, 스위프와 린 혹은 스위프와 다이히드럴 등이 터보기계의 성능 변화를 일으키는 명확한 메커니즘은 아직 밝혀지지 않았다.

한편, 삼차원 RANS 해석(Reynolds-Averaged Navier-Stokes analysis)을 수치최적화기법과 결합하여 터보기계 블레이드의 스택킹 라인을 최적화시키려는 연구도 활발히 수행되어, Lee 와 Kim⁽⁷⁾은 구배법을 이용하여 축류압축기 단단의 동익과 정익의 유동해석 결과로부터 정익의 형상에 대한 최적화를 수행하였고, Ahn 과 Kim⁽⁸⁾은 삼차원 박층근사 Navier-Stokes 해석과 반응면기법을 이용하여 축류압축기 로터의 날개 형상을 최적화함으로써 성능을 향상시켰다.

본 연구에서는 삼차원 RANS 해석을 바탕으로 축류 송풍기의 효율을 최대화하기 위해 스위프와 린을 도입한 삼차원 스택킹 라인을 이용하여 블레이드의 공력학적 형상을 반응면기법⁽⁹⁾을 이용하여 최적화하였다. 아울러, 이 결과로부터 스위프와 린이 송풍기의 성능에 미치는 영향을 고찰하였다.

2. 유동해석

본 연구에서는 비압축성 삼차원 정상상태의 유동해석을 위해 상용 소프트웨어인 CFX-5.7⁽¹⁰⁾을 사용하였으며, 계산에 사용된 지배방정식들은 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j U_i) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right) \quad (2)$$

여기서, x_i 는 직교좌표이고, U_i 는 난류평균속도성분이며, P 는 평균압력, μ_{eff} 는 난류유효점성계수이다. 각각의 지배방정식은 유한체적법으로 이산화되었으며, 난류유동의 해석을 위해 표준 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였고, 벽함수를 적용하였다.

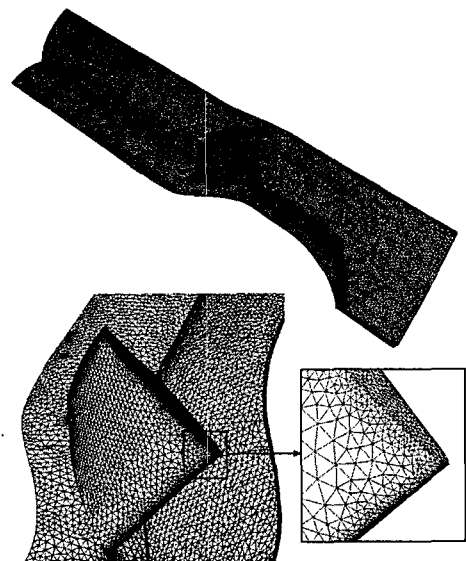


Fig. 1 Computational grids

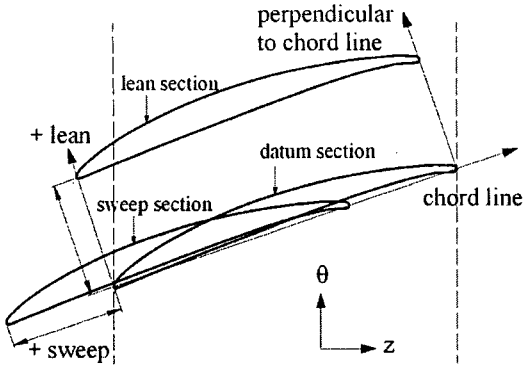


Fig. 2 Definitions of sweep and lean

비정렬 격자계(unstructured grid system)를 사용하여 격자를 구성하였으며(Fig. 1), 격자의존성을 없애기 위한 격자 테스트를 거친 후 약 4.3×10^5 개의 격자점을 채택하였다. 주기조건을 이용해 총 9 개의 블레이드 중 1 개의 블레이드만을 대상으로 Fig. 1 에서와 계산영역을 설정하였다. 입구 조건으로 유량계수에 따른 균일 유량조건을 적용하였고 출구경계에서는 일정압력 조건을 적용하였다. 작동유체는 상온의 공기이며 송풍기의 회전속도는 1000 rpm 이다. 한번의 완전히 수렴된 유동해석 결과를 얻기 위해 3.0 GHz 의 Pentium-IV 프로세서에서 약 12 시간의 CPU 시간이 소요되었다

3. 반응면기법

본 연구에서는 최적설계를 위한 수치최적화기법으로 반응면 기법⁽¹⁰⁾을 사용하였다. 이 기법은 최적화에 필요한 일련의 통계학적 및 수학적 기법의 적용과정으로, 수치해석(혹은 실험)에 의해 자료를 취득하고 이 자료를 바탕으로 목적함수를 매끄러운 다항함수로 모델링하여 반응면을 구성한 후 반응면 상에서 목적함수를 최적화하는 방법이다. 원래는 실험치로부터 관계식을 얻기 위한 목적으로 실험계획법으로부터 개발되었으나, 한정된 수의 실험으로 임의의 공간 내의 반응을 모델링함으로써 실험의 시행횟수를 단축할 수 있는 이점이 있어 최근에는 최적화 문제에 폭 넓게 적용되고 있다. 보편적으로 다음과 같이 2 차 다항식 형태의 반응면이 사용되고 있다.

$$f = \beta_0 + \sum_{j=1}^n \beta_j x_j + \sum_{j=1}^n \beta_{jj} x_j^2 + \sum_{i=1}^n \sum_{j=i+1}^n \beta_{ij} x_i x_j \quad (3)$$

Table 1 Ranges of design variables

| Variables | Lower Bounds | Upper Bounds |
|----------------|--------------|--------------|
| γ_i (m) | -0.02 | 0.04 |
| γ_m (m) | -0.03 | 0.03 |
| δ_i (m) | -0.04 | 0.02 |
| δ_m (m) | -0.01 | 0.01 |

여기서 f 는 반응값, x 는 설계변수, n 은 설계변수의 수를 나타내고, β_0, β_1, \dots 등은 다항식의 계수들이다. 이 계수들은 실험 또는 수치해석의 결과로부터 최소자승법(least squares method)을 사용한 회귀분석을 통하여 구하게 되며, 미정계수의 타당성은 ANOVA(Analysis of Variance)⁽¹⁰⁾를 통하여 검증한다. 반응면을 구성하는 데 필요한 수치적 실험의 횟수를 최소한으로 줄이는 동시에 제한된 설계 공간에서 높은 신뢰도를 갖는 반응모델을 합리적으로 결정하기 위해 실험 설계 이론(design of experiment theory)을 적용하였다. 본 연구에서는 필요한 자료의 수를 줄이기 위해 실험계획법 D-optimal design⁽¹¹⁾을 사용하였다. 이 방법에 의해 식 (3)에 포함된 계수들의 수의 단지 1.5 배에서 2.5 배 정도 되는 수의 자료들만 가지고도 신뢰할 만한 결과가 얻어질 수 있다고 보고되고⁽¹²⁾ 있으며, Giunta⁽¹³⁾는 이 기법을 사용하여 다섯 개의 설계변수를 사용한 경우에 대해 충분히 신뢰할 만한 반응면을 구성하였음을 보였다

4. 목적함수 및 설계변수

블레이드의 형상을 최적화하기 위한 목적함수는 전압효율로서 다음과 같이 정의된다.

$$\eta = \frac{(p_{t,out} - p_{t,in}) \cdot Q}{\tau \cdot \omega} \quad (4)$$

여기서, p_t 는 전압을 의미하며 하첨자 in 과 out 은 각각 입구부와 출구부를 나타낸다. Q 는 유량이며, τ 와 ω 는 각각 토크와 각속도이다.

블레이드를 구성하는 형상변수로서 스테킹 라인에 스윙과 린을 적용하여 형상최적화를 도모하였다. 여기서 스윙(γ)과 린(δ)은 Fig. 2 에 나타낸 바와 같이 각 방향의 이동 길이를 나타내며, Danton 과 Xu⁽³⁾가 제시한 정의와 동일하다.

스윙과 린의 반경방향 분포로 아래 식의 2 차

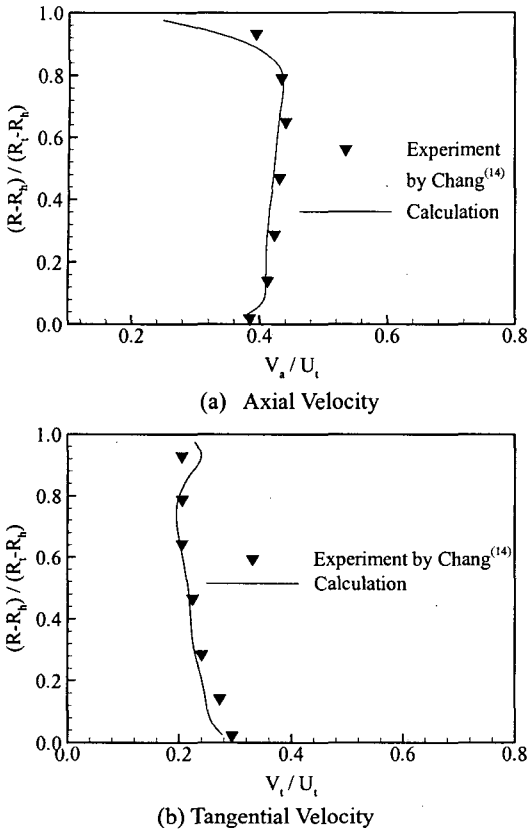


Fig. 3 Distribution of axial and tangential velocity profiles downstream of the fan rotor

다항식을 사용하였는데, 날개 중간 (50% span)과 날개 팁 (100% span)에서의 스윙 또는 린의 값을 정의함으로써 블레이드의 형상을 결정하게 된다.

$$\xi = ar^2 + br + c \quad (5)$$

$$\xi = 0 \quad \text{at } r_h = 0.0$$

$$\xi = \xi_m \quad \text{at } r_m = 0.5$$

$$\xi = \xi_t \quad \text{at } r_t = 1.0$$

여기서 ξ 는 Fig. 2에 나타낸 스윙 혹은 린을 의미하며, $r = (R - R_h) / (R_t - R_h)$ 은 무차원화된 반경을 나타낸다. 또한 아래첨자 h, t 그리고 m 은 각각 허브, 팁 그리고 날개의 중간을 나타낸다. 따라서, 본 연구에서는 설계변수로 날개 팁과 날개 중간에서의 스윙과 린의 정도를 나타내는 $\gamma, \gamma_m, \delta, \delta_t$ 그리고 δ_m 등 4개의 변수를 설계변수로 채택하였다. 최적화 기법으로서 반응면 기법을 사용할 경우 설계변수들에 대한 실험 영역의 설정이 중요하므로 예비계산을 통하여 최적점의 위치

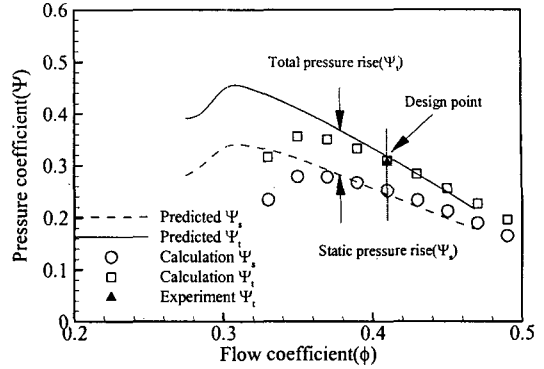


Fig. 4 Comparison of performance curves between experimental and calculated results for the reference fan

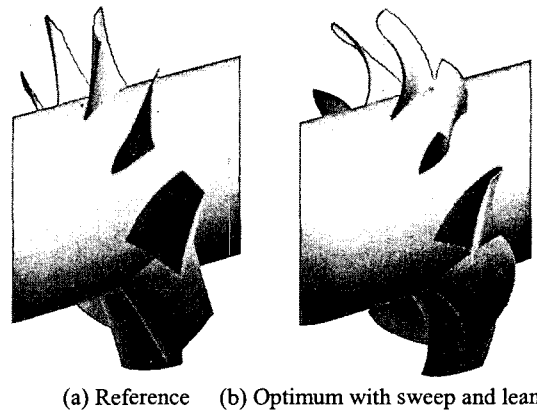


Fig. 5 Comparison of Optimized and Reference Blade Shape

가 실험 영역에 위치하도록 설계변수들의 범위를 결정하였으며 그 결과를 Table 1에 나타내었다.

5. 결과 및 고찰

본 연구에서 수치최적설계의 대상이 되는 축류 송풍기는 단면이 NACA65 계열의 익형인 블레이드를 갖는 송풍기로서, Chang과 Kim⁽¹⁴⁾의 실험에 사용한 송풍기와 동일하다. 수치최적설계를 수행하기 전 단계로서 유동해석 결과의 타당성을 검증하기 위해 Chang과 Kim⁽¹⁴⁾의 연구에서 측정된 실험 결과와 유동해석 결과를 Fig. 3에서 비교하였다. 실험에서 축방향과 회전방향 속도분포는 블레이드의 후연(trailing edge)으로부터 200mm 떨어진 지점에서 측정되었다. Fig. 3에서 축방향과 회전방향 속도분포는 팁에서는 약간의 차이를 보이고 있으나 실험값과 대체적으로 잘 일치함을

Table 2 Quality of the 2nd order response surface for the objective function

| | R^2 | R^2_{adj} | Std. error of the estimate |
|-------|-------|-------------|----------------------------|
| Model | 0.973 | 0.950 | 0.194 |

Table 3 Results of Optimizations

| | Efficiency | Increment |
|-----------------------------|------------|-----------|
| Reference | 85.10 % | - |
| Optimum with sweep and lean | 86.85 % | 1.75 % |
| Optimum with sweep only | 86.35 % | 1.25 % |
| Optimum with lean only | 86.43 % | 1.33 % |

Table 4 Optimal values of design variables

| Design variable | Optimum sweep & lean | Optimum sweep only | Optimum lean only |
|-----------------|----------------------|--------------------|-------------------|
| γ_i | 0.0381 | 0.0229 | 0.0000 |
| γ_m | -0.0220 | -0.0094 | 0.0000 |
| δ_i | 0.0326 | 0.0000 | 0.0270 |
| δ_m | -0.0030 | 0.0000 | -0.0003 |

알 수 있다. Chang 과 Kim⁽¹⁴⁾의 연구에서 설계 시 예측한 전압 분포 및 정압상승 분포, 그리고 설계점에서의 실험값을 본 연구에서 수행한 수치 해석 결과와 Fig. 4 에서 비교하여 나타내었다. 유량계수(ϕ)와 압력계수(ψ)는 다음과 같이 정의된다.

$$\phi = \frac{Q}{\pi(R_i^2 - R_h^2)U_i} \quad (6)$$

$$\psi = \frac{2\Delta P_i}{\rho U_i^2} \quad (7)$$

위 식에서 U_i 는 팁에서의 원주방향 속도를 나타낸다. 그림에서 두 선은 각각 설계시 예상되는 송풍기의 전압 및 정압을 의미하며, 검은 삼각형은 설계점에서 실험에 의해 얻어진 전압이다. 이 그림에서 계산치는 저유량 영역에서 차이를 보이고 있으나 설계점 근처에서는 실험치 및 설계 예측치와 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

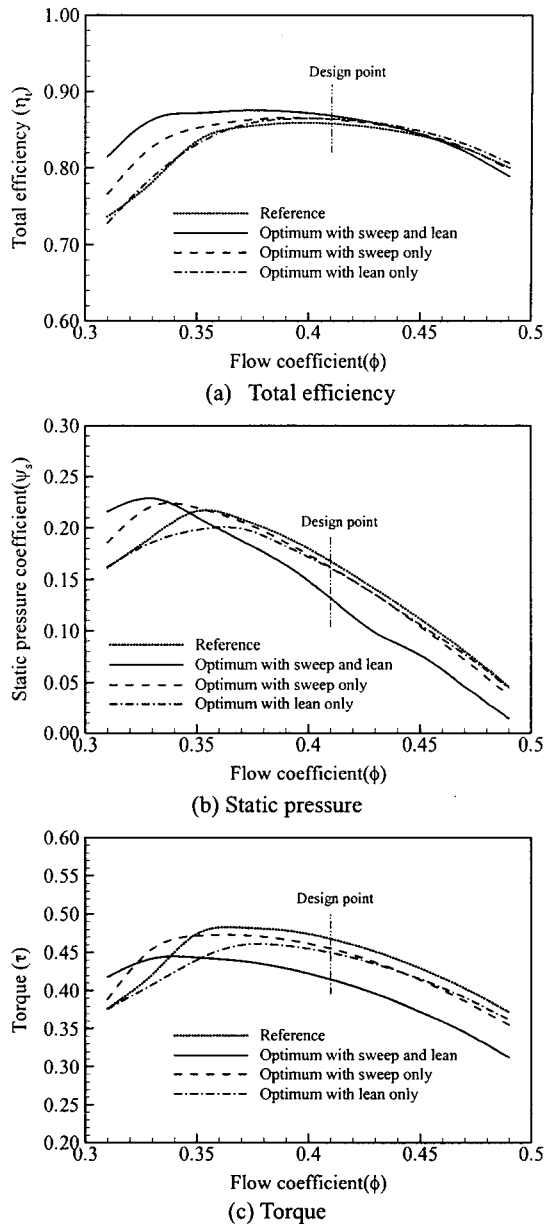


Fig. 6 Comparison of performance and efficiency curves between optimum and reference blade shapes

다항식[식 (3)]에서 각각의 계수들의 값을 결정하기 위해 D-optimal 기법에 의해 총 31 개의 수치 실험점을 선택한 후 통계학 상용 소프트웨어인 SPSS 를 사용하여 구하였다. 완성된 반응함수는 T-검정과 ADJUST R^2 법을 사용하여 신뢰도를 높였다. ANOVA 와 회귀 분석의 결과는 Table 2 에 나타내었다. ADJUST R^2 값은 0.950 으로 충분히 신뢰성 있는 반응면이 얻어졌음을 나타낸다.

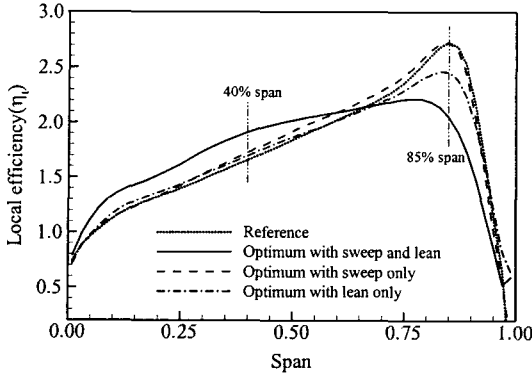
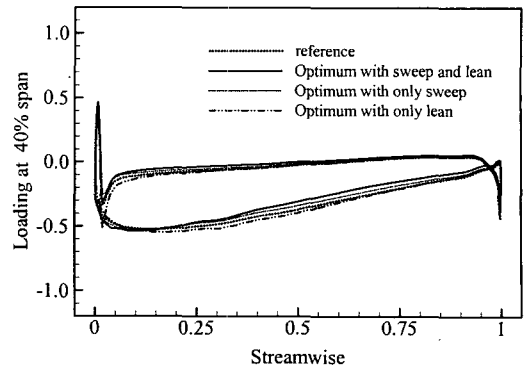


Fig. 7 Comparison of local efficiencies between optimum and reference blade shapes at trailing edge

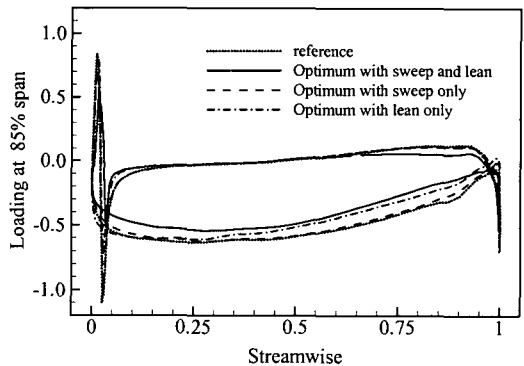
구성된 반응면 상에서 최적점을 찾기 위해 선형계획법(linear programming)을 사용하였다. 최적설계의 결과가 Table 3 과 4 에 정리되어 있다. 반응면을 이용한 수치최적설계의 결과로 초기 형상보다 최종형상에서 효율이 1.75% 증가하였다. 선행된 연구결과들⁽⁴⁻⁶⁾에서도 본 연구 결과에서와 유사하게 1~2% 정도의 효율 향상이 얻어진 바 있다.

본 연구에서는 스융과 린이 각각 독립적으로 효율에 미치는 영향을 살펴보기 위해 목적함수에 대해 얻어진 반응면(Table 2)을 이용하여 추가적으로 스융과 린만이 각각 적용된 수치최적설계를 수행하여 그 결과를 Table 3 과 4 에 추가하였다. Fig. 5 에는 블레이드의 기준 형상과 최적 형상을 비교하였다. 이하 스융과 린이 모두 적용된 경우, 스융만 적용된 경우, 그리고 린만 적용된 경우의 최적화를 각각 OPT_SL, OPT_S 그리고 OPT_L 로 지칭한다. 변수들의 최적치를 수록한 Table 4 에서 볼 때, 블레이드 팁에서의 스융과 린, 즉 γ_t 와 δ_t 의 최적치는 양(+)의 값을 가지는 반면 중간에서의 스융과 린, 즉 γ_m 과 δ_m 의 최적치는 음(-)의 값을 가짐을 알 수 있다. 이는 전향 스융 혹은 린을 가진 블레이드가 후향 스융 혹은 린의 경우보다 더 나은 유동 특성을 보임을 보고한 대부분의 연구와 일치한다.^(1-3,6)

최적화된 형상과 기준 형상에 대해서 수치해석을 통해 얻어진 성능 변화를 Fig. 6 에 나타내었다. 최적설계의 결과로서 설계점 유량계수인 0.41 근방에서 전압효율이 약 2% 증가한 것을 확인할 수 있다. 그러나, 고유량 영역에서는 오히려 효율이 낮아졌음을 알 수 있다. 이러한 현상은 최적화 과정이 설계점 유량에서만 이루어졌기 때



(a) Blade loading at 40% span



(b) Blade loading at 85% span

Fig. 8 Comparison of blade loading for optimized and reference blade shape

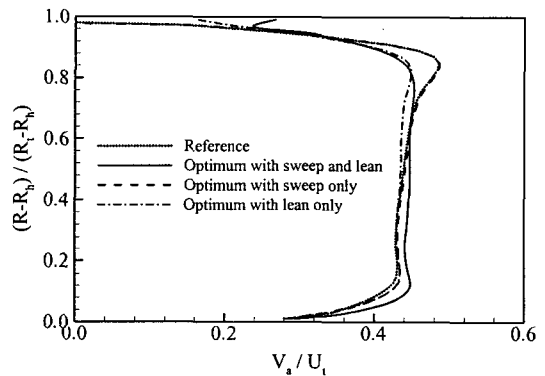


Fig. 9 Comparison of axial velocity distribution for optimized and reference blade shape at trailing edge

문인 것으로 사료된다. 특이할 만한 점은 린이 고려된 OPT_L 의 경우 최고 효율점의 유량은 기준 형상과 비교해 큰 차이가 없으나, 스융이 적용된 OPT_SL 과 OPT_S 의 경우에는 저유량 영역에서의 효율이 향상됨으로써 보다 넓은 유량영역에서 고효율 운전이 가능하고, 최고 효율점이 기

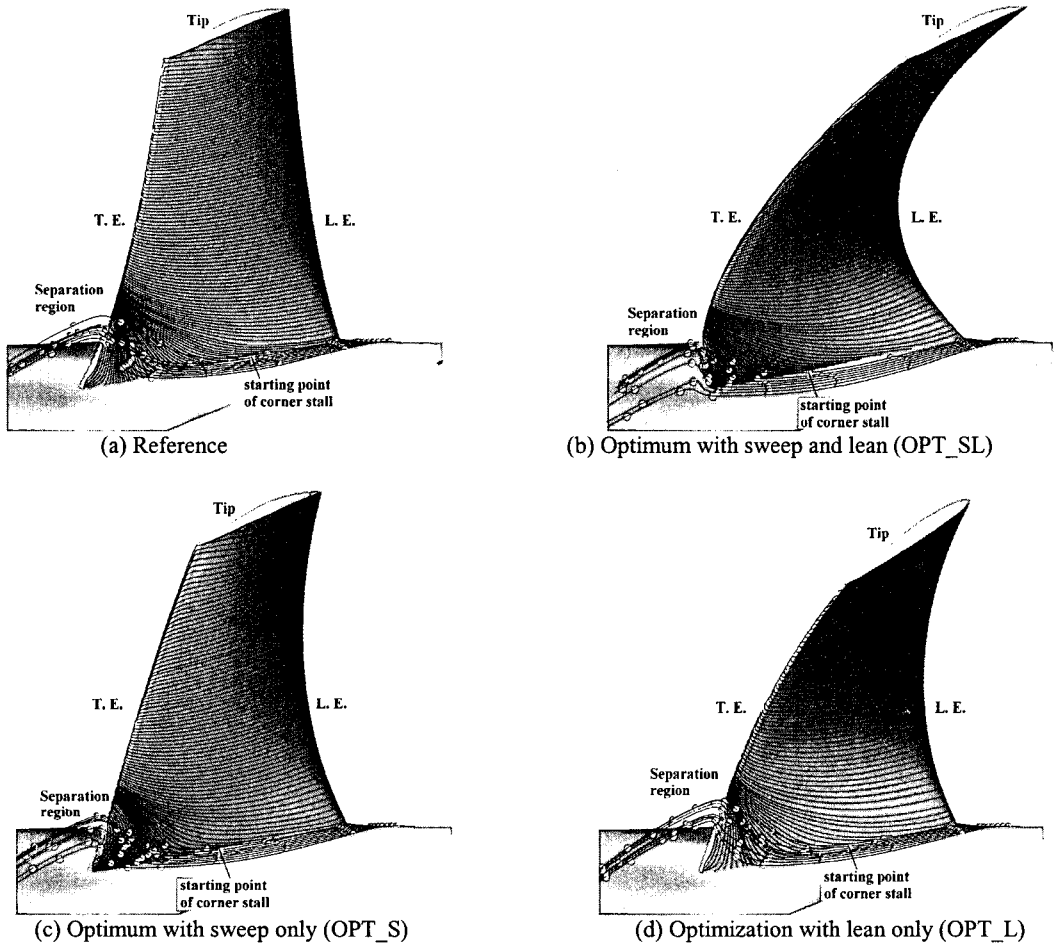


Fig. 10 Comparison of streamlines on suction surface between optimized and reference blade shapes

준 형상 보다 낮은 유량에서 나타난다.[Fig. 6(a)] 정압의 경우에도, 스윙이 최고 압력 상승이 일어나는 유량을 저유량 영역으로 이동시킴을 알 수 있다.[Fig. 6(b)] 이상을 통해 블레이드의 스윙은 저유량에서의 서지 영역을 줄이면서 송풍기를 고효율로 운전할 수 있는 영역을 기존의 송풍기 보다 넓어지게 함으로써 결과적으로 저유량 영역에서 송풍기의 성능을 향상시키고 있음을 알 수 있다.

설계점에서의 정압 상승을 살펴보면 최적 형상이 기준 형상보다 작게 나타났으나 오히려 전압 효율은 상승하였음을 볼 수 있다. 이러한 결과는 식 (4)에서 정의된 효율을 참고할 때 스윙 방향에 따른 동압의 변화가 발생함으로써 반경방향에 따른 효율이 변화했거나 혹은 입력 일 중 토크가 감소함으로써 나타날 수 있는 데, 유량에 따른 토크의 변화를 살펴보면 스윙과 린이 적용됨에 따라 기준 형상보다 블레이드의 회전에 의한 토

크가 크게 감소하고 있음을 볼 수 있다.[Fig. 6(c)] 감소된 정압과 토크는 결과적으로 송풍기의 일이 줄어들었음을 의미한다. 이런 현상은 최적화를 수행하는 단계에서 설계요구사항을 반영하지 않아 발생한 것으로 설계점의 정압을 제한조건으로 사용하거나 유량을 제어가능 한 설계변수로 사용할 경우 해결할 수 있다. 그러나, 전자는 설계점 유량에서 최고 효율을 얻을 수 없고 후자는 유량이라는 설계변수의 증가로 실험 횟수가 증가한다는 단점을 가지고 있다.

각 스윙 방향에서 동압의 변화로 인한 블레이드 출구에서의 효율 분포를 알아보기 위해 국부적인 전압효율($\eta_{t,local}$)을 다음과 같이 정의한 후 Fig. 7에 나타내었다.

$$\eta_{t,local} = \frac{(p_{t,local} - p_{t,in}) \cdot Q_{local}}{\tau \cdot \omega}$$

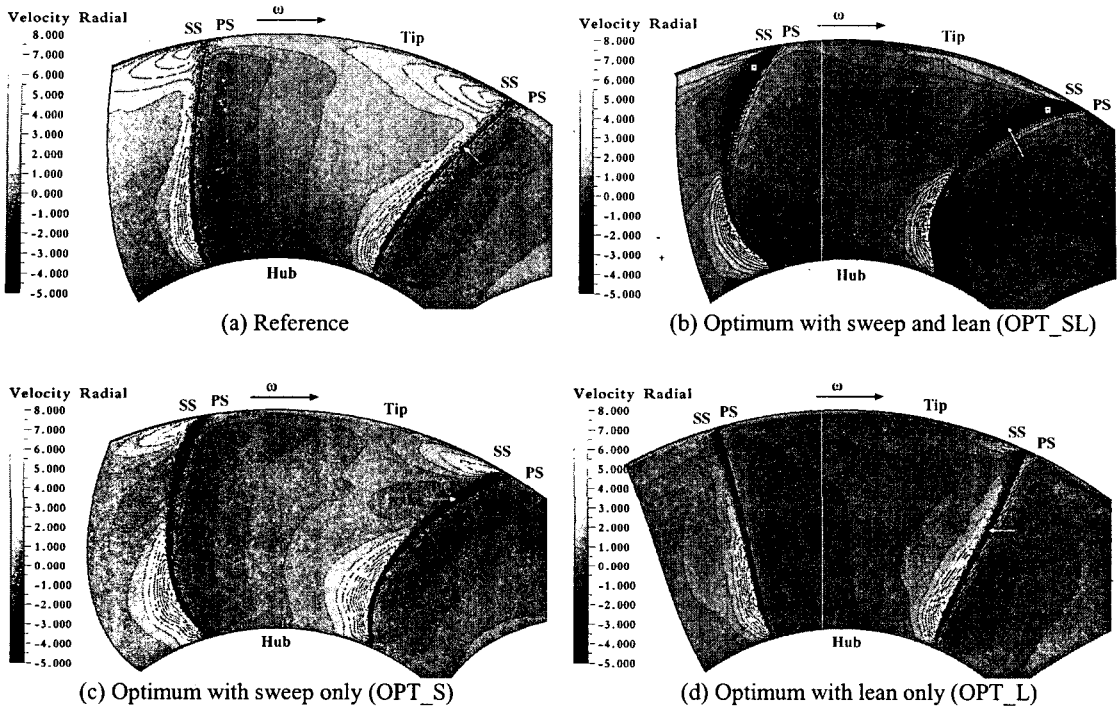


Fig. 11 Comparison of radial velocity contours between optimized and reference blades at trailing edge

여기서 *local* 은 블레이드 출구에서 스패น 방향 위치를 나타내며, 압력과 유량은 각 스패น 위치에서 질량 평균되었다. 따라서 $\eta_{r,local}$ 는 각 스패น 위치에서의 국지적 전압효율을 의미한다. Fig. 7 에서 린이 적용된 OPT_SL 과 OPT_L 의 경우 85% 인 위치에서 효율은 기준형상보다 크게 낮아졌다. 특히, 스윙과 린이 모두 고려된 OPT_SL 의 경우에 이 위치에서 효율이 크게 낮아졌다. 그러나 60% 이하 스패น 영역에서는 효율이 전반적으로 증가함으로써 전체적인 효율이 상승되는 결과를 가져왔다.

효율이 큰 차이를 보이는 40%와 85% 스패น에서 블레이드 하중을 $2(p_r - p_h) / (\rho U_t^2)$ 과 같이 정의한 후 이를 Fig. 8 에 나타내었다. 40% 스패에서의 압력 분포를 보면 큰 차이를 보이지 않으나 85% 스패 영역에서 OPT_L 의 경우 흡입면과 압력면 사이의 압력차가 기준형상에 비해 크게 작아졌다. 스윙과 린의 적용에 의한 Fig. 6(b)의 정압 감소는 블레이드의 팁 영역에서의 압력 감소에 기인한 것으로 보인다. 그리고 축방향 속도 성분을 나타낸 Fig. 9 를 살펴보면 기준형상과 OPT_S 의 경우 80% 스패에서 축방향 속도가 크게 증가함에 따라 Fig. 7 에서 나타난 바와 같이 85% 스패 부근에서 최대효율을 갖는다. 그러나

린이 적용된 OPT_SL 과 OPT_L 의 경우에는 10%에서 85% 스패에 이르는 영역에서 균일한 속도 분포를 유지하고 있다. 그러므로 린이 적용됨으로써 반경방향으로 유량의 균일화가 이루어졌음을 의미한다.

일반적으로 블레이드의 팁 간극(tip clearance)에서는 블레이드의 회전에 의해 누설 유량이 발생하게 된다. 그러나 린이 적용된 경우에는 이 영역에서 축방향 속도가 양의 값을 가짐을 볼 수 있다.(Fig. 9) 따라서, 팁 누설에 의해 발생하는 와류가 감소함으로써 기준형상보다 안정된 유동 특성을 보일 것으로 사료된다.

블레이드 흡입면에서의 유선을 나타낸 Fig. 10 을 보면 허브면 근처에서 발생하는 각 형상에 따른 corner stall line 을 볼 수 있다. 블레이드 후연에서 corner stall line 의 반경방향 높이는 형상마다 큰 차이를 보이고 있지는 않지만 corner stall 은 스윙과 린이 적용될 경우 보다 일찍 시작됨을 알 수 있다. 또한 85% 스패 이상의 영역에서는 반경방향으로 진행되는 유선의 휨이 크게 약해진 것을 확인할 수 있다. 이는 스윙과 린이 흡입면 허브 근처에서 블레이드의 회전에 의해 발생하는 유동박리를 늦출 뿐만 아니라 팁 영역에서 팁 누설에 의한 와류를 약화시키는 데 효과가 있는 것으로 보인다. 이러한 결과는 스윙과 다이히드럴

이 압축기 익형 성능에 미치는 영향에 대해서 연구를 수행한 Sasaki 와 Breugelmans⁽¹⁾의 연구결과와 일치하는 것으로서, 그들은 이와 같은 현상뿐 아니라 회전방향으로도 coner stall에 의한 유동박리가 줄어듦을 언급한 바 있다.

블레이드 후연에서 반경방향 속도분포를 나타낸 Fig. 11 을 보면, 기준 형상의 경우 이 속도는 압력면 근처에서 반경방향으로 일정한 음(-)의 값을 갖는 반면 흡입면 근처에서는 양(+)의 값을 갖고 있다. 이는 블레이드의 회전방향과 반대 방향의 순환유동이 블레이드 내부에서 발생하고 있음을 의미한다. 스윙이 적용된 OPT_S 의 경우에는 기준 형상과 큰 차이를 보이지 않으나, 린이 고려된 OPT_SL 과 OPT_L 의 경우를 보면 린이 회전방향 속도구배를 반경방향 속도구배로 바꾸고 있음을 알 수 있다. 결국 린은 송풍기 내부에서의 반경방향 속도성분의 구배를 변경시킴으로써 Fig. 9 에서 나타낸 것과 같이 축방향 속도 성분을 스펜방향으로 균일화시키는 데 영향을 주고 있는 것으로 사료된다.

6. 결론

본 연구에서는 축류송풍기 블레이드의 스윙과 린에 관련된 네 가지의 설계변수에 대해 삼차원 유동해석을 바탕으로 한 수치최적설계를 수행하였다. 기준 형상에 대해 전압, 정압, 축방향 및 접선방향 속도 성분을 실험 결과와 비교함으로써 삼차원 유동해석의 타당성을 검증하였다.

수치최적화 기법으로 반응면 기법을 이용해 기준 형상의 축류 송풍기보다 설계점에서 효율이 약 2% 향상된 최적 형상을 얻을 수 있었다. 그러나, 고유량 영역에서는 효율이 기준 형상보다 미소하게나마 낮아졌다. 아울러, 이들 결과로부터 얻어진 반응면으로부터 스윙과 린만을 설계변수로 고려한 수치최적화를 수행하여 스윙과 린이 송풍기의 성능에 미치는 영향을 고찰하였다. 스윙은 성능곡선상에서 저유량 영역에서의 성능을 향상시키며, 린은 송풍기 내부에서의 축방향 속도 성분을 스펜방향으로 균일화시키고 팁 와류를 감쇄하는 한편, 반경방향 속도성분의 구배를 변경시킴으로써 회전에 의한 블레이드 내부에서의 이차유동에 영향을 주고 있다. 그리고 스윙과 린이 흡입면 허브 근처에서의 유동박리와 팁 영역에서의 누설와류를 약화시키는 데 효과가 있음을 확인할 수 있다.

참고문헌

- (1) Sasaki, T. and Breugelmans, F., 1998, "Comparison of Sweep and Dihedral Effects on Compressor Cascade Performance," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 120, pp. 454-464.
- (2) Wadia, A. R., Szucs, P. N. and Crall, D. W., 1998, "Inner Workings of Aerodynamics Sweep," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 120, pp. 671-682.
- (3) Gallimore, S. J., Bolger, J. J., Cumpsty, N. A., Taylor, M. J., Wright, P. I. and Place J. M. M., 2002, "The Use of Sweep and Dihedral in Multistage Axial Flow Compressor Blading-Part I: University Research and Methods Development," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 124, pp. 521-532.
- (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) Vad, J. and Kwedikh, A. R. A., 2004, "Influence of Blade Sweep on the Energetic Behavior of Axial Flow Turbomachinery Rotors at Design Flow Rate," *ASME Turbo Expo 2004*, GT2004-53544.
- (6) Xu, C. and Amano, R. S., 2004, "Numerical Prediction of Swept Blade Aerodynamic Effects," *Proceedings of ASME TURBO EXPO*, GT2004-53008.
- (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 an Axial Flow Compressor Rotor," *Proceedings of The Institution of Mechanical Engineers, Part A-of Power and Energy*, Vol. 217, No. 2, pp. 179-184.
- (9) Myers, R. H. and Montgomery, D. C., 1995, *Response Surface Methodology: Process and Product Optimization Using Designed Experiments*, John Wiley & Sons, New York.
- (10) CFX-5.7 Solver Theory, Ansys Inc., 2005.
- (11) Box, M. J. and Draper, N. R., 1971, "Fractional Designs, the XTX Criterion, and Some Related Matters," *Technometrics*, Vol. 13, No. 4, pp. 731-742.
- (12) Venter, G., Haftka, R. T. and Starnes, J. H. Jr., 1996, "Construction of Response Surfaces for Design Optimization Applications," AIAA 96-4040-CP.
- (13) Guinta, A. A., 1997, "Aircraft Multidisciplinary Design Optimization Using Design of Experimental Theory and Response Surface Modeling Methods," Ph. D. Thesis, Department of Aerospace Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA.
- (14) Choon-Man Chang and Kwang-Yong Kim, 2003, "Flow Measurements and Performance Analysis using a 5-Hole Pitot Tube and a Rotating Hot-Wire Probe in an Axial Flow Fan," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers B*, Vol. 27, No. 12, pp. 1750-1757.