

전산해석기법에 의한 단단 축류팬 동익의 공력설계 및 성능 예측

김 은 섭¹, 정 희 택*²

¹서울대학교 대학원

²경상대학교 기계공학부

AERODYNAMIC DESIGN AND PERFORMANCE PREDICTION OF ROTOR BLADES IN A SINGLE-STAGE AXIAL FAN USING CFD METHODS

E.S. Kim¹ and H.T. Chung*²

¹Graduate School, Seoul National University

²School of Mechanical Engineering, Gyeongsang National University

In the present study, CFD methods are applied in the design procedure of rotor blades in a axial-flow fan and the aerodynamic performances are predicted. The blade profiles initially determined by the free vortex method and empirical formula are modified to match the target value of the rotor work load through the analysis of 3D Navier-Stokes solver. The corrected shapes of the rotor blade showed the increase of the efficiency and the pressure simultaneously.

Key Words : 축류팬(Axial-Flow Fan), 공력성능(Aerodynamic Performance), 동익(Rotor Blade), 효율(Efficiency), 설계변수(Design Variables)

1. 서 론

축류형 송풍기나 블로어는 고유량과 저압의 공기이송을 목적으로 환기용 등에 사용된다. 모터로부터 입력된 에너지에 의해 동익이 가동되어 압력차로 공기가 이동된다. 동익 후반부에 출구 안내익을 설치하면 동에너지를 압력으로 회수하여 최종 압력을 증가시킬 수 있다. 단단 축류 팬은 고효율을 목적으로 동익과 정익으로 구성된다.

전산해석기법의 발달로 축류형 터보기계의 기본 설계나 성능 예측 과정에 적용하는 연구가 활발하다. Kim et al.[1]은 삼차원 RANS 해석과 가중평균대리모델을 사용하여 축류팬의 허브비를 최적화하는 연구를 수행하였다. Cho et al.[2]은 13개의 설계변수를 설정하여 효율을 최대화시키는 최적기법으로 축류팬의 블레이드 형상 최적화를 시도하였고 성능시험을 통

하여 이를 증명하였다. Lee and Kil[3]은 공력성능에 소음특성까지 고려한 전산 체계를 구축하여 고효율, 저소음의 축류 팬의 설계 가능성을 제시하였다. 압축기는 고속으로 압축성 영향이 크고 형상이 3차원으로 공력 설계 과정이 송풍기와 같은 저속 터보기계에 비해 다소 복잡하나 설계 기법은 송풍기와 유사하다. Jang et al.[4]은 중첩선을 이용하여 동익의 형상 최적화하는 연구를 하였다.

축류형 터보기계의 기본 형상은 고전적으로 NACA 익형에서 발전하였고 저속 익렬 풍동에서 시행한 경험식과 데이터를 이용하여 형상을 결정하거나 성능을 예측하는 연구도 이루어지고 있다. Kim and Chung[5]은 이러한 경험식에 기초하여 단단 축류 압축기의 탈설계점의 성능을 예측하는 모델을 제시하였다. Chung et al.[6]은 평균면에서의 단단 축류압축기의 형상 설계 과정에 이차원 RANS해석 기법을 적용하였다.

축류형 터보기계의 경우 정동익의 간섭에 의한 유동의 비정상성이나 반경방향의 3차원 공력 특성을 공력 설계에 고려하여야 한다. 실제 설계에서는 이차원 익형 형상에 경험적 데이터를 가미하여 사용하는 경우가 많다. 본 연구에서는 단단 축류팬의 공력설계과정에 기존의 경험식에 의한 이차원 익렬

Received: June 5, 2014, Revised: June 21, 2014,

Accepted: June 21, 2014.

* Corresponding author, E-mail: htchung@gnu.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2014.19.2.093>

© KSCFE 2014

형상에 3차원 RANS해석기법을 가미하여 블레이드 형상을 수정하는 시도를 하였다. 연구의 1단계로 본 논문에서는 동익의 설계과정에 적용하였다. 탈설계 영역을 포함한 운전 예상 범위에서의 공력 성능을 비교하여 수정된 형상의 성능 향상을 검토하였다.

2. 이 론

2.1 적용모델과 목적변수

본 연구의 적용모델은 효율이 100%인 이상적 전압상승이 540 Pa이고 설계유량이 170 m³/min인 축류형 송풍기이다. 회전수와 유로 및 기본형상은 Reference[7]의 결과를 인용하였다. 설계 조건과 기본 유로 등 사양은 Table 1과 같다.

유동은 축 방향으로 유입되던 동익의 일부하량(work load)은 이상적 전압상승, Δp_W 과 같고 이는 식 (1)과 같이 표현된다.

$$\Delta p_W = \rho U V_{\theta,2} \tag{1}$$

여기서 U 는 블레이드 회전속도이고 $V_{\theta,2}$ 는 출구에서의 원주방향의 절대유속이다.

유로내의 제반손실, ω_L 은 식 (2)와 같이 정의된다.

$$\omega_L = \frac{(p_{0,1} - p_{0,2})_{rel}}{\frac{1}{2} \rho W_1^2} \tag{2}$$

여기서 $p_{0,1}$ 과 $p_{0,2}$ 는 입구와 출구에서의 전압이며 W_1 은 입구에서의 상대유속이다.

주어진 일부하량을 만족하고 손실이 최소가 되는 블레이드 각도를 결정하는 것이 본 연구의 목표이다. 자유와류법과 2차원 익렬 경험식에 의해 초기형상을 결정하고 3차원 RANS에 의해 목적변수를 만족하도록 블레이드 각을 변경하는 시행착오법을 적용하였다.

Table 1 Design requirements and specifications for axial-flow fan

descriptions	units	values
design flow rate	m ³ /min	170
total pressure rise	Pa	540
rotating speed	rpm	2000
tip diameter	mm	285
hub-tip ratio	-	0.551
number of rotor blades	ea.	8
rotor chord length	mm	93

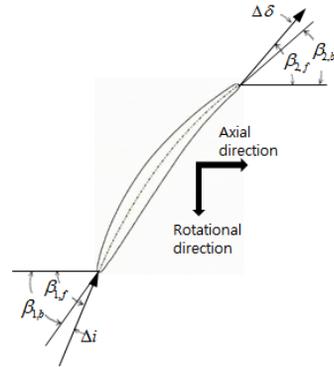


Fig. 1 Design variables of rotor blades

2.2 블레이드 형상 설계

유동장은 비압축성이고 입구 유동은 축방향이며 반경방향으로 일부하량이 일정하므로 식 (1)은 아래와 같이 자유와동 조건이 되어 입출구의 유동각이 결정된다.

$$r V_{\theta,2} = const. \tag{3}$$

입구의 입사각, Δi 과 출구의 유동 편향각 $\Delta \delta$ 에 의하여 블레이드 각, β_b 과 유동각, β_f 은 Fig. 1의 관계가 된다.

이를 수식으로 표현하면,

$$\begin{aligned} \beta_{1,b} &= \beta_{1,f} - \Delta i \\ \beta_{2,b} &= \beta_{2,f} - \Delta \delta \end{aligned} \tag{4}$$

여기서 하첨자 1, 2는 동익의 입구와 출구를 각각 지칭한다.

입사각과 편향각의 경험적 모델로 저속 축류 유동에 적합한 Liebrein[8]의 식을 이용하여 초기의 각도를 결정하였다. 기본 에어포일은 Kovach가 제시한 수정 NACA65 모델[9]을 채택하였다.

2.3 전산해석 기법

2.2절의 입사각과 편향각은 아래와 같은 비압축성 3차원 Navier-Stokes해석 결과를 이용하여 2.1절의 일부하량과 손실 조건을 만족하는 값을 시행착오법으로 구한다.

유동해석을 위해서 열-유동 범용해석 프로그램인 ANSYS사의 CFX solver와 turbo모듈[10]을 사용하였다.

BladeGen과 Turbo-Grid를 이용하여 계산격자점을 생성하였다. Hexa형태의 정규격자계를 채택하였다. Fig. 2와 같이 약 18만개의 계산 격자점이 소요되었다.

동익의 입구에는 전압력(total pressure)과 전온도(total

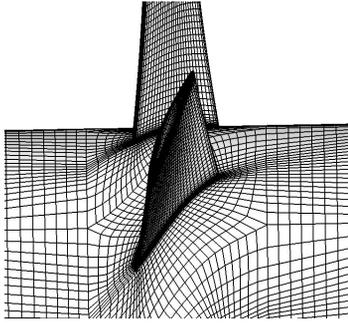


Fig. 2 Computational meshes for CFD simulations

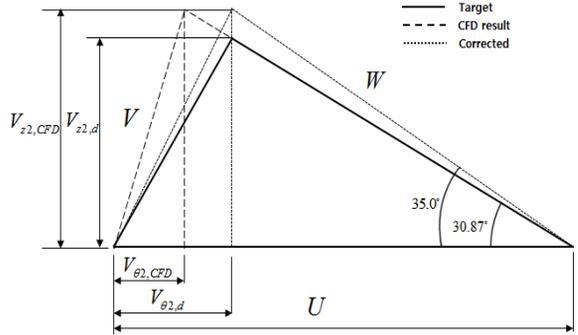
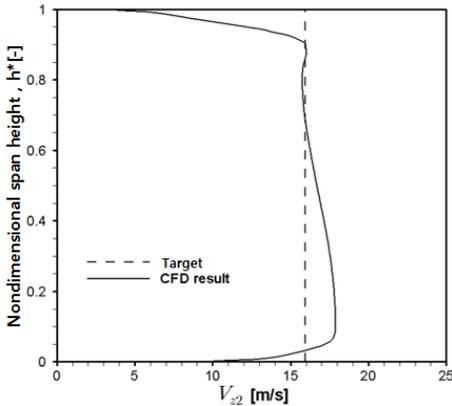
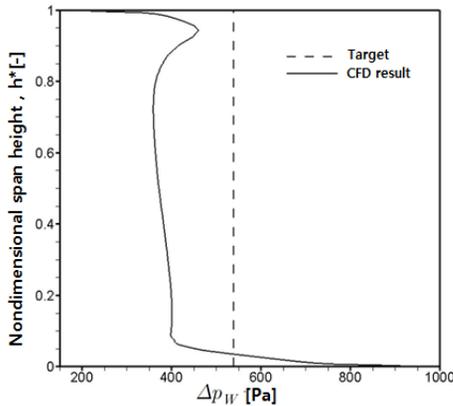


Fig. 4 Velocity triangles for design correction at the mid span



(a) Axial velocity at the rotor exit



(b) work load of rotor blades

Fig. 3 CFD results from the initial design

temperature)가 주어지고 출구에는 유량(mass flow rate)을 입력 조건으로 부여하였다. 벽면에는 점착조건(no-slip condition)이 부여되고 회전속도가 주어진다. 난류모델로는 터보기계 유동장에 주로 사용되는 $k-\omega$ SST(shear stress transport)모델[11]을 적용하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 초기 설계의 CFD해석 결과

2.2절에서 언급한 2차원 익형 경험 모델식과 Table 1의 조건을 이용하여 반경방향으로 유동각과 초기 블레이드 깃각은 Table 2와 같이 산출되었다.

위의 블레이드 형상과 Table 1의 유로 조건 및 설계점의 운전조건을 이용하여 2.3절의 방법으로 전산해석을 수행하여 Fig. 3와 같은 결과를 얻었다. 동익의 회전과 경계층의 영향으로 출구에서의 속도는 Fig. 3(a)와 같이 입구나 설계이론치와 달리 일정하지 않고 허브쪽의 축방향 유속이 더 크다. 또한 반경방향의 동익 일부하량도 Fig. 3(b)와 같이 작게 나타났다.

3.2 블레이드 형상의 수정

3.1절의 초기형상의 공력 성능을 속도 삼각형으로 도시하면 Fig. 4와 같다. 축방향 속도의 증가로 피치방향으로 속도가 감소되어 일부하량이 줄어들었다. 출구의 깃각을 조절하여 유동각을 조절할 필요가 있다.

Table 2 List of variables from initial design

descriptions	units	values
rotor work load	Pa	540
axial velocity	m/s	15.94
inlet flow angles at the hub/mean/tip	deg[°]	64.14/71.0/75.05
exit flow angles at the hub/mean/tip	deg[°]	50.73/66.57/73.05
blade angles on the leading edge at the hub/mean/tip	deg[°]	65.33/70.6/74.07
blade angles on the trailing edge at the hub/mean/tip	deg[°]	40.53/60.87/69.55

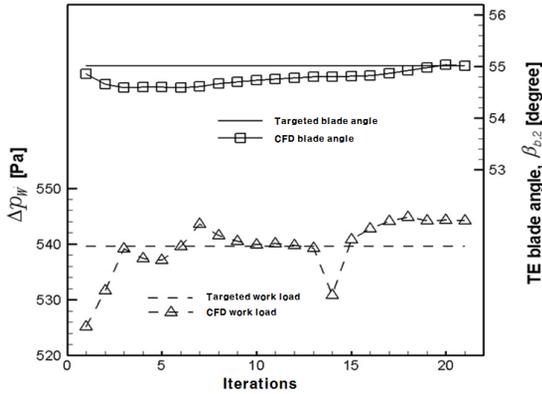


Fig. 5 Determination of exit blade angles at the mid span

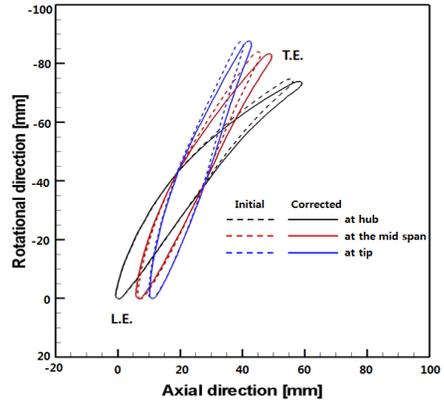


Fig. 7 Comparison of blade profiles

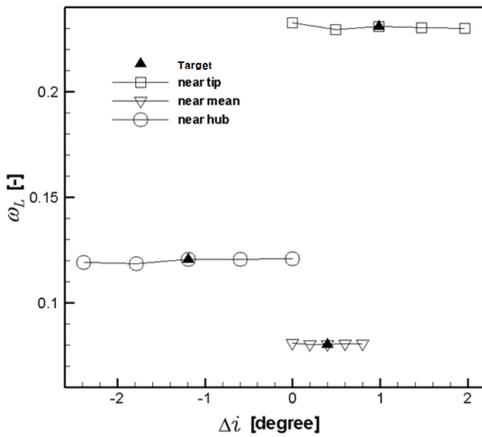


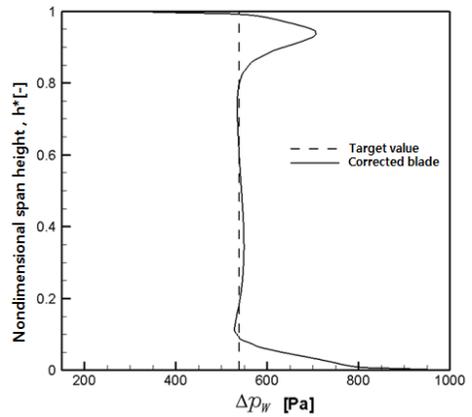
Fig. 6 Loss coefficient vs. incidence angles

Fig. 5는 3차원 RANS에 의한 반복적 해석으로 평균반경에서의 출구각을 찾는 예를 보여준다. 약 20번 정도의 반복 수행으로 2%이내의 일부하량 오차 내에서 원하는 출구각을 결정할 수 있었다.

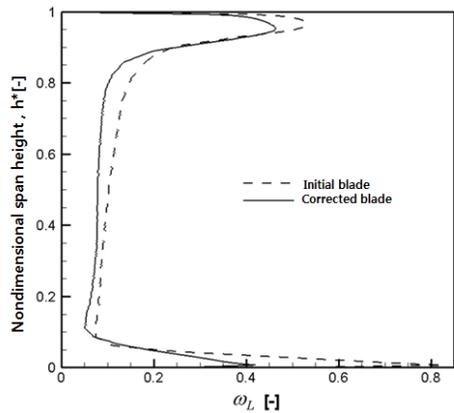
입사각은 편차각이나 출구각보다 동익 성능에 미치는 영향이 다소 적다. Fig. 6는 Lieblein의 입사각 모델을 기준으로 입사각을 변화하여 손실이 최소화되는 입사각을 결정하였다. 일부하량과 손실 등 2개의 목적 변수로 동익의 각도를 결정

Table 3 Comparison of blade angles

descriptions	units	initial design	corrected design
blade angles on the leading edge at the hub/mean/tip	deg [°]	65.33/ 70.6/ 74.07	65.93(+0.6)/ 70.6 (0.0)/ 74.56 (+0.49)
blade angles on the trailing edge at thehub/mean/tip	deg [°]	40.53/ 60.87/ 69.55	35.40 (-5.13)/ 55.0 (-5.87)/ 66.06 (-3.49)



(a) Work load of rotor blades



(b) Loss coefficient

Fig. 8 CFD results by the corrected design

한 결과는 Table 3와 Fig. 7과 같다. 수정치는 초기 설계치와 비교하면, 출구각은 다소 크고 입사각의 변화는 적다.

Fig. 8은 반경방향으로 목적변수의 값을 수정 각도와 초기

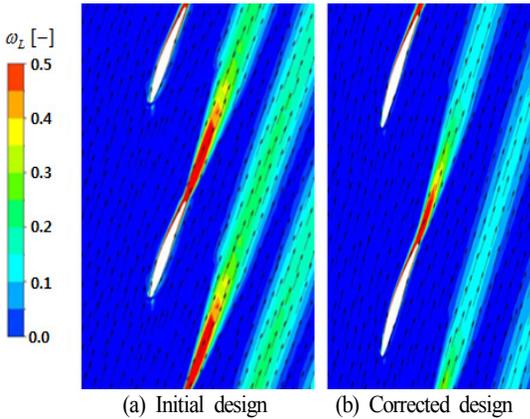


Fig. 9 Flow characteristics at the mid span on the design condition

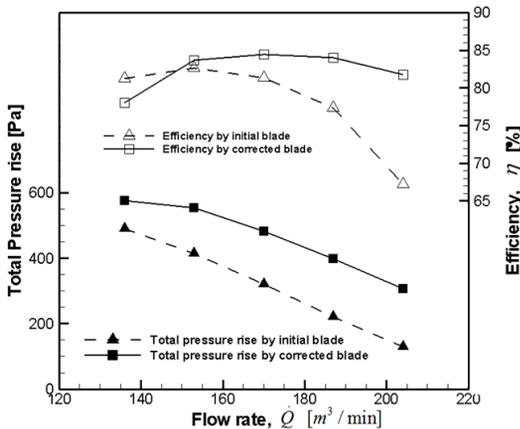


Fig. 10 Comparison of the performance curves

깃각을 비교한 것이다. 일부하량의 경우, Fig. 3(b)의 초기설계치와 비교하면 Fig. 8(a)의 수정된 깃각이 중심부에서 목표치를 잘 만족한다. 또한 전 반경방향에서 수정 깃각이 손실이 작음을 Fig. 8(b)에서 확인할 수 있다. CFD기법의 적용으로 두 개의 변수에 대한 목표가 잘 만족되었음을 알 수 있다.

Fig. 9은 평균반경(mid span)에서의 유동장 특성을 속도 벡터와 손실계수로 도시한 것이다. 수정치의 경우 후류에서의 손실이 감소되어 공력성능이 개선되었음을 확인 할 수 있다.

Table 4 Comparison of fan performances at design point

descriptions	units	initial design	corrected design
rotor efficiency	%	81.3	84.43
total pressure rise	Pa	321	483
input power	kW	1.119	1.621

3.3 공력성능 비교

수정 형상에 대한 설계점에서의 공력성능을 초기형상과 비교하면 Table 4와 같다. 동익 입출구의 전압상승률은 일부하량 기준으로 약 30% 증가하였고, 효율도 3.1% 정도 상승하였다. 전압상승률이 효율의 상승보다 크므로 입력도 증가한다.

유량변동에 대한 성능곡선을 비교하면 Fig. 10과 같다. 수정된 형상은 고유량 범위에서 특히 좋은 성능을 나타낸다. 저유량의 경우 전압은 상승되나 효율은 약간 저하되었음을 보여준다.

4. 결론

단단 축류팬의 동익 형상 설계과정에 3차원 RANS기법을 적용하여 수정된 형상을 제시하였다. 기존의 2차원 경험 모델 법과 공력 성능을 비교한 결과는 다음과 같다.

- (1) 반경방향으로 일부하량이 목표치를 만족하였고 손실도 작았다.
- (2) 설계점에서의 전압상승은 약 30%, 효율은 3.1% 상승하였다.
- (3) 탈설계점에서는 저유량에서의 효율 감소를 제외하고는 전압과 효율이 모두 증가하였다.

향후 출구 안내익에도 적용하여 전산해석기법의 유용성을 검증하고자한다.

후 기

본 연구는 경상대학교 교수연구년제 연구지원사업의 지원으로 수행되었습니다.

References

- [1] 2011, Kim, J.W., Kim, J.H., Lee, C. and Kim, K.Y., "High-Efficiency Design of a Ventilation Axial-Flow Fan by Using Weighted Average Surrogate Models,"(in Korean) *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. B*, Vol.35, No. 8, pp.763-771.
- [2] 2009, Cho, C.H., Cho, S.Y., Ahn, K.Y. and Kim, Y.K., "Study of an Axial-Type Fan Design Technique Using an Optimization Method," *J. Process Mechanical Engineering*, Vol. 223, pp.101-111.
- [3] 2010, Lee, C. and Kil, H.G., "A Computerized Design System of the Axial Fan Considering Performance and Noise Characteristics," (in Korean) *J. Fluid Machinery*,

- Vol.13, No. 2, pp.48-53.
- [4] 2006, Jang, C.M., Samad, A. and Kim, K.Y., "Optimal Design for Stacking Line of Rotor Blade in a Single-Stage Transonic Axial Compressor," (in Korean) *J. Fluid Machinery*, Vol.9, No. 3, pp.7-13.
- [5] 1993, Kim, B.N. and Chung, M.K., "Off-Design Performance Prediction of an Axial Flow Compressor Stage Using Simple Loss Correlation," (in Korean) *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. B*, Vol.18, No. 12, pp.3357-3368.
- [6] 2000, Chung, H.T., Park, J.Y. and Baek, J.H., "Numerical Analysis of Rotor-Stator Interaction Flow Fields in Axial Flow Compressor Using Two Dimensional Navier-Stokes Equations," (in Korean), *Proc. 1st NCFES*, Muju, Korea, pp.1-4.
- [7] 2008, Ha, J.H., Park, S.U., Seo, L.S. and Mo, Y.W., "Fluid Machinery," (in Korean) *Bomoondang*, pp.325-328.
- [8] 1960, Lieblein, S., "Incidence and Deviation-Angle Correlations for Compressor Cascades," *J. Basic Eng. (trans. ASME)*, Vol.82, pp.101-112.
- [9] 1961, Kovach, K. and Sandercock, D., "Aerodynamic Design and Performance of Five Stage Transonic Axial Flow Compressor," *J. Eng. Power (trans. ASME)*, Vol. 83, pp.303-321.
- [10] 2009, ANSYS CFX-Solver Modeling Guide. Ver.12.1, ANSYS Inc.
- [11] 2010, Park, T.G., Jung, I.S., Chung, H.T., Park, J.Y., Kim, S.M. and Baek, J.H., "Numerical investigation of The Effect of the Stagger Angle on the Aerodynamic Performances in the Vaned Diffuser of a Centrifugal Compressor," (in Korean) *J. Comput. Fluids Eng.*, Vol.15, No.3, pp.60-65.