

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(6), 468-476(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.6.468

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

이중구조팬의 Conic Winglet 최적설계

김진욱*, 김우택*, 류민형*, 조이상**, 조진수***

Optimal Design for a Conic Winglet of a Dual Type Combined Fan

Jin-Wook Kim*, Woo-Teak Kim*, Min-Hyoung Ryu*, Lee-Sang Cho** and Jin-Soo Cho***

Department of Mechanical Engineering, Hanyang Univ.*,

Department of Mechanical & System Engineering, Hansung Univ.**,

School of Mechanical Engineering, Hanyang Univ.***

ABSTRACT

In this study, the conic winglet which is made by rotating wing tip airfoil by each 3 axis is applied to the dual type combined fan to reduce the wing tip leakage loss. Computational Fluid Dynamics is used to calculate the loss and optimum technique is used to get minimum loss. Optimization results shows that total pressure loss coefficient was reduced by 3.4 %, and optimization model was a bended shape at the end of wing forward to pressure side.

초 록

본 연구에서는 이중구조를 갖는 팬의 날개 끝에서 발생하는 손실을 저감시키기 위하여 바깥 날개 끝 익형단면을 세 축으로 회전시키는 Conic winglet을 적용하였다. 손실을 계산하기 위하여 CFD 전산해석을 수행하였으며, 최소의 손실을 얻기 위하여 최적화를 수행하였다. 최적화 결과 Conic winglet은 바깥 날개 끝의 후단 부근에서 압력면 쪽으로 휘어진 형상을 보였으며 이 형상은 날개 끝에서 발생하는 전압력 손실을 3.24 % 저감시켰다.

Key Words : Conic Winglet, Kriging, Optimal Latin-Hypercube Design(OLHD), Evolution Algorithm(진화 알고리즘), Tip Leakage Flow(날개 끝 누설 와류), Total Pressure Loss Coefficient(전압력손실계수), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학)

1. 서 론

팬은 회전하는 축에 날개를 부착하여 공기의 흐름을 발생시키는 역할을 하며, 가정용 선풍기, 에어컨, 컴퓨터의 쿨링 팬 등에서부터 산업용 압축기, 항공기의 터빈 등 많은 곳에서 사용되고

있다. 팬은 공력성과 안전성을 높이기 위하여 주로 팬을 감싸고 있는 덕트와 함께 구성되며 정지된 덕트와 함께 구성된 팬은 덕트 벽면과 팬의 날개 끝 사이에서 복잡한 유동이 발생 된다. 이 복잡한 유동은 날개 끝의 누설유동, 환형 벽면경계층 유동, 그리고 팬에 의한 와류의 상호작용에

† Received : January 16, 2016 Accepted : May 10, 2016

*** Corresponding author, E-mail : jscho@hanyang.ac.kr

의하여 발생하게 된다[1]. 날개 끝의 누설와류는 날개의 압력면과 흡입면 사이의 압력차에 의하여 발생하며 발생한 누설와류는 팬의 공력손실에 큰 영향을 미친다[2].

최근 팬의 날개 끝 형상을 변형시켜 손실을 줄이는 연구가 진행되고 있다. Gallimore[3]등은 압축기의 팬 날개에 상반각을 적용하였다. 이 상반각의 적용은 벽 끝에서 완전한 속도 프로파일을 형성시켜 손실을 줄여주며, 허브 코너와 팁 간극에서의 손실을 줄여준다는 것을 밝혔다. Akturk[2]등은 5가지 날개 끝의 모양을 선정하여 축방향, 반경방향, 회전방향의 속도성분을 실험을 통하여 계측하였다. 5가지 형상 중 날개 끝 후단을 압력면 방향으로 연장시킨 형상에서 유동의 운동에너지가 효과적으로 증가시킴을 알 수 있었으며 날개 끝에서의 운동량 결손을 줄였다. 또한 팬의 유량계수를 약 18.6% 증가 시켰다. Jung[4]등은 원심 압축기 날개의 앞전부근과 뒷전부근의 간극의 크기를 선형적으로 변화시켜 성능과 손실을 연구하였다. 연구 결과로 날개의 앞전부근에서 날개 끝 간극을 조절하는 것보다 뒷전부근에서 날개 끝 간극을 조절하는 것이 날개 끝 간극에 의한 누설 유동을 방지하는데 효과적이라는 것을 밝혔으며 뒷전부분의 날개 끝 간극을 조절하여 누설 유량을 24% 감소시켰다. Ryu[5]등은 소형 무인항공기 추진용 덕트드 팬에서 공력특성과 비정상 3차원 유동장을 측정하여 날개 끝에서 와류가 발생함을 연구하였다. Stagler[6]등은 축류팬에 대하여 Conic winglet과 와류 발생기를 적용시켜 날개 끝 와류를 조절함으로써 공력 손실을 저감시켰다. 공력손실 계산을 위해 Lattice-Boltzmann method(격자 볼츠만 법)를 이용하였으며 유전자 알고리즘을 최적화 기법으로 이용하였다. Conic winglet을 적용함으로써 팬에서 발생하는 체적유량을 4% 증가시켰다.

날개 끝 와류에 의한 손실을 저감시키는 것은 회전기계의 손실을 줄이기 위한 주요 방법으로 사용되어왔다. 대부분 이러한 연구는 압축기에 대하여 연구가 진행 되어왔지만 송풍 팬에서 진행된 연구가 매우 적다. 본 연구에서는 송풍 팬 날개 끝 와류에 의한 손실을 줄이기 위하여 날개 끝 익형의 회전만으로도 쉽게 날개 끝 형상을 변형시킬 수 있으며 추가 부착물을 통해 재료의 낭비가 필요 없는 Conic winglet을 이용하였다.

본 연구에서 Conic winglet을 적용시킨 팬은 외부 날개와 내부 날개를 얇은 링으로 연결시킨 이중구조 팬을 사용하였다. 이중구조팬은 성능이 다른 두 가지 팬을 내부와 외부에 배치하여 공력 성능을 높인다. Balmuda[7]는 선풍기의 팬으로

날개의 수가 다른 내부 축류 팬과 외부 축류 팬을 결합시킨 이중구조팬을 사용하였다. 축류팬과 축류팬을 결합시킨 이중구조팬은 양산시 생산성을 고려하면서 날개의 면적을 키워 공력적 성능을 높였다. 컴퓨터용 쿨러 개발업체 Zalman tech[8]는 컴퓨터용 쿨러에 이중구조팬을 이용하여 공기의 흐름을 더욱 빠르게 함으로써 컴퓨터의 냉각성능을 높였다.

본 연구에서는 내부에 사류팬이 위치하고 있으며 외부에는 축류팬이 위치하는 이중구조 팬의 공력해석을 수행하였다. 내부에 위치한 사류팬은 압력을 높일 수 있는 장점을 가지고 있으며 외부에 위치한 축류팬은 많은 유량을 갖는 장점을 가지고 있다.

본 연구에서는 사류팬과 축류팬이 결합된 이중구조팬의 바깥 날개 끝 부분을 Conic winglet을 적용시켜 공력 손실을 저감시키는 것을 목적으로 한다. 공력성능 및 압력손실을 측정하기 위하여 CFD(Computational Fluid Dynamics) 전산 해석을 이용하였으며 손실을 최소화하기 Conic winglet 형상의 최적화를 수행하였다. Conic winglet의 형상최적화를 위해 실험계획법을 사용하여 반응면을 생성한 후 최적설계를 수행하였다. 팬의 성능을 유지하며, 날개 끝단 형상의 최적화를 수행하였다.

II. 본 론

2.1 기본 형상

Figure 1은 Conic winglet을 적용 한 이중구조팬의 기본형상을 나타낸 것으로 내부는 사류 형태 그리고 외부는 축류 형태로 사이에 관형 링으로 구분된 이중구조 팬이다. Table 1에 Base model의 형상 정보를 나타내었다. 내부와 외부에는 각각 4개와 5개의 날개로 구성된다. 전체 직경은 250 mm이며 내부 팬의 직경은 218.5 mm

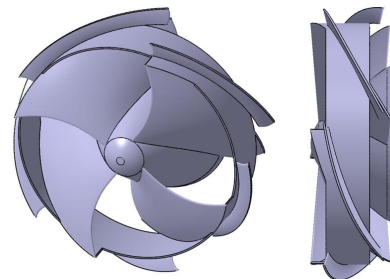


Fig. 1. Base model

Table 1. Specifications of the base model

Fan diameter	250 mm
Inner fan diameter	218.5 mm
Ring diameter	221.1 mm
Ring thickness	2.6 mm
Tip clearance	4 mm
Hub cone angle	29.5°
Number of inner blades	4
Number of outer blades	5
Rotational speed	1,020 rpm

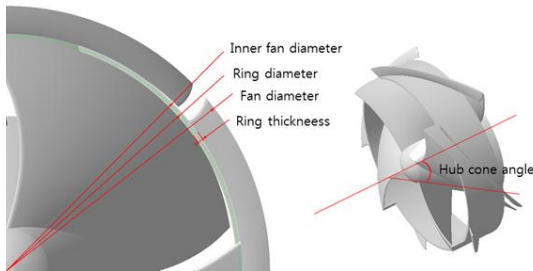


Fig. 2. Base model specification

이다. 내부 팬과 외부 팬 사이의 링의 두께는 2.6 mm이며 그 위치, 즉 외부 팬의 허브의 직경은 223.7 mm이다. 내부 팬 허브 콘의 각도는 29.5°이며 날개 끝 간극은 4 mm이다. 그 위치는 Fig. 2에 나타내었다.

2.2 전산해석

2.2.1 지배방정식

바깥 날개에 Conic winglet을 적용한 이중구조 팬의 전산해석을 위해 Ansys社의 CFX Academic Ver. 15.0을 사용하였다. 식 (1), (2)는 Ansys CFX에서의 3차원 비압축성해석에 사용되는 지배방정식이며 Navier-Stokes 방정식을 수정한 식이다. 식 (1)은 연속방정식이며, 식 (2)는 운동량 방정식을 나타낸다[9].

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \nabla \cdot \vec{v} = 0 \quad (1)$$

$$\rho \frac{D\vec{v}}{Dt} = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{v} + \rho \vec{g} \quad (2)$$

본 연구에서는 2-방정식 난류모델인 k-ε 난류 모델을 이용하여 Conic winglet에 의한 공력성능과 손실을 전산해석을 통해 수행하였다. k-ε 난류모델은 벽에서 멀리 떨어진 부분의 유동을 예측하는데 사용하기 좋으며 격자수를 줄여 계산시

간을 빠르게 할 수 있다는 장점이 있다[9].

2.2.2 경계조건

전산해석을 위하여 해석 도메인은 Fig. 3과 같이 한국 산업 규격인 KS B 6311의 송풍기 시험 규격과 같은 방식으로 도메인을 설정하였다. 팬의 후방으로 직경의 10배의 길이로 출구 도메인을 설정하였고, 팬의 전방으로 팬 직경의 2배 길이로 입구 도메인을 설정하였다. Inlet은 일정한 압력조건에서 유동의 출입이 자유로운 Opening 조건으로 설정하였으며 Outlet은 유량조건으로 작동점에서의 유량값인 8 CMM을 설정하였다. 나머지 부분은 Wall로 점착조건을 설정하였다. 회전영역과 비회전영역이 만나는 면에는 정상상태 해석에 적합한 Stage interface조건을 주었다. Stage interface 조건은 설치각의 변화에 성능 편차가 적다는 장점이 있다[10].

팬의 회전을 묘사하기 위해서 Multiple Frame of Reference(MFR)기법을 사용하였다. MFR은 Ansys CFX에서 비회전영역과 회전영역을 구분하는 기법으로, 격자의 경계를 이어주는 General grid interface을 기반으로 한다. 주로 회전기계의 회전자와 고정자의 경계면에 사용하며 회전영역과 비회전영역이 모두 존재하는 상황에 적용한다 [11]. 따라서 입구와 출구 도메인을 제외한 팬이 회전하는 영역을 MFR로 지정하여 전산해석을 수행하였다.

이중구조 팬의 성능과 손실을 평가하기 위하여 정압상승 값(ΔP_s)과 전압력 손실계수(C_{Pt})를 사용하였다. 정압상승은 KS B 6311의 송풍시험과 같이 팬에서 8.5D 후방에서의 측정하는 정압상승 값을 이용하였다. 전압력 손실계수는 식 (3)과 같이 나타낸다.

$$C_{Pt} = \frac{P_{t,1} - P_t}{\frac{1}{2} \rho U_1^2} \quad (3)$$

이 식에서 U_1 은 팬 입구에서 바람의 속도이며 $P_{t,1}$ 은 입구에서의 기준 전압력, P_t 는 측정 위치에서 국소 전압력이다. 본 연구에서는 측정면에서 질량유량으로 평균된 전압력 손실계수($\overline{C_{Pt}}$)와

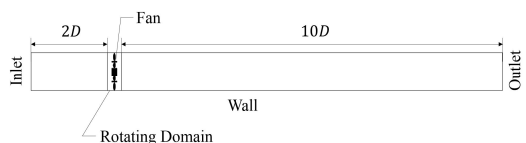


Fig. 3. Computational domain

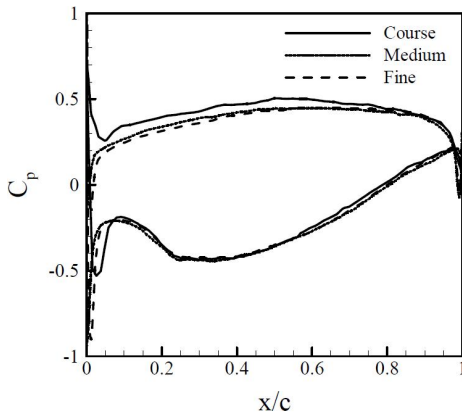


Fig. 4. Grid independence test

원주방향 길이로 평균된 전압력 손실계수($\overline{C_{P_{t,\theta}}}$)를 사용하였다.

2.2.3 격자의존성

본 연구에서 전산해석 시 계산시간 절감을 위해서 격자의존성 검사를 수행하였다. 격자의존성 검사를 위하여 바깥 날개의 중간 스펜에서의 압력계수를 이용하였다. 격자수는 각각 성긴 격자 약 276만개, 중간 격자 약 478만개, 조밀한 격자 약 687만개로 전산해석을 수행하였다. 결과는 Fig. 4와 같이 중간 격자와 조밀한 격자의 차이가 거의 없었으나 중간격자와 성긴 격자는 압력면에서 차이를 보였다. 따라서 본 연구에서 조밀한 격자로 수행하였을 때 보다 시간 절감이 가능하며 비교적 정확한 결과를 보이는 중간 격자의 수로 전산해석을 수행하였다.

2.2.4 성능시험 및 검증

이중구조 팬의 성능시험 및 검증을 위하여 한국 산업 규격 KS B 6311 송풍기시험 및 검사방법을 사용하였다. Fig. 5는 송풍기 시험에 사용된 송풍기 시험기이며 송풍기 시험기의 가변 배출 장치를 이용하여 유량을 조절하며 정압상승을 측정한다. 유량에 따라 송풍기 시험기의 노즐을 달리하여 측정한다[12]. 송풍기 실험을 통해 측정된 값은 KS B 6311 송풍기 시험 및 검사 방법에 따라 다음 식 (4)~(12)에 의하여 송풍기의 정압 상승 값을 구한다. 여기서 Y 는 노즐의 팽창계수, C 는 노즐의 유량계수, D_{h3} 는 3 영역에서 수력지름, f 는 마찰계수, L_e 는 Straightener의 특성길이이며 P_t , P_v , P_s 는 각각 송풍기의 전압, 동압, 정압을 의미한다.

실험 모델은 목업 모델로 3D프린터를 이용하여 제작되었다. 팬의 구동을 위한 모터의 장착 때문에 팬과 함께 구성된 스테이터와 덕트를 포

함하였으며 전산해석에서도 이와 같이 스테이터와 덕트를 포함하여 전산해석을 수행하였다.

$$Q_4 = Y\sqrt{2\Delta P/\rho_4} \sum (CA_5) \quad (4)$$

$$Q = Q_4 \left(\frac{\rho_4}{\rho}\right) \quad (5)$$

$$V_3 = \left(\frac{Q}{A_3}\right) \left(\frac{\rho}{\rho_3}\right) \quad (6)$$

$$P_{V3} = \left(\frac{V_3}{\sqrt{2}}\right)^2 \rho_3 \quad (7)$$

$$P_V = P_{V3} \left(\frac{A_3}{A_2}\right)^2 \left(\frac{\rho_3}{\rho_2}\right) \quad (8)$$

$$P_{t1} = 0 \quad (9)$$

$$P_{t2} = P_{s3} + P_{v3} + f \left(\frac{L_{2,3}}{D_{h3}} + \frac{L_e}{D_{h3}}\right) P_{v3} \quad (10)$$

$$P_t = P_{t2} - P_{t1} \quad (11)$$

$$P_s = P_t - P_s \quad (12)$$

Figure 6은 KS B 6311에 따른 실험 결과와 전산해석 결과를 비교한 것이다. 실험과 전산해석

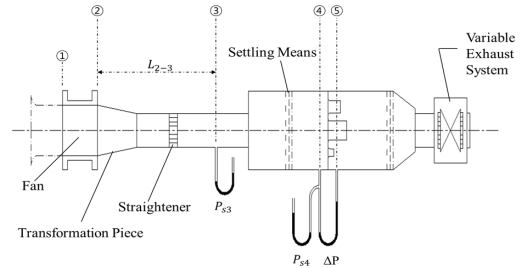


Fig. 5. Fan tester rig

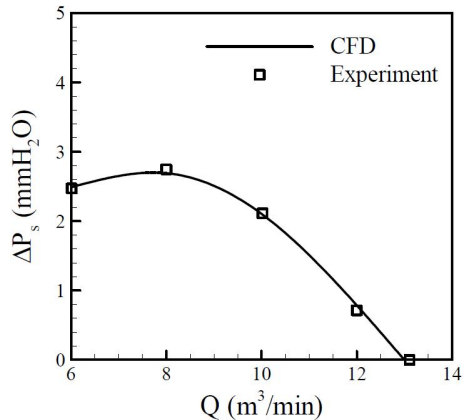


Fig. 6. Comparison of the performance curve with CFD and Experimental results

은 팬의 8 CMM 유량 작동점에서 정압상승 값이 2.08%의 오차를 보였다. 실험결과와 전산해석 결과를 비교하였을 때 비교적 경향성과 그 값이 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 따라서 본 연구에 사용하는 이중구조팬에 대한 전산해석기법이 타당함을 확인하였다.

2.3 최적설계

본 연구에서는 팬 바깥 날개 끝에서 손실을 줄이기 위하여 Conic winglet의 최적화를 진행하였다. 최적화를 위한 설계문제 정식화는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} &\text{Find} && \varphi_1, \varphi_2, \varphi_3 \\ &\text{to minimize} && \overline{C_{pt}} \\ &\text{subject to} && \Delta P_s \geq 1.6858 \text{ mmH}_2\text{O} \end{aligned}$$

최적화를 위하여 팬 후방에서의 질량유량으로 평균된 전압력 손실계수($\overline{C_{pt}}$)를 최소화 하는 것을 목적함수로 설정하였다. 구속 조건으로 최적화모델의 정압상승 값(ΔP_s)이 기본모델의 정압상승 값 보다 작아지지 않게 설정하였다.

설계 변수($\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$)는 Fig. 7에 나타내었으며 Conic winglet의 적용위치와 방법을 도시했다. Conic winglet의 적용 위치는 외부 날개의 허브로부터 스패방향 길이의 0.8 스패 떨어진 거리부터 적용하였다[6]. Conic winglet은 날개 끝 익형 단면의 회전으로 형성된다. 익형 단면은 허브 중심축에 대한 회전(φ_1), 허브 중심과 날개 끝 단면을 이어서 생기는 축에 대한 회전(φ_2), 앞의 두 축에 수직하는 축에 대하여 회전(φ_3)한다. 각 회전 각도의 범위는 0.8 스패의 익형과 날개 끝의 익형을 이어주는 스플라인의 중첩이 없는 범위로 $-1^\circ \sim 1^\circ$ 로 정하였다.

최적설계 과정은 Fig. 8에 나타낸 바와 같이 손실 저감을 위한 설계문제를 정식화 한 후 설계

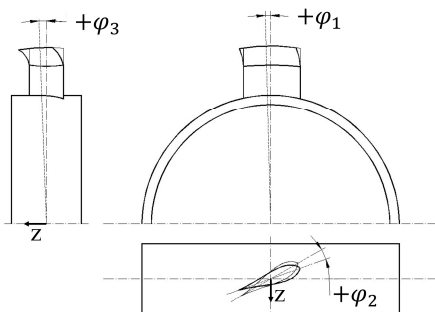


Fig. 7. Definitions of conical winglet

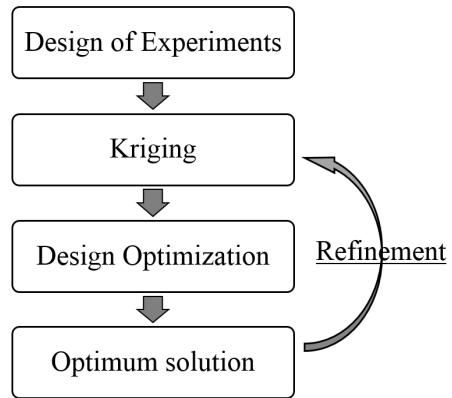


Fig. 8. Optimization process

변수를 실험계획법을 이용하여 실험점을 구한다. 구해진 실험점에서 전산해석을 수행하고, 그 결과값으로 반응면을 형성한다. 생성된 반응면을 이용하여 앞서 정의한 목적함수와 구속조건을 만족하는 최적해를 찾아낸다.

본 연구에서는 최적해를 도출해낼 때까지 최적화를 통하여 나온 결과를 실험점의 한 부분으로 취급하여 다시 반응면을 생성하고 최적해를 도출해 내는 과정을 반복했다.

2.3.1 실험계획법

Conic winglet의 최적화 형상을 찾기 위하여 최적화 프로그램인 Pidotech 社의 PIA_{NO} v4.0을 이용하였다. 반응면 생성을 위한 실험계획법으로 Optimal Latin-Hypercube Design (OLHD)를 사용하였다. OLHD는 실험점을 랜덤 방식으로 구성하는 Latin-Hypercube Design을 내부 최적화를 통해 실험점 사이의 간격을 넓게 하여 골고루 퍼지게 한다[13].

변수의 최소 실험횟수를 정하기 위한 식은 식 (13)과 같다. $nSAT$ (the number of saturated point)는 최소 실험횟수를 의미하여 NDV (the number of design variables)는 변수의 개수를 의미한다. 변수가 10개 이하인 경우 실험 수는 $1.5 \times nSAT$ 개, 변수가 10개 이상인 경우는 $10 \times nSAT$ 개로 정의한다[14].

본 연구에서 팬에 적용한 Conic winglet의 변수는 3개로 변수가 10개 이하이기 때문에 최소 실험점의 개수는 15개이다.

$$nSAT = \frac{(NDV+1)(NDV+2)}{2} \quad (13)$$

2.3.2 반응면 생성

실험계획법에 의해 생성된 실험점을 전산해석

을 수행하였으며 그 결과를 이용하여 반응면을 생성하였다. 반응면 생성 기법으로 전산해석의 결과인 실험점을 정확히 지나고 전산해석에 적합한 보간모형을 사용하였다. 보간모형은 크리깅(Kriging)기법과 방사상 기반함수(Radial Basis Function)기법이 대표적이다.

본 논문에서는 보간모형로 크리깅기법을 이용하였다. 크리깅기법은 전역모델과 국부편차의 합으로 이루어지며 심한 비선형성을 잘 예측해주는 장점이 있다[15].

2.3.3 최적화

생성된 반응면을 이용하여 최적화를 진행하였다. 본 연구에서는 최적화 기법으로 진화 알고리즘(Evolutionary Algorithm)을 사용하였다. 진화 알고리즘은 자연의 유전적인 변이와 자연선택에 의한 적자생존의 원리를 이용한 최적화 방법이다. 유전자 알고리즘은 변수 군들 사이에서 상위의 결과를 나타내는 변수를 선정한다. 선정된 변수들을 서로 재결합을 시켜 돌연변이 변수를 만든다. 돌연변이 변수는 다시 원래의 변수 군으로 돌아가게 되며 최적화과정을 반복하게 된다. 진화 알고리즘은 유전자 알고리즘과 달리 객체를 유전자화 하지 않고 실수를 직접 사용한다. 또한 상대적으로 적은 양의 식이 필요하므로 유전자 알고리즘에 비하여 상당히 계산시간이 빠르다는 장점이 있다[16].

본 연구에서는 최적화를 위해서 팬 후방에서의 전압력 손실계수를 목적함수로 설정하였다. 구속 조건으로 기본모델의 정압상승 값 이상으로 설정하였다.

2.4 결과

Table 2는 최적화 형상과 기본 형상의 변수 값과 결과를 나타낸다. 최적화 결과 φ_1 은 -0.0377° , φ_2 는 0.1090° , φ_3 은 0.1305° 이며 정압상승은 $1.7076 \text{ mmH}_2\text{O}$, 전압력손실계수는 0.8045 이다. 최적화모델은 기본모델과 비교하여 정압상승 값은 1.29% 증가하였고 손실계수는 3.42% 감소하여 구속조건과 목적함수를 모두 만족하였다. 최적화 형상은 바깥 날개 끝 후단 부근이 압력면 쪽으로 휘어진 형상이다.

Table 3은 크리깅 근사모델의 추정값을 전산해석을 통해 구한 결과값을 비교하여 나타내었다. 정압상승의 경우 근사 추정값과 전산해석 결과는 0.90% 의 오차를 보였으며 전압력손실계수는 0.55% 의 오차를 보여 비교적 신뢰할 수 있는 결과를 얻었다는 것을 확인하였다.

Table 2. Optimized design results

	φ_1 (deg.)	φ_2 (deg.)	φ_3 (deg.)	ΔP_s (mmH ₂ O)	$\overline{C_{Pt}}$
Base design model (CFD)	0	0	0	1.6858	0.8246
Optimum model (CFD)	-0.0377	0.1090	0.1305	1.7076	0.8045
Increments	-0.03%	0.11%	0.13%	1.29%	-3.42%

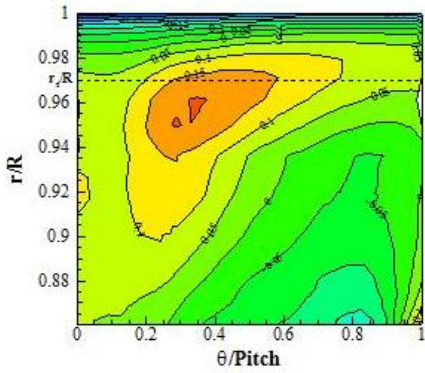
Table 3. Comparison approximated model predicted results and CFD results

	φ_1 (deg.)	φ_2 (deg.)	φ_3 (deg.)	ΔP_s (mmH ₂ O)	$\overline{C_{Pt}}$
Optimum model (Kriging)	-0.0377	0.1090	0.1305	1.7231	0.8089
Optimum model (CFD)	-0.0377	0.1090	0.1305	1.7076	0.8045
Error	-	-	-	0.90%	0.55%

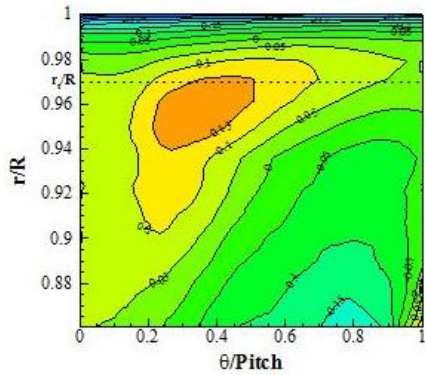
2.4.1 전압력손실계수 분포

Figure 9는 최적화 모델과 기본모델의 바깥 날개의 뒷전 1.1 코드길이에서 전압력손실 분포를 나타낸다. Fig. 9 (a)는 기본모델의 전압력손실계수의 분포이며 Fig. 9 (b)는 최적화 모델의 전압력손실계수의 분포를 나타낸다. 날개 끝 길이와 덕트의 반지름의 비(r_{tip}/R)는 0.97 이다. 가로 축은 날개와 다음 날개 사이를 피치 각으로 정규화 한 것이다. 날개 끝의 간극에서 발생하는 날개 끝 누설와류에 의하여 날개 끝의 뒷전 부분에서 높은 전압력손실이 생긴다. Chea[17]등은 전압력손실계수를 이용하여 입사각에 따른 틱 누설와류를 연구한 바가 있으며 날개 끝 누설 와류에 의하여 날개 끝 뒷전 이후에 큰 손실이 생김을 확인하였다. 본 연구에서는 손실이 가장 큰 날개 끝 뒷전에서 전압력손실계수는 기본모델보다 최적화 형상에서 더 작게 나타났다.

Figure 10은 바깥 날개의 뒷전 1.1 코드길이에서 반경에 따른 원주 방향으로 평균된 전압력 손실계수 그래프이다. 날개 끝 부분에서 가장 큰 손실이 나타나며 최적화 모델은 기본모델보다 전반적으로 손실이 저감되었다. 특히 날개의 끝 부분에서 다른 부분보다 크게 손실이 감소되는 것을 볼 수 있다. Conic winglet은 전반적인 손실과 날개 끝 쪽에서 발생하는 손실을 저감시킨다는 것을 알 수 있다.



(a) Base model



(b) Optimum model

Fig. 9. Total pressure loss coefficient distribution at 1.1 c

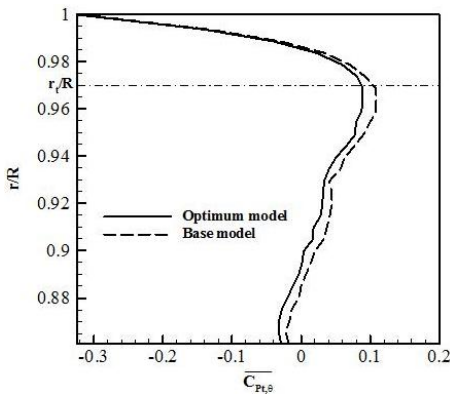


Fig. 10. Circumferential direction averaged total pressure loss coefficient distribution at 1.1c

2.4.2 난류강도 분포

난류강도를 통한 손실을 확인하기 위해 날개 앞전으로부터 0.07시위 떨어진 거리에서부터 0.12

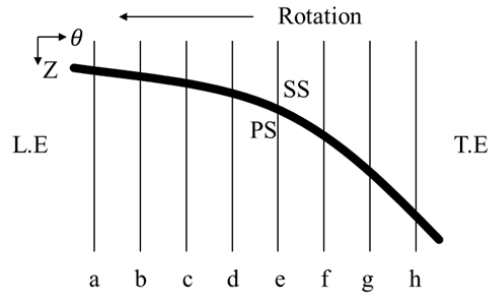


Fig. 11. Position of measuring sectional plane

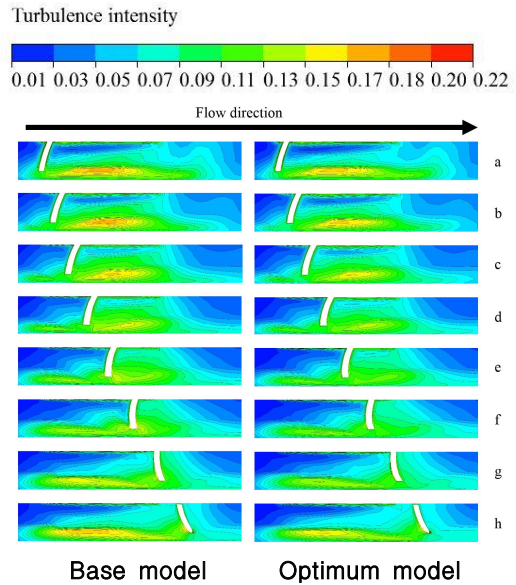


Fig. 12. Comparison of turbulence intensity

시위 간격으로 8등분하여 면을 만들었으며 각 면의 분포 위치는 Fig. 11에 나타내었다.

난류강도는 식 (14)와 같다[18]. u' 은 난류의 난동성분이고 k 는 난류운동에너지로 난류 난동성분의 평균평방근이다. U 는 계산된 속도의 평균평방근이다.

$$TI \equiv \frac{u'}{U} \tag{14}$$

$$u' \equiv \sqrt{\frac{1}{3}(u'^2_x + u'^2_y + u'^2_z)} = \sqrt{\frac{2}{3}k} \tag{15}$$

$$U \equiv \sqrt{U^2_x + U^2_y + U^2_z} \tag{16}$$

Figure 12는 Fig. 11의 면에서의 난류 강도 분포이다. 날개 끝 간극에서 빠져나와 흡입면쪽으로 향하는 유동으로 인하여 날개가 지나간 후인

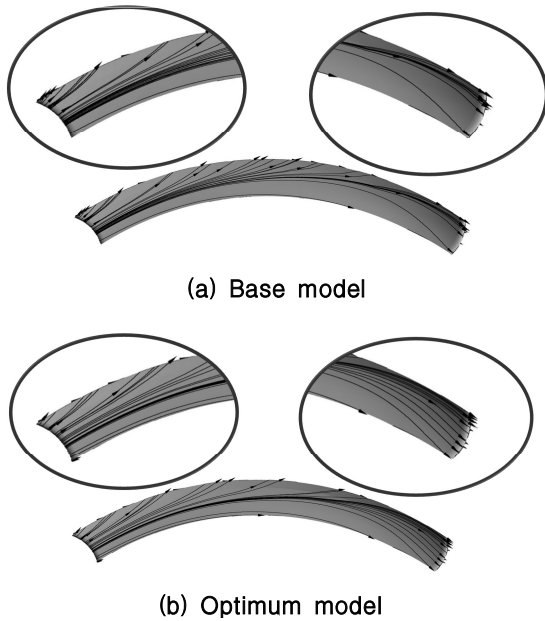


Fig. 13. Streamline at pressure side

흡입면 방향에서 높은 난류강도를 나타낸다. 날개의 앞전 쪽(a-c)에서 보이는 강한 난류강도는 이전 날개에 의한 영향이다. 날개가 지나간 후 난류강도는 기본 모델보다 최적화 모델에서 작게 나타난다. 중간 코드(e)의 날개 끝에서 난류강도가 비교적 큰 영역이 발생하는데 이 영역은 날개 끝 와류에 의하여 높은 난류강도를 보이는 영역이며 기본 모델과 최적화 모델을 비교하였을 때 최적화 모델이 더 적은 난류강도를 나타낸다. 날개 끝에서 강하게 발생하는 난류강도의 원인은 날개 끝에 의한 와류이다[19]. 최적화 형상에서 Conic winglet의 적용으로 흡입면 쪽으로 퍼져나가는 난류강도와 중간코드 날개 끝의 난류강도가 기본모델보다 상대적으로 작게 나타났다. 따라서 최적화를 통하여 날개 끝에서 발생한 와류의 세기를 감소시켰고 날개 끝의 손실을 줄였음을 확인할 수 있다.

2.4.3 압력면 유선분포

Figure 13은 바깥 날개의 압력면에서 유선 분포이다. 날개의 앞전에서 시작된 유선은 날개 끝으로 가면서 흡입면 방향으로 타고 올라간다. 압력면에서 흡입면 방향으로 이동하는 유동은 흡입면의 유동과 만나 와류를 발생시켜 손실을 만든다. 따라서 흡입면 방향으로 올라가는 유동이 적을수록 날개 끝에 의한 손실이 저감된다.

Figure 13 (a)는 기본모델의 바깥날개 압력면에서의 유선 분포이며 Fig. 13 (b)는 최적화 형상의

바깥 날개의 압력면에서 유선 분포이다. 날개 끝 전단 부근에서 흡입면 쪽으로 올라가는 유선의 양이 최적화 형상에서 기본모델과 비교하여 적은 양이며 고루 퍼지는 것을 확인할 수 있다. 날개 끝의 뒷전 부근에서는 유선이 흡입면 쪽으로 올라가지 않고 날개 안쪽으로 유선이 형성된 것을 볼 수 있으며 뒷전에서도 유동이 고루 퍼져있는 것을 확인할 수 있다. 최적화 결과 날개 끝 형상이 뒷전에서 압력면 방향으로 휘어짐을 보이는 데 이 휘어진 형상이 유동을 고루 퍼지게 하며 흡입면을 향해 올라가는 것을 방지한 것으로 판단된다.

III. 결 론

Conic winglet을 적용한 이중구조팬을 CFD 해석과 최적화 기법을 이용하여 날개 끝에서 생기는 날개 끝 와류에 의한 손실을 최소화하였다.

실험계획법으로 OLHD를 이용하였으며 반응면은 크리깅기법을 이용하여 생성하였고 최적화 기법으로 진화 알고리즘기법을 사용하였다. 변수는 날개 끝의 익형 단면을 회전시키는 각도로 설정하였다. 목적함수로 전압력손실계수를 이용하였으며 구속조건은 기본 모델의 정압상승 값 이상으로 주었다. 본 연구에서는 난류강도와 전압력손실계수 분포를 통하여 손실의 주원인을 파악하였다.

최적화 결과 정압상승 값이 기본 팬의 성능을 만족하면서 날개 끝에 의한 손실을 3.42% 저감시켰으며 Conic winglet의 최적화 형상은 날개 끝 후단부가 압력면 쪽으로 휘어지는 형상을 보였다.

향후 본 연구를 토대로 팬에 적용된 Conic winglet이 공력소음에 미치는 영향을 연구 할 계획이며, 이를 통해 팬의 손실을 최소화 하면서 공력 소음을 저감시킬 수 있는 팬을 개발할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 ‘고효율 슬림에어컨용 송풍시스템 개발’ 과제의 일환으로, 중소기업청의 지원으로 수행 되었습니다.

References

1) Brooks, T. F., Pope, D. S., and Marcolini,

M. A., "Airfoil Self-Noise and Prediction," *NASA Reference Publication 1218*, 1989.

2) Akturk, A., Camci, C., "Axial Flow Fan Tip Leakage Flow Control Using Tip Platform Extensions," *The American Society of Mechanical Engineers*, Vol. 132, 2010.

3) Gallimore, S. J., Bolger, J. J., and Cumpsty, N. A., "The Use of Sweep and Dihedral in Multistage Axial Flow Compressor Blading-Part1: University Research and Methods Development," *The American Society of Mechanical Engineers*, Vol. 124, 2002, pp. 521~532.

4) Jung, Y. H., Park, J. Y., Choi, M. S., and Baek, J. H., "Numerical Study of Non-uniform Tip Clearance Effects on the Performance and Flow Field in a Centrifugal Compressor," *The Korean Society for Computational Fluids Engineering*, Vol. 18, No. 1, 2013, pp. 7~12.

5) Ryu, M. H., Cho, L. S., and Cho, J. S., "Experimental Study on the Aerodynamic Characteristics of the Ducted Fan for the Propulsion of a Small UAV," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2013. 7, 516~523.

6) Stadler, M., Schmitz, M. B., Ragg, P., Holman, D. M., and Brionnaud, R., "Aeroacoustic Optimization for Axial Fans with The Lattice-Boltzmann Method," *The American Society of Mechanical Engineers*, GT2012-69081, 2012.

7) Balmuda Korea Inc, "Axial Fan," 1020117028040, 2011.

8) Zalman tech Inc, "Cooling Fan," 1020140002042, 2014

9) Kim, J. W., Kim, J. H., and Kim, K. Y., "Flow Analysis and Performance Evaluation of a Ventilation Axial-Flow Fan Depending on the Position of Motor," *The Korean Society for Fluid Machinery*, Vol. 13, No. 4, 2010, pp. 25~30.

10) Lee, J. S., Jang, C. M., "Evaluation of Numerical Model for Analysing an Industrial Centrifugal Blower," *The Korea Hydrogen and New Energy Society*, Vol. 23, No.6, 2012, pp. 688~695.

11) ANSYS CFX, "Ansys CFX Release 15.0 User Guide," 2013.

12) Korean Agency for Technology and Standards, KS B 6311, "Testing Methods for Turbo-Fans and Blowers".

13) Shin, Y. S., Lee, Y. B., Ryu, J. S., and Choi, D. H., "Sequential Approximate Optimization Using Kriging Metamodels," *The Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol 9, 2005, pp. 1199~1208.

14) Wang, G. G., "Adaptive Response Surface Method Inherited Latin Hypercube Design Points," *The American Society of Mechanical Engineers*, Vol 125, 2003, pp. 210~220.

15) Cho, T. M., Ju, B. H., Jung, D. H., and Lee, B. C., "Reliability Estimation Using Kriging Metamodel," *The Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol 30, 2006, pp. 941~948.

16) Pidotech Inc, "PIAnO User's Manual," 2011.

17) Chae, B. J., Lee, S. W., "Effect of Incidence on Aerodynamic Losses in the Tip-Leakage Flow Region of High-Turning Turbine Rotor Blade", *The Korean Society for Machinery*, Vol. 13, 2010, pp. 41~47.

18) Shin, Y. H., Kim, K. H., and Son, B. J., "Experimental Study on Impeller Discharge Flow of a Centrifugal Compressor," *The Society of Air-conditioning and Refrigerating Engineers of Korea*, Vol. 10, No. 4, 1988, pp. 483~494.

19) Yoon, J. H., Lee, S. J., "Stereoscopic PIV Measurements of Flow behind an Isolated Low-speed Axial-fan," *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 28, 2004, pp. 791~802.