

축류 마이크로 팬의 전산해석 및 성능시험

조진수* · 변태균** · 박왕식*** · 전창근****
(1999년 1월 7일 접수)

A Numerical Analysis and Experiment for Micro-Fans

Jinsoo Cho, Taekyoon Pyun, Wangsik Park and Changkun Chun

Key Words : Micro-Fan (마이크로 팬), Flow Coefficient (유량계수), Static Pressure Coefficient (압력 계수), Sound Pressure Level (음압 레벨)

Abstract

A three dimensional linear frequency-domain lifting surface panel method was used for the aerodynamic analysis of axial flow type micro-fans. As proven by the duct modeling, the tip clearance of the micro-fans tested is large enough to ignore the calculated effect of the duct system. As the numerical results and experimental data agreed well in the operating point region, the method was applicable in the parametric studies to determine the design parameters of axial flow fans. Experiments on micro-fans were carried out based on KS B 6311. The newly designed micro-fan showed improvements in both static pressure rise and volumetric flow rate compared to the existing fans at a given operating condition. No detection of surging and the smooth characteristic curve proved the improvement in performance. To reduce the fan noise in the fan design, it was necessary to make use of the frequency spectrum analysis data. Measurement of sound pressure level for micro-fans was conducted based on KS B 6361 and KS A 0705. The peak - which occurs at blade passage frequency and its higher harmonics due to the fan noise - was not detected. This justifies the design methodology of the blade.

기호설명

A : 팬의 환상 유로 면적, (m^2)
 BPF : 날개 통과 주파수
 c : 시위 길이, (mm)
 CMM : 유량의 단위, (m^3/min)
 C_p : 압력 계수
 C_T : 추력 계수 = $thrust / \rho N^2 D_o^4$
 dC_T/dr : 국소 추력 계수
 D_i : 팬의 내경, (mm)

D_o : 팬의 외경, (mm)
 J : 전진비 = U/ND_o
 $L.E.$: 전연
 L_D : 덕트의 길이, (mm)
 L_M : 마이크로 폰과 팬사이의 거리
 M : 마하수
 N : 회전수 = $60\Omega/2\pi$, (rpm)
 N_B : 날개 수
 NP : 날개 표면의 총 패널수
 NRP : 날개 표면의 반경 방향 패널수
 NTD : 덕트 표면의 원주 방향 패널수
 NXD : 덕트 표면의 축 방향 패널수
 NXP : 날개 표면의 시위 방향 패널수
 ΔP_S : 정압 상승, ($mmAq$)
 ΔP_T : 전압 상승, ($mmAq$)
 Q : 유량, (m^3/min)
 r : 팬의 중심점부터의 반경 거리, (mm)
 R_D : 덕트 반경, (mm)
 R_{hub} : 로터 허브 반경, (mm)
 R_{tip} : 로터 팁 반경, (mm)

* 회원, 한양대학교 기계공학부

E-mail : jscho@email.hanyang.ac.kr

TEL : (02)2290-0429 FAX : (02)2281-4016

** 한양대학교 대학원 기계공학과 졸업

*** (주)삼성전기 종합연구소

**** (주)삼성전기 종합연구소

SPL	: 음압 레벨, (dB)
U	: 자유 흐름 속도, (m/s)
U_θ	: 원주 방향 속도 = $r\Omega$, (m/s)
V_a	: 절대 속도의 축 방향 성분, (m/s)
x, y, z	: 관성 좌표계

그리스문자

β	: 날개의 피치각, (deg)
$\beta_{3/4}$: 로터 반경 3/4 위치에서의 날개의 피치각, (deg)
ε	: 제어점
ε_h	: 허브 팁 비
ϕ	: 유량 계수
ρ	: 밀도, (kg/m ³)
Ω	: 로터의 각속도, (rad/s)
ψ	: 압력 계수

1. 서론

마이크로 팬(Micro-fan)은 주로 노트북과 같이 제한된 공간에 있는 중앙 처리 장치(CPU)에서 발생하는 열을 냉각시키기 위해 이용되는 소형의 단회전식 축류 팬(axial flow fan)이다. 마이크로 팬의 부착 방법은 중앙 처리 장치에 직접 체결하는 직접(direct) 방식과 노트북의 냉각 팬(cooling fan)으로 많이 채택되고 있는 단독 기구물 부착형인 간접(indirect) 방식이 있다. 냉각 용량을 향상시킬 수 있는 적절한 팬을 설계하기 위해서는 유량 및 정압 상승을 증가시키는 방법이 있다. 팬의 유량 및 정압 상승은 날개의 크기, 형상, 운전 회전수 등 다양한 설계 변수에 의해 결정되지만, 공간의 제약, 전력소비 및 소음발생에 대한 문제를 고려해야 한다. 본 연구에서는 기존의 마이크로 팬보다 높은 압력 상승과 저소음의 고성능 마이크로 팬 날개의 형상을 설계하고, 팬의 성능측정 실험을 수행했다.

팬 또는 프로펠러와 같은 회전익에 대한 성능 공력해석은 1870년대 Froude와 Drzewiecki가 제안한 날개 요소 이론(blade element theory)을 시작으로 1929년에 이르러 Goldstein의 와류 이론(vortex theory)에 의해 그 초석을 마련했으며, Theodorsen이 후류 계산을 첨가해서 더욱 발전시켰다. 이후 1974년에는 Hammond⁽¹⁾가 양력면 이론(lifting surface theory)을 회전익에 적용했으며, 1985년에는 Williams⁽²⁾에 의해 얇은 두께 분포와 작은 영각(angle of attack)의 공력 해석을 위해 양력면 패널법(lifting surface panel method)이 개발되었다. 또한, Chang⁽³⁾은 성능 계산과 날개의 최적화를 위해 와류 격자법(vortex lattice method)을 적용했다. 1991년에 Williams 등⁽⁴⁾은 양력면 패널법을 덕트와 SRP의 상호 간섭을 해석하는데 확장했다. Huang⁽⁵⁾은 1996년에 주파수 영역 패널법을 이용

한 단회전식 및 엇회전식 덕트 팬에 대한 공력 및 음향 성능의 연구 결과를 발표했다.

본 연구에서는 3차원 공력 해석을 수행하여 임의의 형상 팬에 대한 성능을 예측하였다. 각 날개의 형상에 따른 최적의 운전 속도와 최고의 유량 및 압력 상승을 전산기법에 의해 도출하고, 공기 유동에 의해 발생하는 소음에 대한 실험을 통해 날개 형상의 설계에 포함시켰다.

전산 해석 결과를 토대로 설계점(design point)에 맞는 최적의 팬 형상에 대한 원형(prototype)을 제작하여 실험했다. 실험용으로 니혼 게이키(Nippon-Keiki)사의 세파(Sepa) 팬의 팁 간극을 줄인 Model I을 제작하고, 새로운 마이크로 팬을 설계·제작하여 Model II, III라 명명했다.

마이크로 팬은 일반적인 팬에 비하여 유량 및 압력 상승이 매우 작기 때문에 기존의 팬 측정장치는 성능에 직접 영향을 미칠 수 있으므로 정확한 성능을 측정하는 것이 불가능하다. 따라서 정확한 성능 측정을 위해서는 KS B 6311⁽⁶⁾과 같은 표준화된 규격에 준하여 마이크로 팬 전용의 성능 측정장치를 설계 제작하여 실험한 후, 그 결과를 전산해석에 의한 예측 결과와 기존의 마이크로 팬과 비교했다. 또한, KS B 6361⁽⁷⁾과 KS A 0705⁽⁸⁾에 준하여 음압 성분을 분석한 후, 소음의 원인을 분석하고 기존 마이크로 팬의 소음 레벨과 비교했다.

2. 날개 형상의 설계 및 제작

일반적으로 팬을 설계하는 데에 있어서, 박리(separation)에 의한 에너지 손실 방지, 소음 감소, 날개의 입구와 출구 사이의 손실을 최소화, 그리고 정압 상승(static pressure rise)의 최대 등 고성능을 낼 수 있도록 고려해야 할 변수들로 회전 속도, 날개 각도, 날개 수, 날개의 형상 등이 있다. 특히, 마이크로 팬은 높은 허브팁비(hub-to-tip ratio)에 의한 날개 주위의 3차원 유동 특성의 영향이 크므로 날개 형상에 대한 3차원적인 고려가 필수적이며, 이와 함께 설계 과정에서 소음 저감 요소를 고려해야 한다.^(9,10)

대부분의 팬 소음에는 첫째, 날개 주위의 비정상 유동에 의한 소음과 로터 주위의 난류 경계층이 날개 후연(trailing edge)과 상호 작용으로 인하여 발생하는 소음, 둘째, 날개의 팁에서 압력면과 흡입면 사이의 큰 압력차로 인한 강한 팁 와류(tip vortex)가 덕트(duct)와 상호 작용하여 발생하는 팁 소음, 셋째, 영각이 클 경우 실속에 의한 날개 주위 비정상 상태의 유동에 의한 소음, 넷째, 비정상적인 또는 주기적인 부하로 인한 이산 소음(discrete noise), 그리고, 다섯째, 일정한 체적을 유지하는 날개가 회전하면서 유체의 체적을 주기적으로 변화 시켜서 발생하는 두께 소음이 있다. 이러한 많은 소음들에 영향을 미치는 대표적인 날개 형상에 대한 변수로 회전수, 날개의 팁 간극(tip clearance), 날개 수, 시위 길이(chord length), 캠버

(camber), 그리고, 날개의 스위프(sweep) 등이 있다. 이 변수들의 성능에 대한 독립적인 영향의 평가는 매우 어려우나, 각 변수들이 소음에 미치는 영향에 대한 많은 연구 결과가 제시되어 있다. 팬 소음은 회전수의 6 승 법칙에 따른다는 연구결과가 보고되었으며, Fukano^(9,10)는 팁 간극이 시스템 전체에 미치는 영향은 성능 뿐만 아니라, 소음 특성에서 매우 중요하다고 지적했다. 그리고, 팁 간극이 감소할수록 압력 상승이 증가하고 선회실속이 저유량 영역으로 이동함을 실험을 통해 밝혔다. 특히, 에어포일(airfoil) 날개 형상의 경우 팁 간극을 줄임으로서 성능뿐만 아니라, 팬 소음의 감소에 기여한다는 결과를 얻었다. 그러나, 팁 간극이 상당히 작으면, 오히려 효율이 감소하며, 날개 통과 주파수(Blade Passage Frequency, BPF)에 의한 소음이 뚜렷해지는 단점이 있다고 보고했다. 음향학적 상사성과 Fukano^(9,10)의 연구에 의해 날개수를 두 배로 하면 소음이 3dB 증가하고, 시위 길이를 1.75 배 증가하면 0.5dB 증가하여 시위 길이의 변화에 비해 날개 수의 증가에 의한 소음 기여도가 크다. 또한, 날개를 스위프함으로서 피크 주파수를 저주파수 영역으로 이동하고 후단 소음을 줄임으로서 소음 레벨을 감소 시킬 수 있다.

본 연구에서 적용한 날개 형상에 대한 설계 기법(blade design methodology)은 다음과 같다.

- (1) 익형은 NACA 4 계열⁽¹¹⁾을 사용했다. 각 단면에서의 회전 방향 속도 부분이 다르기 때문에 같은 국소 영각(local angle of attack)을 유지하기 위해 익형을 유선의 경로를 따르는 헬리컬면(helical surface)상에 적용했다. 즉, 유동박리와 실속의 방지를 위해 3 차원 비틀림(twist)인 헬리컬 비틀림을 적용했다.
- (2) 후단 소음의 감소를 위한 후퇴각이 10° 인 스위프 날개를 적용했으며, 팁 간극을 최소화 했다.
- (3) 정압 상승을 최대로 하기 위해 허용 범위 (geometric limit)내에서 양력면의 면적을 최대화 했다.
- (4) 실험결과를 분석하여 박리와 면적등의 요소를 고려한 설계점에 맞는 날개 각도를 결정 했다.

$$\beta = \tan^{-1} \left(\frac{U}{r\Omega} \right)$$

- (5) 날개 수(N_b)는 공진의 영향을 고려하여 허브에서 현절비(solidity)가 1 이 되는 필요 날개수에 가장 가까운 소수를 사용했다.
- (6) 날개의 두께로 인한 흐름의 방해(blockage)와 두께 소음을 감소시키기 위해 최대 두께는 제작 가능한 범위 내인 10% 이하로 했다.

위의 설계 기법을 적용한 후, 전산 해석과 실험 결과(analytic and experimental parametric study)를 통해 최종 설계한 ModelⅢ의 형상은 Fig. 1 과 같다.

설계된 마이크로 팬은 Fig. 1 과 같은 격자의 형태로 구성된 다음, Pro/Engineering 을 사용하여 표면화 작업을 하고, QDM(Quick Delivery Molding)으로 실험용의 마이크로 팬을 소량 제작했다.

Fig. 2 는 실험용으로 제작한 마이크로 팬의 30 배 확대 사진이다. 세파 팬을 수정한 Fig. 2(a)의 Model I 은 R_{tip} 을 0.5mm 증가시키고, 허브의 반경을 0.2mm 줄임으로서 양력면의 면적을 증가시켰고, 팁 간극을 줄여 고유량과 높은 압력 상승을 가질 수 있도록 했다. 허브비는 0.756 이고, $\beta_{3/4}$ 와 최대 두께는 각각 26.57° 와 7.6mm 이다. Fig. 2(b)의 ModelⅡ는 날개의 형상에 NACA 4 계열을 적용한 것으로, 허브비는 0.756 이고, 전연(leading edge)으로부터 시위 길이의 40%지점에서 캠버가 5%이며, 비틀림 각은 6.22° 이다. β_{hub} 는 26.8° 이고, β_{tip} 은 20.92° 이며, 최대 두께는 허브에서 팁까지 8.9mm 로 일정하다. ModelⅡ는 제조상의 문제로 앞전에서 정원(circle)의 형상을 가지지 못했으며, 최대 두께가 ModelⅢ에 비해 컸다. 이로 인해 실속이 발생하고, 흐름을 방해할 수 있어 성능 향상을 기

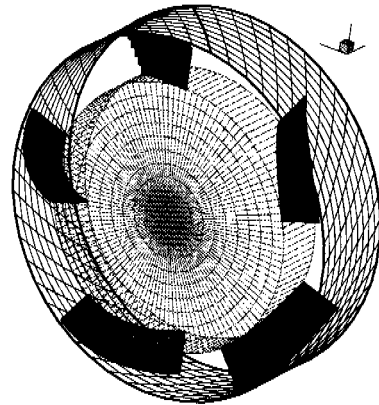


Fig. 1 Mesh of ducted micro-fan(ModelⅢ) shown as $L_D = 0.56R_{tip}$, $(NXP, NRP, NXD, NTD) = (150, 5, 0, 10)$

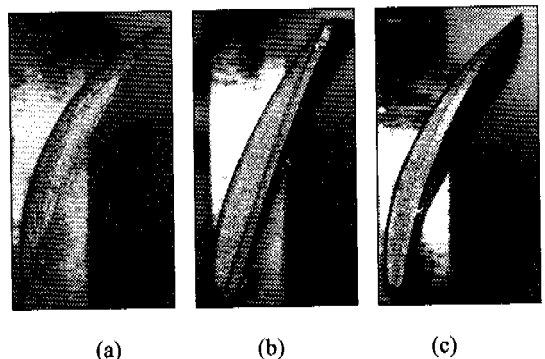


Fig. 2 Thirty times magnified view of tested micro-fans : (a) Model I , (b) Model II , (c) ModelⅢ

대하기 어려울 것으로 예상된다. Fig. 2(c)는 Model III의 확대 사진이다. Model III는 NACA 4계열을 적용했고, Model II에 비해 반경 방향으로 시위 길이를 선형적으로 증가시킴으로서 날개 면적을 증가, 최대 두께의 감소, 날개 각도의 증가가 중요한 특징이다. 허브비는 0.756 이고, 캠버는 8%이며 비틀림 각은 6.22° 이다. β_{hub} 는 28.79° 이고, β_{tip} 는 22.57° 이며, 최대 두께는 허브에서 팁까지 7.6mm로 일정하다.

3. 전산 해석

3.1 이론적 배경

본 연구에서의 전산해석은 선형 압축성 양력면 이론(linear compressible lifting surface theory)⁽¹²⁾에 근거한 주파수 영역 패널법(frequency-domain panel method)⁽¹²⁾으로 수행하였다. 선형 압축성 미소 교란 이론은 날개가 얇고 실속이 발생하지 않는 작은 범위의 영역에 대해 적용한다. 따라서, 교란되는 유동의 속도가 날개의 팁 속도에 비해 충분히 작다는 가정이 포함된다. 또한, 선형성을 가정하기 때문에 날개의 팁에서 발생할 수 있는 천음속 충격파나 후류의 roll-up은 고려하지 않는다. 선형성 이외에도 날개 표면의 임의의 점에 작용하는 하중의 크기가 어떤 주파수로 조화진동을 한다는 가정을 한다. 따라서 전체 교란장은 회전외과 함께 회전하는 좌표계에서 같은 진동수로 진동하게 된다. 이런 복잡한 주기적인 교란 문제를 해석하기 위해 교란을 Fourier 성분으로 나누어 각각에 대한 응답을 계산한다. 그 후, 계산된 결과를 중첩하여 원하는 임의의 교란에 대한 해석을 수행한다.

날개는 두께 분포와 평균 캠버면을 이용하여 나타낼 수 있으나, 선형 근사에서 두께는 하중들에 영향을 미치지 않기 때문에 두께의 영향을 무시한다. 하중의 크기를 결정하는 평균 캠버면은 고정되어 있을 수도 있고, 어떤 점을 중심으로 조화 진동을 할 수도 있다. 두 경우 모두에 있어서 전산 해석의 목적은 날개면을 통과하는 유동이 없을 때의 하중의 분포(날개 아래위의 압력차)를 구하는 것이다. 하중분포를 결정하는 작업을 단순화하기 위하여 실제 캠버면에서의 경계조건을 이웃하는 헬리컬면에서의 경계조건으로 변환한다. 이것은 날개 위의 어떤 생성 곡선(generator curve)을 선택함으로써 이루어진다. 만약 실제 날개면이 정확히 헬리컬면에 놓이게 되면 유동에 아무런 비균일성(nonuniformity)을 유발시키지 않으며, 어떤 교란장(disturbance field)도 발생시키지 않는다. 따라서, 하중을 발생시키는 것은 이 생성 곡선에 의한 헬리컬면과 캠버면과의 차이(deviation)라고 할 수 있다. 선형 공기 역학을 이용하면 임의의 점에서의 수직속도 성분은 경계조건으로 주어지기 때문에 이 관계식은 하중에 관한 선형 적분 방정식

이 되며, 이 적분 방정식을 풀기 위해 날개를 각 부분에서의 하중이 일정한 여러 부분으로 이산화한 후, 잘게 자른 각 부분(panel)에 수직속도가 주어질 제어점(control point)의 위치를 정한다. 이때 모든 패널에 의해 각 제어점에 유도되는 수직속도 성분이 주어진 수직속도와 같다는 조건을 결합시키면 각 패널에서의 하중을 구할 수 있게 된다.

3.2 좌표계와 헬리컬면 이론⁽¹²⁾

(x, y, z) 직교 좌표계에서는 Fig. 3과 같이 원의 회전축 중심이 $(-x)$ 방향으로 U 의 속도로 전진하며, $(-x)$ 축의 견지에서 날개가 시계 방향으로 Ω 의 속도로 회전한다. (x, r, θ) 원통 좌표계에서 θ 는 회전면에서 z 축으로부터 측정된 각도이며, 다음과 관계식으로 표현한다.

$$y = r \sin \theta, \quad z = r \cos \theta$$

Fig. 3에서 $(\bar{x}, \bar{y}, \bar{z})$ 는 날개에 고정된 직교 좌표계로 \bar{z} 는 관성 좌표계의 z 축과 동일하게 선정한다. $(\bar{x}, r, \bar{\theta})$ 는 날개에 고정된 원통 좌표계이며, 위에서 다음과 같은 관계식을 얻을 수 있다.

$$\left. \begin{aligned} \bar{x} &= x + Ut, & \bar{\theta} &= \theta + \Omega t \\ \bar{y} &= r \sin \bar{\theta}, & \bar{z} &= r \cos \bar{\theta} \end{aligned} \right\}$$

날개는 회전 운동을 하므로, 날개 표면 위의 각각의 점들은 서로 다른 경로를 가지게 된다. 날개를 헬리컬면으로 변환하면, 바로 날개 표면의 각각의 점들의 경로는 헬리컬면 위에서 서로 같은 경로를 가지게 되고, 날개 위에 고정된 한 지점은 헬리컬 경로를 따르게 된다.

$$x - \frac{U}{\Omega} \theta = \bar{x} - \frac{U}{\Omega} \bar{\theta}$$

$\bar{x}_g(r), \bar{\theta}_g(r)$ 을 날개의 시위 길이 평면 위의 어떤 공간 곡선의 함수라 하면, 이 곡선으로부터 헬리컬면을 생성할 수 있다.

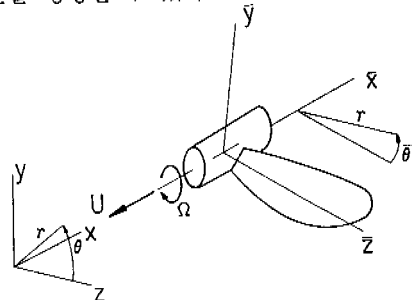


Fig. 3 Coordinate systems

$$x = \frac{U}{\Omega}(\theta + \sigma)$$

$$\sigma(r) = \frac{\Omega}{U} \bar{x}_g - \bar{\theta}_g$$

이렇게 생성된 헬리컬면은 시간에 무관하며, 전진 비(advance ratio)와 생성 곡선의 선택에 의해 결정된다. 생성된 헬리컬면에 수직한 벡터는 다음과 같다.

$$\vec{L} = \nabla \left(x - \frac{U}{\Omega}(\theta + \sigma) \right) = \vec{i} - \frac{U}{\Omega r} (\vec{i}_\theta + \alpha \vec{i}_r)$$

여기서, $(\vec{i}, \vec{i}_\theta, \vec{i}_r)$ 은 (x, θ, r) 방향으로의 단위벡터이며, $\alpha = r \frac{d\sigma}{dr}$ 이다.

하중은 $R_{hub} < r < R_{tip}$, $\bar{\theta}_{LE}(r) < \bar{\theta} < \bar{\theta}_{TE}(r)$ 의 영역 내에서 헬리컬면 위에 분포되고, 양력면의 양 끝 좌표는 날개의 시위 길이 선(chord line)을 헬리컬면 위에 투영시킴으로서 얻어진다. 헬리컬면을 (r, θ) 변수로 나타낼 경우, 호의 길이는 다음과 같다.

$$\overline{\theta_{TE}} - \overline{\theta_{LE}} = \left| \frac{(\Delta x)^2 + (r\Delta\theta)^2}{(U/\Omega)^2 + r^2} \right|^{1/2}$$

3.3 양력면 적분 방정식과 적분 방정식의 이산화⁽¹²⁾

하중분포와 날개상의 수직속도 분포를 결정하며, 이때 하중과 수직 속도간의 관계는 다음과 같은 적분방정식으로 주어진다.

$$W(\bar{r}, \bar{\theta}) = \int_{r_h}^{r_t} \int_{\theta_{LE}}^{\theta_{TE}} P(\bar{r}_o, \bar{\theta}_o) \frac{\partial}{\partial \theta_o} K(\bar{\theta} - \bar{\theta}_o, \bar{r}, \bar{r}_o) \bar{r}_o d\bar{\theta}_o d\bar{r}_o$$

여기서 $W = 4\pi \left| \frac{\vec{L} \cdot \vec{u}}{U} \right| e^{i\omega\theta}$, $P = S^2 \frac{\Delta P}{\rho_0 U^2} e^{i\omega\theta_0}$ 이며, W

는 수직속도에, P 는 압력차에 비례하는 양이며, K 는 주어지게 될 커널(kernel)함수⁽¹²⁾이다. \bar{r} 은 R_{tip} 에 대한 r 의 비로 위 식은 hub에서 tip까지 구간에서 적분이 수행된다. 식에서 수직속도는 주어지는 양이다.

위에 나오는 적분방정식은 날개를 여러 개의 미소 요소로 분할한 후 각 요소에서의 압력 P 가 일정하다고 가정하여 계산한다. 이 때 수직속도 W 는 각 미소 요소별로 한 점(제어점)에서 정의되며, 이러한 방법으로 적분방정식을 각 요소에서의 하중에 대한 연립방정식으로 변환한다. 날개를 반경 방향으로 NRP 개, 시위 길이 방향으로 NXP 개 로 분할하면 날개는 $NP = NRP \times NXP$ 개의 사각형

패널로 이루어진다. 각 패널에서의 제어점은 R_i 과 R_j 의 중간점 R_m 에서 유동의 진행 방향으로 $\varepsilon \times \Delta\bar{\theta}$ 만큼 되는 위치로 한다. ε 은 전산 해석에서 최적의 수렴성을 위해 0.85로 한다. 이러한 이산화를 통해 적분방정식을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$W_i = \sum C_{ij} P_j$$

$W_i = i$ 번째 제어점에서의 수직속도, $(\bar{\theta}_i, \bar{r}_i)$

$P_j = j$ 번째 패널의 압력

$$C_{ij} = - \iint \frac{\partial K(\bar{\theta}_i - \bar{\theta}_o, \bar{r}_i, \bar{r}_o)}{\partial \theta_o} d\bar{\theta}_o \bar{r}_o d\bar{r}_o$$

3.4 표면 경계 조건

양력면 적분 방정식의 해를 구하기 위해 적절한 표면 경계 조건을 적용한다. 즉, 하중분포에 의해 유도되는 날개 위의 유체의 수직속도는 날개면의 수직속도와 같아야 한다. 날개의 표면에 수직한 단위벡터를 \vec{n} , 유체 속도를 \vec{v} , 날개 표면에 수직한 속도성분을 V_n 이라고 하면, 날개 표면에서 만족해야 할 경계 조건은 다음과 같다.

$$\vec{n} \cdot \vec{v} = \vec{n} \cdot (\vec{u}i + \vec{v}j + \vec{w}k) = V_n$$

이 경계 조건을 헬리컬면으로 변환하면 헬리컬면 위의 모든 점에서 다음 조건을 만족해야 한다.

$$\vec{L} \cdot \vec{v} = \vec{L} \cdot (\vec{u}i + \vec{v}j + \vec{w}k) = \left| \vec{L} \right| V_n$$

정상상태에서의 수직속도 v_n 은 다음과 같다.

$$v_n = -Un_x - \Omega(\bar{z}n_y - \bar{y}n_z)$$

여기서, n_x, n_y, n_z 는 날개 좌표계에서 \vec{n} 의 각 성분이다.

3.5 주기성

N_B 개의 동일한 날개가 각도 증분 $\bar{\theta}_B = 2\pi/N_B$ 의 간격으로 배치되었고, 조화 운동을 한다고 가정하면, 어느 한 날개에 작용하는 하중은 가능한 위상차를 가지고 모든 다른 날개에 동일하게 작용하게 된다. 따라서, j 번째 날개의 주어지는 점에서의 수직 속도와 날개의 아래와 윗면의 압력차 ΔP 을 다음과 같이 기준 날개(reference blade)에서의 수직속도와 하중으로 표현할 수 있다.

$$(V_n)_j = (V_n)_1 e^{im(j-1)\Delta\bar{\theta}_B}$$

$$(P_n)_j = (P_n)_1 e^{im(j-1)\Delta\bar{\theta}_B}$$

3.6 실험 결과와 전산해석 결과와의 비교

본 연구의 전산해석에서 사용된 양력면 패널법은 프로펠러가 전진 비행 시 날개에 작용하는 공력을 해석하기 위해 개발된 방법이며, 다음과 같은 가정에 의해 뱀의 공력 해석에 적용했다. 프로펠러 전방에서의 공기 유입 속도는 자유 흐름 속도와 프로펠러에 의한 유도 속도의 합이 된다. 그러나, 프로펠러가 유도하는 속도가 자유 흐름 속도에 비해 작고, 양력면 패널법은 선형성을 가정하여 작은 범위의 영각인 경우에 적용되므로 뱀 성능 곡선상의 유량 계수가 큰 고유량 영역에서의 공기의 유입 속도(V_α)를 패널법의 자유 흐름 속도와 같다고 볼 수 있다. 따라서 유량 계수를 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$V_\alpha = JND_o$$

$$\phi = \frac{Q}{U_o A} = \frac{V_\alpha A}{\pi ND_o A} = \frac{J}{\pi}$$

프로펠러 전·후방의 압력 차에 의한 추력은 아래와 같이 나타낼 수 있다. 마이크로 뱀의 경우, 뱀 전·후방에서 압력 차를 측정했고, 공기의 축방향 속도가 같기 때문에 프로펠러 전·후방에서의 정압 상승(ΔP_S)을 뱀 정압 상승과 동일하다고 보면, 뱀 성능 곡선에서의 압력 계수는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$Thrust = \Delta P_S \cdot \pi \left(1 - \left(\frac{D_i}{D_o} \right)^2 \right) R_{tip}^2$$

$$\psi = \frac{\Delta P_S}{1/2 \rho U_\beta^2} = \frac{8C_T}{\pi^3 (1 - \epsilon_h^2)}$$

또한, 대부분의 뱀은 덕트가 있으며, 실제 산업용으로 사용되고 있는 대용량의 뱀은 팁 간극이 상당히 작기 때문에 전산해석에 의해 성능을 예측할 경우 덕트에 의한 영향을 고려해야 한다. 그러나, 마이크로 뱀과 같이 팁 간극이 R_{tip} 에 비해 매우 큰 경우 덕트에 의한 영향은 없다고 가정하며, 덕트 모델링을 통하여 이의 근거를 제시했다. 덕트 모델링은 Williams 등⁽⁴⁾이 단회전식 덕트 뱀의 공력 및 공탄성 해석을 위해 개발한 3 차원 선형 주파수영역 양력면 패널법을 사용했다. N_B 개의 동일한 날개가 각도 증분 $\bar{\theta}_B = 2\pi/N_B$ 의 간격으로 배치되었고, 날개와 덕트는 단순 조화 운동을 한다고 가정하며, 덕트는 길이가 L_D , 반경이 R_D 인 원형 실린더(circular cylinder)로서, 날개와 같이 회전하는 회전 덕트로 가정한다. 날개와 덕트의 표면은 Fig. 4와 같이 이산화 했다.

Fig. 5는 실험용으로 제작한 마이크로 뱀에 대해 전산해석으로 예측한 각 단면에서의 압력면과 흡입면의 압력차이다. Fig. 5의 결과에 의하면, 비

틀림을 적용하여 국소 영각이 일정한 Model II는 반경 방향으로 시위 길이가 일정하기 때문에 Model I에 비해 팁에서 작은 하중이 작용하고 있음을 확인할 수 있었다. 이에 반해, Model III는 일정한 국소 영각에 대해 반경 방향으로 시위 길이를 증가시켰기 때문에 높은 정압 상승을 예측했다.

Fig. 6에서는 SR7에 대해 간극을 0에서 ∞ 까지 증가시키면서 각 단면에 작용하는 추력 계수를 계산하였다. SR7 뱀은 마하 수 0.69, 1700rpm, 전진비 3.06의 전진 비행에서 작동하도록 설계된 8개의 날개로 구성된 프로펠러이다. 허브비는 0.24이며, $\beta_{3/4}$ 는 60.2° 이고, 팁에서 36.0° 의 스위프를 가졌다. 전산해석에서 덕트의 길이는 $1.0R_{tip}$ 로 했으며, $(NXP, NRP, NXD, NTD) = (7, 8, 11, 10)$ 로 하나의 날개 통과(blade passage) 경로를 총 166개의 패널로 이산화 했다. 팁 간극이 증가함에 따라 덕트의 영향이 감소하여 C_T 가 감소했다. 그리고, 작은 팁 간극(약 $0.02R_{tip}$)을 유지했을 때 덕트가 없는 뱀에 비해 $0.75R_{tip}$ 에서 팁까지 덕트의 효과가 있었다.

일반적인 산업용 뱀을 해석할 경우, 팁 간극($0.003R_{tip}$)이 매우 작기 때문에 덕트에 의한 효과를 무시할 수 없으며, 이 때 팁 간극을 0으로 취급한다.

Fig. 7에서는 Model III에 대한 덕트의 영향을 나타냈다. Model III의 덕트 길이는 $0.56R_{tip}$ 이며, 팁 간극은 $0.087R_{tip}$ 이다. $(NXP, NRP, NXD, NTD) = (10, 5, 11, 10)$ 로 총 160개의 패널로 이산화 했다. 그림에서 마이크로 뱀과 같이 팁 간극이 뱀의 길이에 비해 상당히 큰 경우, 덕트에 의한 영향은 없으며, 팁에서의 손실이 크다는 것을 알 수 있었다. Fig. 7에서 전산해석에 의해 마이크로 뱀의 성능을 예측할 경우 덕트의 영향을 무시할 수 있음을 확인했으며, 이로서 계산 시간을 단축할 수 있었다. 이하의 성능 예측에서는 덕트에 의한 영향을 고려하지 않는다

Fig. 8은 덕트 내 뱀의 위치에 따른 성능 변화를 알아 보기 위한 것으로, Model III를 덕트의 전

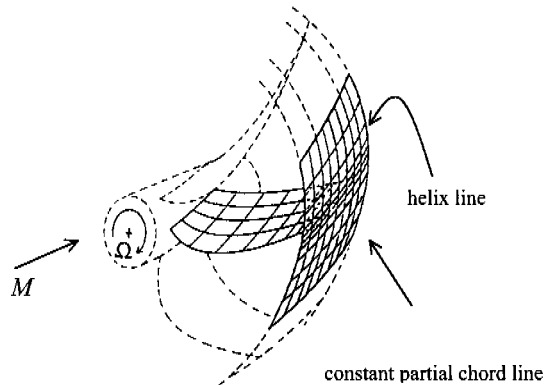
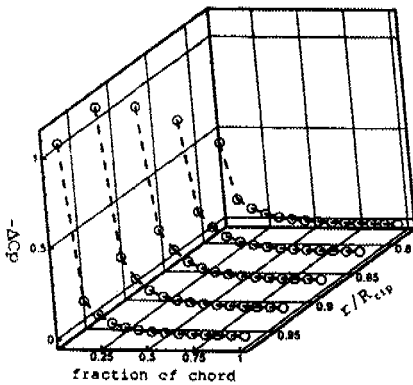
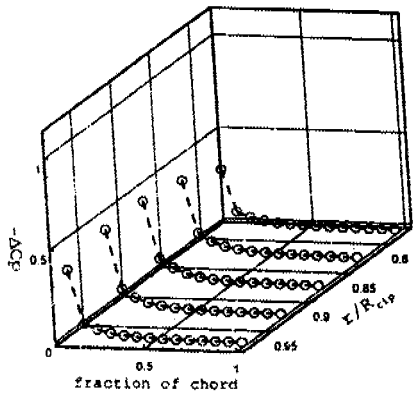


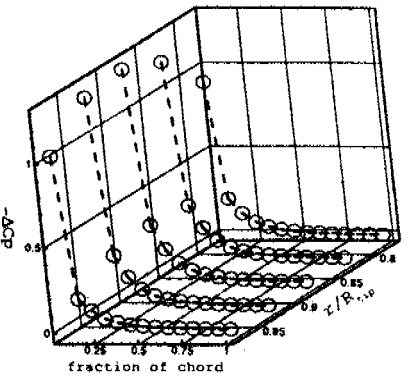
Fig. 4 Duct-fan paneling



(a)



(b)



(c)

Fig. 5 Predicted chordwise pressure difference distributions between suction side and pressure side (ΔC_p): (a) Model I, (b) Model II, (c) Model III

단과 후단의 중간에 위치시켰다. 덕트 길이는 $1.0R_{tp}$ 이며, $(NXP, NRP, NXD, NTD) = (10, 5, 13, 10)$

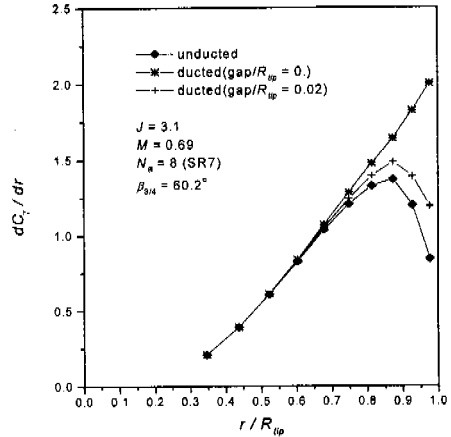


Fig. 6 Predicted steady sectional thrust loading of SR7,⁽¹²⁾ $M = 0.69, J = 3.1, \beta_{3/4} = 60.2^\circ, (NXP, NRP, NXD, NTD) = (7, 8, 11, 10)$

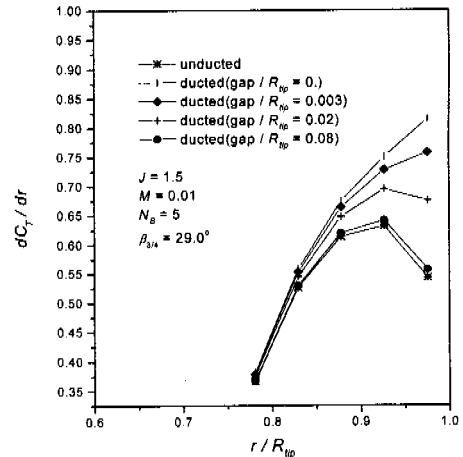


Fig. 7 Predicted steady sectional thrust loading of Model III, $M = 0.01, J = 1.5, \beta_{3/4} = 29.0^\circ, (NXP, NRP, NXD, NTD) = (10, 5, 11, 10)$

총 180 개의 패널로 이산화 했다. 그림에서 팁 간극이 $0.08R_{tp}$ 인 마이크로 팬을 덕트 입구에 설치했을 때는 덕트에 의한 영향이 없으므로 성능에는 차이가 없지만, 팁 간극이 매우 작은 경우, 팬을 덕트의 입구에 위치했을 때 성능이 향상됨을 알 수 있다. 일반적으로 팬을 덕트 입구의 하류 방향으로 설치했을 경우, 덕트 주위에서 경계층의 발달로 압력 손실이 증가하여 성능을 감소시키며, 로터 주위의 발달한 경계층과 날개 후단과의 상호 작용으로 인하여 소음이 증가한다고 알려져 있다.⁽¹³⁾

Fig. 9 와 Fig. 10 은 Model I, II 에 대한 실험결과와 전산해석 결과를 비교한 것이다. 날개를 $(NXP, NRP) = (9, 7)$, 총 63 개의 패널로 이산화 했으며, 덕트에 의한 영향은 무시했다. 그림에서 유량이 작을수록 전산해석 결과와 실험 결과의 오차는 증가했으며, 전산해석의 성능 곡선은 전형적인 증가

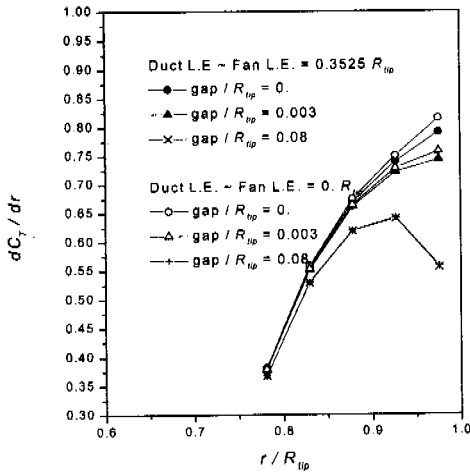


Fig. 8 Comparison of sectional thrust loading at different fan installation in duct, $M = 0.01, J = 1.5, \beta_{3/4} = 29.0^\circ, (NXP, NRP, NXD, NTD) = (10, 5, 13, 10)$

를 보여 서징으로 인한 압력 감소 현상을 예측하지 못했다. 이 오차의 원인은 저유량 영역에서는 압력 상승이 원심력에 의해서 발생하는데, 본 연구에서 사용한 전산 해석의 선형 압축성 공기역학 이론에서는 선형성을 가정하기 때문에 이러한 효과를 고려하지 않았기 때문이다. 저유량 영역에서의 압력상승 효과는 여러 종류의 팬에 대한 실험 결과로부터 얻은 경험식을 사용하여 압력 계수를 보정했다.

$$\text{보정계수} = \{1.0 + 0.3 \times (r - 0.75)^2\} \times \text{유량계수}$$

Fig. 11 은 Model III의 실험결과와 전산해석 결과를 비교한 것이다. 날개를 $(NXP, NRP) = (9, 7)$, 총 63 개의 패널로 이산화 했다. 실험결과와 비교하여 다소 작은 성능 값과 큰 유량 범위를 예측했다. 이의 원인은 고유량 영역에서 점성에 의한 항력을 무시했으며, 덕트에 의한 영향을 고려하지 않았기 때문이라고 생각된다. 서징의 감소로 Model I, II의 전산 해석에 비해 저 유량의 특성 영역을 벗어난 운전점 영역에서는 실험결과와 전산해석 결과의 경향이 잘 일치하여 임의 날개 형상에 대한 성능을 예측하는 데 유용한 것으로 나타났다.

4. 실험장치 및 실험 방법

4.1 성능 측정

마이크로 팬의 성능을 측정하기 위해서는 일반적인 팬의 성능 측정 장치로는 불가능했다. 특히, 유량 측정의 경우에는 저유량 특성과 측정 장치가 공기의 흐름을 방해할 수 있기 때문에 사용 운전 상태 또는 그에 가까운 상태의 팬 성능을 정확히 측정할 수 있도록 별도의 특수한 성능 측

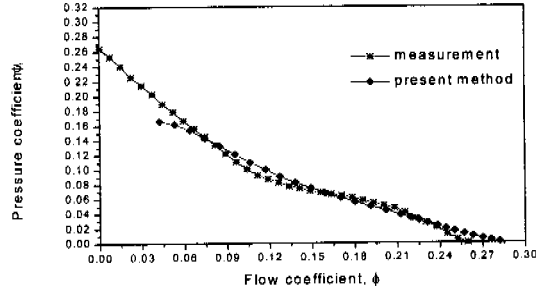


Fig. 9 Comparison of measurement and calculation of Model I ($M = 0.01, \beta_{3/4} = 27.0^\circ, (NXP, NRP) = (9, 7)$)

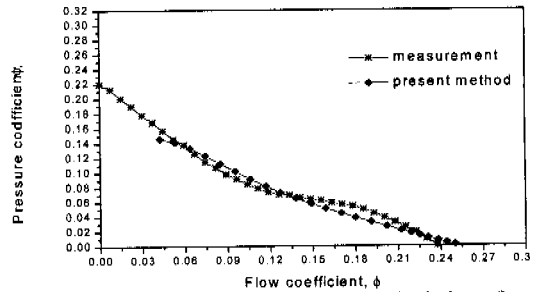


Fig. 10 Comparison of measurement and calculation of Model II ($M = 0.01, \beta_{3/4} = 27.0^\circ, (NXP, NRP) = (9, 7)$)

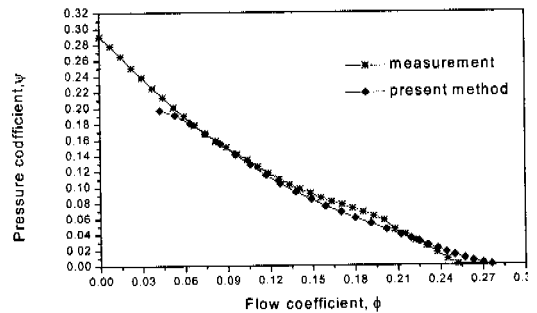


Fig. 11 Comparison of measurement and calculation of Model III ($M = 0.01, \beta_{3/4} = 29.0^\circ, (NXP, NRP) = (9, 7)$)

정을 위한 장치가 필수적이였다.

본 연구에서 제작·실험한 팬처럼 외경이 작고 안내 날개가 없는 경우, 실험 장치 및 측정 장치의 배치는 KSB 6311⁶⁾(송풍기의 시험 및 검사 방법)의 규격에 준하여 Fig. 12 와 같은 실험 장치를 제작했다. 장치의 전체 길이는 1550mm 이고, 측정 관로의 재질은 압력 강하를 최소화하기 위해 마찰 계수가 작은 아크릴(acryl)을 사용했으며, 측정 관로의 중심은 벽 또는 바닥으로부터 $1D_o$ 이상 떨어지게 했다. 성능 측정 시 테스트 덕트의 입구에 보조팬을 설치하거나 공기 관으로 공급되는 공기

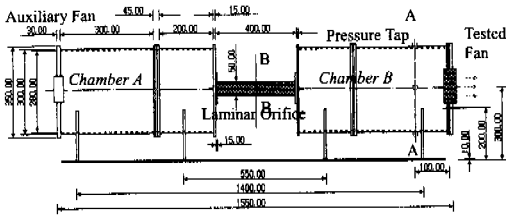


Fig. 12 Test rig layout



Fig. 13 Test rig setup

Table 1 Specifications of micro-fans

구분	Sepa	Model I	Model III
날개형상	Circular arc	Circular arc	NACA 4
날개각 (deg)	26.57	27.00	28.79 ~ 22.57
비틀림각 (deg)	0	0	6.22
캠비 (%)	10	10	8
시위길이 (mm)	6.6	6.6	6.32 ~ 8.48
외형크기 (mm)	25 × 25 × 6.5	25 × 25 × 6.5	25 × 25 × 6.5
$D_1 \times D_2$ (mm)	$\phi 17.8 \times \phi 22$	$\phi 17.4 \times \phi 23$	$\phi 17.4 \times \phi 23$
튀간크 (mm)	1.0	0.5	0.5
Design RPM	10000	10500	8500
정격전압	DC 5V	DC 5V	DC 5V
소비전력 10500rpm	0.21W	0.19W	0.21W
구조(Mechanical construction)			
모터	Brushless DC fan motor		
베어링	Ball bearing		
중량	Approx. 4g		

를 감압기를 통해 압력을 조절하면서 유량을 조절했다. 보조 팬 후방에는 공기 탱크와 정류 금속망(다공성의 벽)을 설치했다. 공기 탱크내에 설치하는 정류망은 KS 규격에 따라 d/t 는 0.13 을 적용했다. 정압의 측정에는 마이크로 팬의 전·후방 압력차를 측정했다. 즉, Fig. 12 의 단면 A-A 에서 원주 방향으로 3 개의 지점에서 관 벽에 수직하게 구멍을 뚫고, 차압계를 설치하여 3 개의 압력 탭으로부터 읽히는 평균 값으로 측정했으며, 차압계를

Table 2 Specifications of measurement devices

구분	내용
유량 측정	층류 오리피스(Laminar Flow Orifice) - 제조사 : Furness Controls, England - 모델명 : FC096-200L - range : 0 ~ 200(Liter/min)
	유량계(Flow Meter) - 제조사 : Furness Controls, England - 모델명 : FC089-E50L - range : 0 ~ 50(Liter/min)
정압 측정	차압계(Differential Pressure Transmitter) - 제조사 : Dwyer, USA - 모델명 : 607-1 - range : 0 ~ 6(mmAg)
주파수 분석	마이크로폰(Microphone) - 제조사 : ACO, USA - 모델명 : ACO 7046
	분석기(Analyzer) - 제조사 : Hewlett Packard, USA - 모델명 : HP 35670A
	보정기(Calibrator) - 제조사 : Brüel & Kjaer - 모델명 : 4231

AD 변환 장치에 연결하여 PC 에서 온라인으로 자료 처리를 했다. 유량의 측정은 B-B 위치에서 오리피스를 사용하여 측정했으며, 영국 Furness Controls 사의 FCO96-200L 층류 오리피스와 FCO89-E50L 유량계를 사용했다. 층류 영역인 레이놀즈 수 500 에서 설계된 FCO96-200L 층류 오리피스는 압력차와 유량이 비례의 관계에 있어 낮은 유량의 측정에 적용이 가능했다.

Fig. 13 은 KS B 6311 에 준하여 제작한 실험 장치의 사진이다. 그림에서는 유량의 조절을 위하여 테스트 관의 입구에 보조팬 대신 감압기를 사용했다. 실험은 Fig. 2 과 같은 세 종류의 마이크로 팬과 세파 팬에 대해 성능 측정했으며, 팬의 내경, 외경, 날개 각, 그리고 최대 두께는 Table 1 과 같다. 마이크로 팬의 성능은 다음의 유량 계수(flow coefficient)와 압력 계수(static pressure coefficient)의 무차원 변수로 분석했다.

4.2 팬 소음의 실험

일반적으로 팬 소음을 분석하기 위해 음압 스펙트럼을 관찰하는데, 음압 스펙트럼에는 날개 통과 주파수에서 날개가 한 지점을 통과함에 따라 야기되는 주기적인 교란에 의한 높은 톤, 축 회전 주파수에 의한 낮은 톤과 날개 주위의 난류 유동에 의한 광역 소음이 중첩된 형태로 이루어진다. 이렇듯, 공기 역학적 요인에 의하여 발생하는 소음의 크기는 그 양상이 매우 복잡하여 해석적으로 예측하기는 거의 불가능하며, 실험을 통하거나 팬의 종류, 유량, 그리고 압축 정도를 바탕으로 경험식에 의해 예측한다.

본 연구에서 마이크로 팬의 소음은 KS B 6361⁽⁷⁾ 과 KS A 0705⁽⁸⁾에 준하여 암소음이 17dB(A)인 무향실에서 마이크로폰을 송출구의 중심축상에서 전방 0.5m 와 1.0m 에 위치시키고 소음계의 A 특성으로 측정했다.

마이크로 웬과 같이 정밀한 측정을 요하는 경우는 음의 반사, 공진 등의 실험 여건에 의해서 측정 오차가 발생할 수 있다. 소음 측정 시 몸으로부터 음이 반사되어 측정 결과에 오차가 발생할 수 있는데, 사람에 의한 영향은 300Hz ~ 1kHz 주파수 범위에서 큰 오차를 초래하며, 측정자에 의한 음향 반사 영향을 줄이기 위해서는 가능한 소음계를 측정자 몸으로부터 멀리하기 위해 측정 대상의 후방 0.5m 위치에서 측정했다. 이외에도 소음계 자체에 의한 영향도 무시할 수 없으나, 1kHz 이하에서는 무시할 수 있으며, 소음계 자체에 의한 반사 효과는 소음계 몸체의 적절한 설계에 의해서 최소화할 수 있다. 또한, 공진에 의해 발생하는 소음을 최소화하기 위해 지지대 위에 고정시키지 않고, 실에 매달아 실험했다.

마이크로 웬의 낮은 음압 성분으로 인하여 1/3 옥타브 대역 보다 높은 분해능의 1/12 옥타브 주파수 분석을 했으며, 사용된 측정 장치는 Table 2 에 명시했다.

5. 결과 및 고찰

5.1 마이크 웬의 성능 비교

세파 웬과 Model I, II와 III에 대해 마이크로 웬 전용의 성능 측정장치를 제작하여 실험했다. 마이크로 웬의 성능 곡선을 얻기 위하여 입구의 압력 조건으로 유속을 변화시키면서 실험했다.

Fig. 14 는 세파 웬과 Model I, 그리고 NACA 4 계열의 에어포일 익형에 헬리컬 비틀림을 적용한 Model II, III 의 성능 실험 결과이다. 그림에서 Model I 이 세파 웬에 비해 유량 및 정압 상승이 증가했으며, 최고효율이 약 8% 정도 향상됐다. 이는 Model I 이 세파 웬에 비해 팁 간극이 작기 때문에 팁 와류에 의해 유도되는 항력이나 마찰의 영향이 감소하여 팁에서 보다 효율적으로 일을 할 수 있었기 때문이다. 그림에서 유량계수가 0.103 정도까지 급격히 감소했다가 이후에서는 완만해지는데, 이 지점에서 성능 향상의 저해 요인인 실속이 발생한 것이며, 이는 세파 웬에 비해 실속 깊이(stall dip)가 낮아진 것이다. Bleier⁽¹⁴⁾에 의하면, 허브비가 커지면 송풍기의 성능 특성은 최고 압력이 상승하고 운전 영역의 경사가 급해지며 실속의 깊이도 깊어진다고 했다. Model II 의 성능 곡선에서는 Model I 에 비해 성능의 향상과 서징의 감소는 없었다. 이는 설계상의 문제와 더불어 제조상의 문제가 있었던 것으로 판단된다. 성능에 있어서 중요한 영향을 미치는 앞전의 형상과 두께 분포를 30 배 확대 촬영한 결과, 정원의 앞전과 일정한 두께를 갖게끔 설계되었던 것과는 다른 형상을 보이고 있었다. 또한, Fig. 4 의 결과에 의하면, 비틀림을 적용하여 국소 영각이 일정한 Model II 는 반경 방향으로 시위 길이가 일정하기 때문에 Model I 에 비해 팁에서 작은 하중이 분포하고

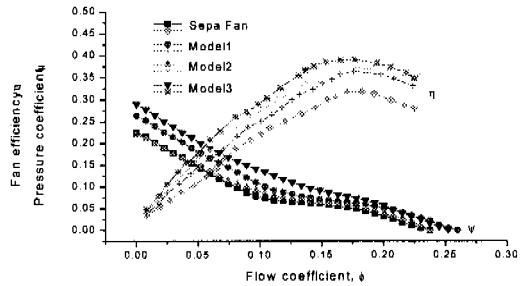


Fig. 14 Performance comparison of Model I, II, III, and Sepa fan

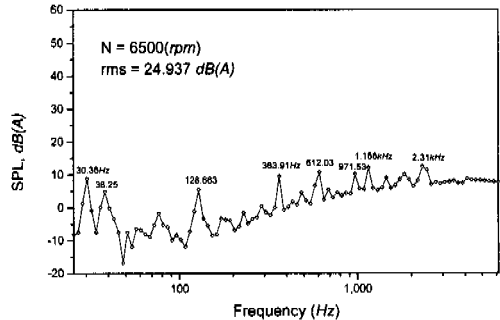


Fig. 15 Sound pressure spectra of Model III, $L_M = 0.15(m)$

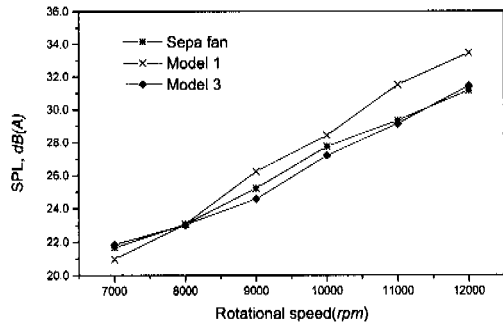


Fig. 16 Comparison of sound level at different rotational speeds, $L_M = 0.5(m)$

있음을 확인할 수 있었다. Model III는 작동점 영역에서 기존의 마이크로 웬에 비해 유량의 증가 및 정압 상승에서 성능향상을 보였으며, 복잡한 유로 내의 임의 송풍 저항에 대해 Model III는 Model I보다 정압 상승과 유량이 증가하여 최대 효율점에서 세파 웬에 비해 약 10%이상 효율이 증가했다. 또한 Model III의 성능 곡선은 다른 모델의 웬에 비해 완만한 경사와 선형성을 가지는데, 이는 에어포일 익형의 사용으로 서징에 의한 압력 감소를 방지한 것이다.

5.2 주파수 분석 결과

Fig. 15 는 Model III를 6500rpm 으로 운전했을 때 측정된 각 대역별 음압 레벨(Sound Pressure Level,

SPL)이다. 웬은 완전 개방 상태이며, 마이크로폰은 웬의 0.15m 전방 송출구의 중심축상에 설치하였다. 일반적인 축류 웬의 소음은 저 주파수 (low frequency) 영역에서 보다 중간 주파수 (middle frequency) 영역에서 소음의 피크(peak)가 발생한다. Fig. 15에서 날개 통과 주파수 이하의 낮은 주파수 범위에서 요동치는 현상은 팁 간극이 크거나 무향실 자체의 방음 효과 떨어졌을 때 발생하는 것으로 무향실의 암소음을 분석한 결과, 무향실에 의한 효과라고 판단된다. 이후의 주파수 영역을 살펴 보면, 363.913 Hz, 612.027 Hz, 971.532 Hz 에서 피크가 발생했으나, 날개 통과 주파수 영역인 541.67 Hz 와 그의 짝수 배에서는 피크가 발생하지 않았다. 이는 제작 과정에서 팁 간극을 충분히 줄일 수 없었기 때문에 발생한 팁 와류와 덕트의 불규칙적인 분포에 의한 공진 소음과 베어링이나 외부 기구물 등에 장착했을 때 생기는 진동에 의한 소음으로 분류할 수 있는데, 이에 대한 해결 방안으로 진동에 대한 실험 및 분석이 수반되어야 한다고 생각된다.

Fig. 16 은 Model I, III와 세파 웬의 회전수를 증가하면서 측정된 소음 값이다. 웬은 완전 개방 상태이며, 마이크로폰을 웬의 0.5m 전방에 설치했다. KS B 6361⁽⁷⁾과 KS A 0705⁽⁸⁾에 따라 마이크로 웬의 1.0m 전방에 마이크로폰을 설치하여 실험한 결과, 암소음과의 차가 6dB(A) 미만으로 암소음의 보정이 불가능했으며, 측정 값에 대한 신뢰도가 떨어졌기 때문에 마이크로폰의 위치를 바꿔 소음 실험을 반복했다. 소음의 단위는 dB 을 사용하며, 다음과 같이 정의된다.

$$dB=10\log\left(\frac{\text{power}}{\text{기준 power}}\right)$$

$$\text{음압 레벨, SPL}=10\log\left(\frac{p^2}{p_o^2}\right)=20\log\left(\frac{p}{p_o}\right)$$

여기서 p 는 그 음의 음압 실효값이며, p_o 는 기준 음압 $20\mu Pa$ 로 한다. 넓은 범위의 양을 취급하기 쉬운 범위의 숫자로 바꿀 수 있는 장점 때문에 음향학에서는 dB 스케일을 사용한다. 마이크로폰을 웬의 0.5m 전방에 설치하고, 소음 값을 측정된 결과, 암소음과의 차는 5 ~ 14 dB(A)이었으며, KS A 0705⁽⁸⁾에 의해 암소음의 영향을 보정했다. 음향학적 상사성에 의해 시위 길이를 길게 하고, 날개 각을 증가시키면 소음이 증가하지만, Model III의 소음 곡선을 보면, 각각의 회전수에 대해 기존 마이크로 웬에 비해 비슷하거나 낮은 소음 레벨을 나타냈다. 그러나, 모터에 의한 소음이 지배적이기 때문에 소음이 향상 되었다고 추정하기는 어렵다.

6. 결 론

본 연구에서는 기존의 마이크로 웬보다 유량 및

정압 상승의 증가와 저소음의 고성능 마이크로 웬 날개의 형상에 대한 설계·제작을 목적으로 했다.

고성능의 마이크로 웬을 설계·제작하여 이를 Model III이라 명명하고, 전산해석을 통하여 성능을 예측한 후 실험 결과와 비교했다. Model I, II와 III의 성능을 측정된 결과, Model III의 성능 향상을 확인했다. Model III는 기존의 마이크로 웬에 비해 유량 및 정압 상승이 증가했고, 서징을 방지하여 성능의 향상은 두드러졌으나, 주파수 분석을 통한 소음 및 진동의 원인에 더 많은 연구가 필요하다.

전산해석은 저유량 영역을 벗어난 설계점 영역에서는 실험결과와 잘 일치하는 것으로 나타나 주어진 날개의 형상과 운전 조건에서 성능을 예측할 수 있었다. 또한, 전산해석에 의해 마이크로 웬의 성능을 예측할 경우, 덕트의 영향을 무시할 수 있음을 알았고, 이로써 계산 시간을 단축할 수 있었다.

참고 문헌

- (1) Hammond, 1974, C. E., Runyan, H. L., and Mason, J. P., "Application of Unsteady Lifting Surface Theory to Propellers in Forward Flight," *AIAA Paper No. 74-0419*.
- (2) Williams, M. H., June 1985, "An Unsteady Lifting Surface Theory For Single Rotation Propellers," Purdue University Report.
- (3) Chang, L. K., December 1980, "The Theoretical Performance of High Efficiency Propellers," Ph.D. Thesis, Dept. of Aeronautics and Astronautics, Purdue University.
- (4) Williams, M. H., Cho, J., and Dalton, W. N., 1991, "Unsteady Aerodynamics Analysis of Ducted Fans," *Journal of Propulsion*, Vol. 7, No. 5, pp. 800~804.
- (5) Huang, W. L., August 1996, "Unsteady Acrodynamics of Advanced Ducted Fan," Ph.D. Thesis, Purdue University.
- (6) 공업진흥청, 1982, "송풍기의 시험 및 검사방법," KS B 6311.
- (7) 공업진흥청, 1987, "송풍기·압축기의 소음 레벨 측정 방법," KS B 6361.
- (8) 공업진흥청, 1991, "무향실 또는 반무향실에서 의 음향 파워 레벨 측정 방법," KS A 0705.
- (9) Fukano, T., Takamatsu, Y., and Kodama, Y., 1977, "Noise Generated by Low Pressure Axial Flow Fans II," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 50, No. 1, pp. 75~88.
- (10) Fukano, T., Takamatsu, Y., and Kodama, Y., 1978, "Noise Generated by Low Pressure Axial Flow Fans III," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 56, No. 2, pp. 261~277.
- (11) Abbott, I.H., 1959, "Theory of Wing Sections," Dover Publications, Inc.
- (12) Cho, J. and Williams, M. H., 1990, "Counter-Rotating Propeller Analysis using a Frequency Domain

- Panel Method," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 6, No. 4, pp. 426~434.
- (13) Kameier, F., and Neise, W., 1997, "Experimental Study of Tip Clearance Losses and Noise in Axial Turbomachines and Their Reduction," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 119, No. 3, pp. 460~471.
- Turbomachinery*, Vol. 119, No. 3, pp. 460~471.
- (14) Bleier, F. P., 1997, "Fan Handbook - Selection Application, and Design," Mc Graw-Hill.
- (15) Wallis, R. A., 1983, *Axial Flow Fans and Ducts* John Wiley & Sons.