

엇회전식 축류팬의 공력 특성에 관한 전산 해석 및 실험

조진수* · 원유필** · 이문철***
(1999년 1월 8일 접수)

Numerical and Experimental Analyses of the Aerodynamic Characteristics of a Counter Rotating Axial Fan

Jinsoo Cho, Yuphil Won and Mooncheol Lee

Key Words : Counter Rotating Axial Fan(엇회전식 축류팬), Single Rotating Axial Fan(단회전식 축류팬), Frequency Domain Panel Method(주파수 영역 패널법)

Abstract

A study was done on the numerical and experimental analyses of the aerodynamic characteristics of a counter rotating axial fan. The numerical analysis uses the frequency domain panel method developed for the aerodynamic analysis of interacting rotating systems, which is based on the unsteady lifting surface panel method. Each stage of interaction involves the solution of an isolated rotor, the interaction being done through the Fourier transform of the induced velocity field. Numerical results showed good agreements with other experimental data for single and counter rotating propeller systems. And they were compared with the experimental results of the counter rotating axial fan studied in the present paper. The performance test was carried out based on the Korean Standard (KS B 6311). It was focused on the relative efficiency increase of a counter rotating system for a single rotating one, and effects of the axial distance between the front and rear rotors on overall fan performances were investigated. As a result, it was shown that the counter rotating axial fan has the efficiency 14% higher than the single rotating one at peak efficiency points.

기호설명

<p>A : 로터 날개의 환상유로 면적, m^2</p> <p>AIC : 공력영향계수</p> <p>C_{ij} : 하중점 j 와 제어점 i 사이의 공력영향 계수</p> <p>C_p : 프로펠러 동력 계수, $\pi^2 P / 4\rho\Omega^2 R^4$</p> <p>$C_T$: 프로펠러 추력 계수, $\pi^2 T / 4\rho\Omega^2 R^4$</p> <p>$\Delta C_p$: 압력 계수, $\Delta p / \rho U_\infty^2$</p> <p>$J$: 프로펠러 전진비, $\pi U_\infty / R\Omega$</p>	<p>K : 커널 함수</p> <p>\bar{k} : 로터 커널</p> <p>L : 팬 축동력, Watt</p> <p>\vec{L} : 헬리컬면에 수직한 벡터</p> <p>m_0 : 날개상호간의 위상각 지표</p> <p>NRP : 반지름방향의 패널 개수</p> <p>NXP : 코드방향의 패널 개수</p> <p>NP : 날개의 총 패널 개수</p> <p>\vec{n} : 날개면에 수직한 단위벡터</p> <p>Δp : 양력면 위아래의 압력차, pa</p> <p>Δp_T : 팬 전압 상승, Pa</p> <p>P : 프로펠러 동력, Watt</p> <p>Q : 체적 유량, m^3/s</p> <p>R : 날개 팁 반지름, m</p>
--	---

* 회원, 한양대학교 기계공학과
E-mail : jscho@email.hanyang.ac.kr
TEL : (02)2290-0429 FAX : (02)2281-4016

** (주)동원 FEP

*** 한양대학교 대학원

T	: 프로펠러 추력, N
t	: 시간, sec
U_{tip}	: 날개 팁의 원주방향 속도, m/s
U_{∞}	: 자유흐름 속도, m/s
\bar{u}	: 관성 좌표계의 유체 속도, m/s
V	: 수직속도, m/s
V_a	: 축방향 속도, m/s
V_r	: 원주방향 속도, m/s
V_t	: 반경방향 속도, m/s
v_n	: 날개면에서의 수직속도, m/s
x, r, θ	: 관성 원통 좌표계
x, y, z	: 관성 직교 좌표계
$\bar{x}, \bar{r}, \bar{\theta}$: 날개에 고정된 원통 좌표계
$\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}$: 날개에 고정된 직교 좌표계
\bar{x}	: 속도장의 공간좌표
\bar{x}_0	: 기준날개의 표면좌표
ΔX	: 전후단 로터 축간 간격, m

그리스문자

α	: 0.75 R에서의 영각, deg
β	: 0.75 R에서의 로터 날개각, deg
δ	: 구동 로터
ϕ	: 팬 유량 계수, $Q/U_{tip}A$
η	: 팬 효율, $Q\Delta P_r/L$
η_p	: 프로펠러 효율, JC_r/C_p
λ	: 팬 축동력 계수, $L/\frac{1}{2}\rho U_{tip}^3A$
ρ	: 공기 밀도, kg/m ³
Ω	: 날개 각속도, rad/s
ξ	: 피구동 로터
ψ	: 팬 압력 계수, $\Delta p_r/\frac{1}{2}\rho U_{tip}^2$
ω	: 단순 조화 주파수, Hz

하첨자

F	: 전단 동익
FF	: 전단 로터가 전단 로터에 미치는 영향
FR	: 후단 로터가 전단 로터에 미치는 영향
LE	: 날개 전연
R	: 후단 동익
RF	: 전단 로터가 후단 로터에 미치는 영향
RR	: 후단 로터가 후단 로터에 미치는 영향
TE	: 날개 후연

1. 서론

1.1 연구목적

엇회전식 축류팬(Counter Rotating Axial Fan: CRF)은 2개의 로터를 동심축상에서 서로 반대방향으

로 회전시키는 2단 축류팬으로 스테이터를 필요로 하지 않는다. 후단 로터는 전단 로터에 의해 생긴 유입 공기의 원주방향의 속도 에너지를 정압 성분으로 회수함으로써 효율의 증가를 가져오게 한다. 각각 2개의 로터와 스테이터를 갖는 기존의 2단 축류팬과 달리, 엇회전식 축류팬은 후단 로터가 직접 스테이터를 대신하면서 정압을 상승시켜 주기 때문에 유동 손실이 적고, 특히, 유량 계수가 큰 영역에서 기존의 2단 축류팬에 비해 효율이 높은 특징을 갖는다. 이러한 엇회전식 시스템에 대한 연구는 에너지 절감을 목적으로 주로 미국 NASA에서 항공기 추진용 프로펠러에 적용되어 활발한 연구가 이루어지기 시작했으며, 최근까지도 실험과 전산 해석 분야에서 많은 연구가 진행되고 있다. 특히, 팬으로는 그 단순한 형태와 월등한 공력 특성으로 인해 다단을 대체할 수 있는 고압용으로 주목을 받았으나, 전후단 로터에 각각 전동기를 장착하거나, 아니면 기어 구동 장치를 필요로 하는 등 구동 구조가 복잡해지고, 또 두 로터의 간섭에 의하여 소음이 증가하기 때문에 실제 상업화하는 데는 어려움이 많았다.

본 연구에서는 엇회전식 축류팬을 Cho 등^(1,2)과 Cho⁽³⁾의 연구결과를 바탕으로 제작한 후, KS B 6311⁽⁴⁾에 준하여 성능 시험을 하여 단회전식 축류팬(Single Rotating Axial Fan, SRF)에 대한 효율 및 성능의 비교연구를 통해 엇회전식 축류팬의 상업화 가능성을 보여줌을 연구목적으로 하였다. 또한, 또한, Cho 등^(1,2)과 Cho⁽³⁾에서 개발된 주파수영역 3차원 패널법으로 단회전식 및 엇회전식 팬에 공력 해석연구를 수행하여 단회전식 및 엇회전식 축류팬의 설계에 대한 적용 가능성을 검토하였다.

1.2 문헌 조사

엇회전식 시스템에 대한 연구로 Biermann과 Hartman⁽⁵⁾은 단회전식 프로펠러(Single Rotating Propeller: SRP) 및 엇회전식 프로펠러(Counter Rotating Propeller: CRP)를 풍동에서 실험하여, 엇회전식 프로펠러가 단회전식 프로펠러에 비해 최고 6%의 효율 향상을 가짐을 확인했으며, Stepko와 Jeracki⁽⁶⁾, Dunham과 Gentry⁽⁷⁾는 고성능 프롭팬(prop-fan) 날개로 개발된 SR2 모델로 여러 가지 경우에 대해 단회전식 프로펠러와 엇회전식 프로펠러의 성능 및 속도장 측정 실험을 수행했다. Strack 등⁽⁸⁾은 기존 결과들을 바탕으로 엇회전식 프로펠러의 장점과 관련 기술들에 대해 언급했으며, 특히 기존에 개발된 기어 구동 장치의 특징과 장단점에 대해 자세히 비교 설명하고 있다. 그리

고, Harrison⁽⁹⁾은 레이저 유속계를 이용해 엇회전식 프로펠러 시스템 주위의 비정상 유동장을 측정했다. Kodama 등^(10,11)은 엇회전식 축류팬과 동일한 로터 날개수와 형태를 가진 1 단 및 2 단 축류팬의 공력 특성에 대한 실험을 통해 엇회전식 축류팬이 다른 두 경우에 비해 최고 10%의 효율 증가를 나타냄을 확인했다.

전산해석으로, Lesieutre⁽¹²⁾는 와류격자법(vortex lattice method)을 사용해 엇회전식 프로펠러 시스템의 준비정상 비압축성 해를 얻었다. 또한, Sears⁽¹³⁾는 선형 익형 이론에서 주기적 유동 속의 익형에 작용하는 비정상 양력은 준비정상 양력과 복잡한 초월 함수의 곱으로 나타낼 수 있음을 보였으며, Lesieutre⁽¹²⁾는 이 결과를 이용한 Sears⁽¹³⁾의 보정방법을 적용하여 엇회전식 프로펠러 시스템을 해석했으나 비정상 결과는 확신할수 없다. Chen 과 Williams⁽¹⁴⁾는 시간 영역에서 패널에 용출-중첩(source-doublet)을 분포 시킨 퍼텐셜 패널법(potential panel method)을 사용하여 완전 비정상, 비압축성 엇회전식 프로펠러 시스템을 해석했다. 또한, Cho 등^(1,2)과 Cho⁽³⁾에서는 주파수영역 3차원 패널법(frequency domain 3-D panel method)으로 상호 작용하는 회전계에 대한 해석을 하여 좋은 결과를 얻었다. 이 방법은 Williams^(15,16)가 단회전식 프로펠러에 대한 공력 해석을 위해 개발한 비정상 양력면 패널법(unsteady lifting surface panel method)을 기본으로 한다. 양력면 패널법을 엇회전식 프로펠러 시스템에 대한 해석으로 확장하려면 날개 하중이 단일 주파수로 나타나는 단회전식 프로펠러 시스템과 달리, 하중이 복수 조화 함수로 나타나야 되고, 한 양력면에 다른 양력면에 유도하는 속도장의 푸리에(Fourier) 변환을 통해서 상호 작용해야 한다. Williams 등⁽¹⁷⁾은 양력면 패널법을 덕트를 갖는 단회전식 프로펠러에 적용하여 비정상 공력 해석을 수행했고, Huang⁽¹⁸⁾은 주파수영역 3차원 패널법을 확장하여 덕트를 포함하는 엇회전식 프로펠러에 적용하여 좋은 결과를 얻었다. 끝으로, Celestina 등⁽¹⁹⁾은 유한체적법으로 Euler 방정식을 풀었고, Rai⁽²⁰⁾는 3차원 Navier-Stokes 방정식을 풀어 완전 비정상 로터-스테이터 간섭 효과를 모사했다.

2. 전산 해석이론

2.1 주파수 영역 패널법

본 연구에 사용된 주파수 영역 패널기법은 비정상 선형 양력면 패널법에 기초하고 있다. 이 선

형기법은 후류의 롤업(roll-up)과 같은 비선형 현상은 모델링하지 않으며 나선식 고정 후류법을 사용하고 있다. 또한, 날개는 주파수 ω 를 가지고 단순 조화운동을 한다고 가정한다. 따라서, 전체 교란장(disturbance field)은 회전 좌표계에서 동일한 주파수로 조화 운동을 하게 되며, 좀 더 복잡한 주기적 교란에 대해서는 교란을 푸리에 성분으로 나누어서, 각각에 대한 응답을 계산하게 된다. 하중의 크기를 결정하는 캠버면(camber surface)은 고정되어 있을 수도 있고, 임의의 점을 기준으로 조화 운동을 할 수도 있는데, 두 경우 모두 날개면을 통과하는 유동이 없을 때의 하중 분포(날개면 아래 위의 압력차, Δp)를 구하는 데 그 목적이 있다. 하중 분포에 의해 유도되는 날개면에서의 유체의 수직속도는 날개면의 수직속도와 같아야 하며 다음의 경계조건이 성립된다.

$$\vec{n} \cdot \vec{u} = v_n \tag{1a}$$

여기서, \vec{n} 는 날개면에 수직인 단위 벡터, \vec{u} 는 유체 속도이다.

하중 분포를 결정하는 작업을 단순화하기 위해서 실제 캠버면에서의 경계조건(식 (1a))을 이웃하는 헬리컬면(helical surface)에서의 경계조건(식 (1b))으로 변환한다.

$$\vec{L} \cdot \vec{u} = \left| \vec{L} \right| v_n \tag{1b}$$

여기서, \vec{n} 는 날개면에 수직인 단위 벡터, \vec{u} 는 유체 속도, \vec{L} 는 헬리컬면에 수직인 벡터, 그리고 v_n 은 날개면에서의 수직속도이다.

Fig. 1, 2는 각각 단회전식과 엇회전식 프로펠러의 좌표계를 나타낸 그림이고, Fig. 3은 날개가 회전하면서 그리는 헬리컬면을 나타낸다.

선형 공기역학 이론을 이용하면, 임의의 점에서의 수직속도 성분에 대해서, 하중 분포를 면적분하는 양함수적 표현(explicit expression)을 얻을 수 있는데, 수직속도는 경계조건으로 주어지기 때문에 관계식은 식 (2)와 같은 하중에 관한 선형 적분방정식이 된다.

$$U(\vec{r}, \vec{\theta}) = \int_{\vec{r}_n, \vec{\theta}_{nL}}^{\vec{r}_n, \vec{\theta}_{nE}} P(\vec{r}_0, \vec{\theta}_0) \frac{\partial}{\partial \theta_0} K(\vec{\theta} - \vec{\theta}_0, \vec{r}, \vec{r}_0) \vec{r}_0 d\vec{r}_0 d\vec{\theta}_0 \tag{2}$$

Inertial coordinate : $(x, y, z), (x, r, \theta)$

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

Rotor fixed coordinate : $(\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}), (\bar{x}, r, \bar{\theta})$

$$\bar{x} = x + U_\infty t \quad \bar{\theta} = \theta + \Omega t$$

$$\bar{y} = r \sin \bar{\theta} \quad \bar{z} = r \cos \bar{\theta}$$

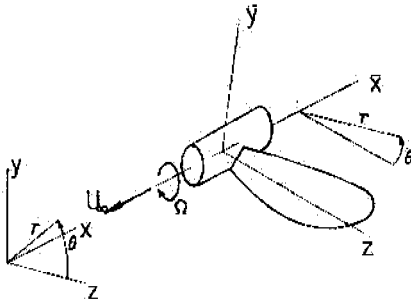


Fig. 1 Coordinate system of a single rotating propeller

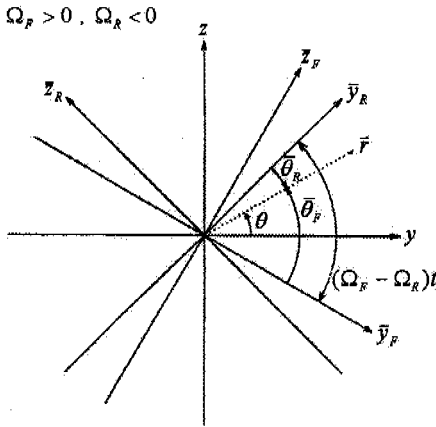


Fig. 2 Coordinate system of a counter rotating propeller

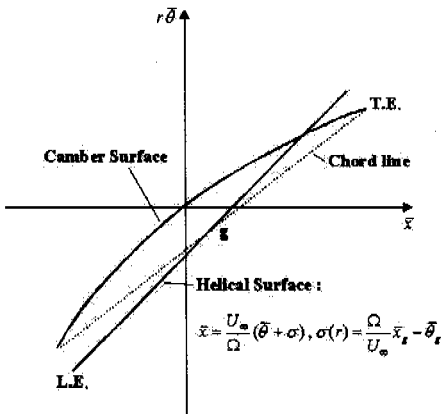


Fig. 3 Helical surface construction

여기서, $U = 4\pi(\vec{L} \cdot \vec{u}/U_\infty) e^{i\omega\bar{\theta}}$

$$P = S^2(\Delta p/\rho_0 U_\infty^2) e^{i\omega\bar{\theta}_0}$$

U 는 수직속도에, P 는 압력차에 비례하는 양이며, K 는 커널(kernel) 함수이다. 식 (2)로부터 주어진 수직속도에 대한 하중 분포를 구하게 된다.

2.2 Harmonic Coupling Interaction

엇회전식 축류팬의 전후단 로터에 작용하는 주기적인 비정상 공력 하중을 구하기 위해서는 하중을 복수의 조화 계수들로 분해해서 조화 계수의 크기를 반복 계산으로 결정한다. 전후단 로터의 각 반복 계산 단계는 먼저 각각의 독립된 단회전 로터의 주파수 영역이 계산되고, 전후단 로터의 비 정상 공력 상호작용은 한 양력면이 다른 양력면에 유도하는 속도장을 푸리에 변환시켜 모사한다. 각각의 양력면에 대한 순간 수직속도 V 와 압력차 Δp 사이의 선형 관계는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$V_F = AIC_{FF} \cdot \Delta p_F + AIC_{FR} \cdot \Delta p_R$$

$$V_R = AIC_{RF} \cdot \Delta p_F + AIC_{RR} \cdot \Delta p_R \quad (3)$$

여기서, AIC 는 공력영향계수(aerodynamic influence coefficient)로 선형 적분 공간/시간 연산자이다. 식 (3)을 살펴보면, 수직속도 V 가 주어졌을 경우, Δp 는 전단 로터에 의한 공기역학적 구동 ($V_R=0$)과 후단 로터에 의한 공기역학적 구동 ($V_F=0$) 결과에 의한 합으로 나타낼 수 있음을 쉽게 알 수 있다. 공기역학적으로 구동한다는 것은 전후단 로터에 각각 존재하는 하중이 다른 로터에 공기역학적으로 하중을 유도한다는 것을 의미한다. 각 경우에 V_δ 는 주어진 주파수 ω_0 와 날개 상호간 위상각 지표(interblade phase index) m_0 에 대한 단순 조화 함수이다. 따라서, 구동 로터(δ)의 j 번째 날개 표면에서의 수직속도는 V_δ 의 실수 부분을 의미하며 다음과 같다.

$$V_{\delta_j} = \bar{V}_{\delta_j} e^{i(\omega_0 t - jm_0 \Delta \theta_\delta)} \quad (4)$$

상호작용의 주기성에 의해서 각 로터의 j 번째 날개에 작용되는 공력 하중은 다음과 같은 조화 함수로 나타낼 수 있다.

$$\Delta p_{\delta_j} = \sum_n P_{\delta_n} e^{i[(\omega_0 + nN_\xi \Omega_0)t - j(nN_\xi + m_0)\Delta\theta_\delta]}$$

$$\Delta p_{\xi_j} = \sum_n P_{\xi_n} e^{i[(\omega_0 + (nN_\delta - m_0)\Omega_0)t - j(nN_\delta - m_0)\Delta\theta_\xi]} \quad (5)$$

여기서, 첨자 δ 와 ξ 는 상대적으로 구동 로터와 피구동 로터를 나타낸다(전단 로터 구동일 때는 $\delta=F, \xi=R$; 후단 로터 구동일 때는 $\delta=R, \xi=F$). 그리고, N_γ 는 로터 γ 의 날개수, Ω_γ 는 로터 γ 의 각속도, Ω_0 는 $\Omega_\delta - \Omega_\xi$ 를 나타내며, $\Delta\theta_\gamma$ 는 $2\pi/N_\gamma$ 이며 로터 γ 의 날개 상호간의 각을 의미한다.

두 로터의 날개가 강제이고, 날개 개수가 같다면 $\omega_0 = m_0 = 0$ 이다. 만약, 후단 로터가 회전하지 않고 있는 상태 즉, 스테이터와 같아지는 상태라면, $\Omega_R = 0, N_R = 1, \omega_0 = m_0 = 0$ 이 된다. 식 (5)을 식 (3)에 대입하여 조화 계수들로 나누면 다음과 같다.

$$\overline{AIC}_{\delta\delta}(\omega_0 + nN_\xi \Omega_0, nN_\xi + m_0) \cdot P_{\delta_n} = \overline{V}_{\delta_n}$$

$$\overline{AIC}_{\xi\xi}(\omega_0 + (nN_\delta - m_0)\Omega_0, nN_\delta - m_0) \cdot P_{\xi_n} = \overline{V}_{\xi_n} \quad (6)$$

여기서, $\overline{AIC}(\omega, k)$ 는 주파수 ω 와 날개 상호간의 위상각 $k\Delta\theta$ 에 대한 단순 조화 기준 날개(reference blade) 연산자(독립된 단회전 로터의 연산자)이다. \overline{V} 의 크기는 결국 한 양력면이 다른 양력면에 유도하는 속도장의 복소 조화 함수의 크기가 된다.

구동 로터의 각 조화 하중 P_{δ_n} 은 구동 로터 좌표계(θ_δ)에서의 단순 조화 속도장을 만든다. 즉,

$$\vec{u}_{\delta_n} = \vec{U}_{\delta_n}(\theta_\delta) e^{i(\omega_0 + nN_\xi \Omega_0)t} \quad (7)$$

여기서, 복소 부분의 크기는 기준 날개에 대한 적분으로 구한다.

$$\vec{U}_{\delta_n} = \iint P_{\delta_n}(\vec{x}_0) \vec{K}_\delta(\vec{x}, \vec{x}_0) dA_0 \quad (8)$$

여기서, \vec{x} 는 속도장의 공간 좌표, \vec{x}_0 는 기준 날개의 표면 좌표이다. 로터 커널 \vec{K}_δ 에 대한 자세한 공식은 Cho⁽³⁾에 제시되어 있다.

식 (7)의 속도장은 θ_δ 에 대한 푸리에 함수로 전개하여 피구동 로터의 좌표계($\theta_\xi = \theta_\delta - \Omega_0 t$)로 변환한다.

$$\vec{u}_{\delta_n}(\theta_\xi, t) = e^{i(\omega_0 + nN_\xi \Omega_0)t} \sum_k [\vec{U}_{\delta_{nk}} e^{iB\theta_\xi}] e^{-iB\Omega_0 t} \quad (9)$$

여기서,

$$\vec{U}_{\delta_{nk}} = \frac{1}{\Delta\theta_\delta} \int_0^{\Delta\theta_\delta} \vec{U}_{\delta_n}(\theta_\delta) e^{-iB\theta_\delta} d\theta_\delta \quad (10)$$

$$B = kN_\delta - nN_\xi + m_0$$

속도장 $\vec{U}_{\delta_{nk}} e^{iB\theta_\xi}$ 는 피구동 로터 주파수를 나타내는 $\omega_0 + (kN_\delta - m_0)\Omega_0$ 에 대응하므로, 식 (6)의 피구동 로터 수직속도 \overline{V}_{ξ_n} 는 다음 식의 크기만큼 변화하게 된다.

$$\Delta \overline{V}_{\xi_n} = -\vec{n}_{\xi_n} \cdot \vec{U}_{\delta_{nk}} e^{iB\theta_\xi} \quad (11)$$

여기서, \vec{n}_{ξ_n} 는 피구동 로터 캠버면에 수직인 단위 벡터이다.

마찬가지로 피구동 로터의 각 조화 하중 P_{ξ_n} 은 피구동 로터 좌표계(θ_ξ)에서의 단순 조화 속도장을 유도하게 된다. 즉,

$$\vec{u}_{\xi_n} = \vec{U}_{\xi_n}(\theta_\xi) e^{i[\omega_0 + (nN_\delta - m_0)\Omega_0]t} \quad (12)$$

여기서, 복소 부분의 크기는 기준 날개에 대한 적분으로 구한다. 단순 조화 속도장도 θ_ξ 에 대한 푸리에 함수로 전개하여 구동 로터의 좌표계($\theta_\delta = \theta_\xi + \Omega_0 t$)로 변환한다.

$$\vec{u}_{\xi_n}(\theta_\delta, t) = e^{i[\omega_0 + (nN_\delta - m_0)\Omega_0]t} \sum_k [\vec{U}_{\xi_{nk}} e^{iB\theta_\delta}] e^{-iB\Omega_0 t} \quad (13)$$

여기서,

$$\vec{U}_{\xi_{nk}} = \frac{1}{\Delta\theta_\xi} \int_0^{\Delta\theta_\xi} \vec{U}_{\xi_n}(\theta_\xi) e^{-iB\theta_\xi} d\theta_\xi \quad (14)$$

$$B = kN_\xi - nN_\delta + m_0$$

속도장 $\vec{U}_{\xi_{nk}} e^{iB\theta_\delta}$ 는 구동 로터 주파수를 나타내는 $\omega_0 + (kN_\xi - m_0)\Omega_0$ 에 대응하므로, 식 (6)의 구동 로터 수직속도 \overline{V}_{δ_n} 에 다음 식의 크기만큼 변화하게 된다.

$$\Delta \vec{V}_{\delta_i} = -\vec{n}_{\delta_i} \cdot \vec{U}_{\delta_{in}} e^{iB\theta_{\delta_i}} \quad (15)$$

여기서, \vec{n}_{δ_i} 는 구동 로터 캠버면에 수직인 단위 벡터이다.

2.3 반복 계산 절차

유입 흐름에 의한 기준 날개 캠버면에 수직한 속도가 정해지면 비정상 하중은 전후단 로터가 각각 공기역학적으로 구동하는 계산 결과를 연결함으로써 계산될 수 있다. 앞서 언급한 바와 같이 외부의 유입 흐름에 의한 수직속도 성분은 전후단 로터의 올려흐름(upwash) 계산시 다른 로터가 공기역학적으로 구동하여 발생된 유도 속도에 첨가된다.

반복 계산 절차는 다음과 같다.

- (1) 주어진 수직속도에 대한 공력 구동 로터의 공력 하중을 계산한다.
- (2) 공력 구동 로터의 하중에 의해 다른 공력 피구동 로터에 유도되는 속도장을 계산한다.
- (3) 위의 속도장을 푸리에 변환시켜 주파수영역으로 바꾼 후, 피구동 로터 속도장에 추가한다.
- (4) 공력 피구동 로터의 수직속도의 각 조화 계수에 해당되는 피구동 로터의 유도 하중을 계산한다.
- (5) 피구동 로터의 각 하중 조화 계수에 의해 구동 로터에 유도되는 속도장을 계산한다.
- (6) 위의 속도장을 푸리에 변환시켜 구동 로터의 수직속도에 포함되는 각 주파수에 따라 속도장에 추가시킨다.
- (7) 제 1 단계로 되돌아 가서 기준대로 수렴할 때까지 위의 과정을 반복한다.

2.4 양력면 이산화

양력면 적분방정식 (8)은 날개를 압력차 Δp 가 일정한 유한개의 요소로 나누어 풀 수 있다. 수직속도 U 는 각 요소의 제어점에서 지정된다. 그러면 적분방정식은 각 요소의 하중에 대한 연립 대수방정식이 된다. 좀 더 구체적으로 살펴보면, 날개는 NRP 개의 반지름방향의 패널과 그 각각에 대해서 NXP 개의 코드방향의 패널로 분리된다. 결과적으로, 각 날개는 $NP=NRP \times NXP$ 개의 사각형 패널을 갖는다. Fig. 4는 패널 분포 및 제어점 위치를 나타낸 그림이다. 각 패널에서의 제어점은 수렴성 검증결과, $\epsilon = 0.85$ 가 최적인 것⁽³⁾으로 나타

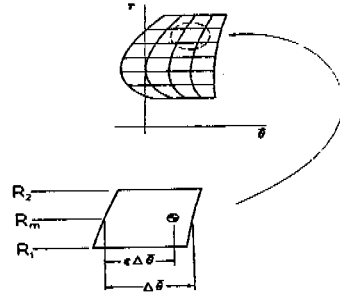


Fig. 4 Blade paneling and control point placement

났다.

$$U_i = \sum_{j=1}^{NP} C_{ij} P_j \quad (16)$$

여기서, U_i 는 i 번째 제어점에서 유도된 수직속도, P_j 는 날개의 j 번째 패널에서의 하중, C_{ij} 는 하중점 j 와 제어점 i 사이의 공력영향계수를 나타낸다.

모든 패널에서의 하중은 주어진 공력영향계수 행렬의 역행렬과 양력면에서의 수직속도 벡터와의 곱으로 결정된다.

3. 실험 장치 및 방법

3.1 실험 장치

팬 실험 장치는 크게 팬과 테스트 덕트 두 부분으로 구분된다. 팬은 전후단 로터, 기어 구동 장치, 그리고 전동기로 구성되어 있다.

3.1.1 테스트 덕트

Fig. 5는 성능 측정 실험 장치를 나타낸 그림이다. 테스트 덕트는 “송풍기의 시험 및 검사 방법”에 대해 규정한 KS B 6311⁽⁴⁾의 표준화된 규격에 따라, 사용 상태에서 토출판만을 가지는 송풍기의 경우 중 피토관을 사용한 경우에 맞게 제작됐다. 덕트의 직경은 770mm 이고, 길이는 7,900mm 이다. 또한, 팬과 덕트는 직경이 712mm 인 팬 케이싱과 길이 300mm, 5.5°의 경사각을 갖는 확대관으로 연결되어 있다. 덕트의 토출구에는 공기량을 조절하는 원추형의 스톱 밸브 장치가 설치되어 있다. 정류 격자(honeycomb)는 정압과 동압 측정 탭 사이에 위치해 있으며, 정사각형 격자 눈금을 가지고 있다. 정류 격자 전방에는 정압 측정 탭이, 후방에는 피토관과 압력계를 이용하여 동압, 즉 공기량을 측정할 수 있는 탭이 있다. 정압 측정 탭은 측정

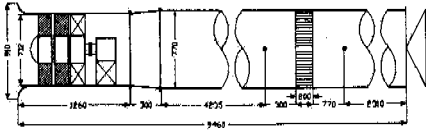


Fig. 5 Test rig layout

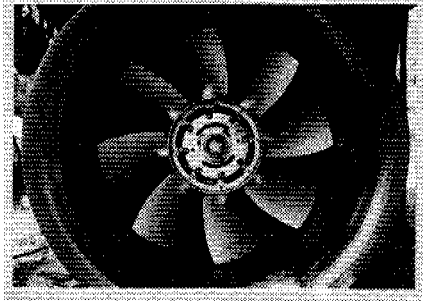


Fig. 6 Picture of the front rotor

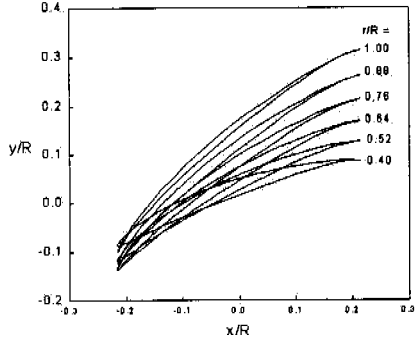


Fig. 7 Spanwise twist and thickness distributions of a front rotor blade (HYCR2)

Table 1 Specifications of a Tested Fan Blade (HYCR2)

r/R	Chord ($=c/R$)	Angle [deg]	Solidity ($=c/s$)	Sweep ($=y/R$)
0.40	0.465	52.7	1.48	0.030
0.70	0.542	37.5	0.99	0.057
1.00	0.597	31.1	0.76	0.138

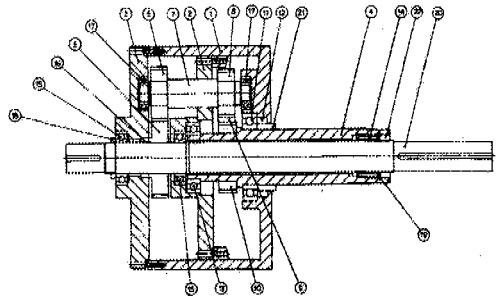


Fig. 8 Gear box for counter rotation

단면에서 원주방향으로 90° 간격으로 네 지점에 위치해 있다.

3.1.2 로터

Fig. 6은 전단 로터의 사진으로 직경은 700mm이다. 허브의 직경은 280mm로 허브비가 0.4이다. 날개는 알루미늄 합금으로 주물 제작되었고, 전후단 로터 각각 8개이며, HYCR2로 명명된 로터 날개에 대한 구체적인 사양은 Table 1에 제시되어 있다. 날개는 최근 고성능 팬에 자주 사용되는 종횡비가 큰 형태를 가진다. Fig. 7은 날개의 허브에서 팁까지의 익형(airfoil)의 코드(chord) 길이, 두께 및 날개의 비틀림 변화를 나타낸 그림이다. 또한, 날개는 회전과 반대방향으로의 후향 스위프(backward sweep)을 가지고 있으며, 이러한 형태의 후향 스위프는 고성능 프롭팬에서 압축성 손실과 소음 감소 등을 목적으로 자주 사용돼 왔다. 익형은 저속 유동의 축류 터보 기계에 자주 사용되는 NACA65 계열을 사용했으며, 7%($C_i=1.269$) 캠버를 가지고 있다. 날개 팁과 케이싱 사이의 간격은 날개 설치각(β)이 35°일 때 평균 10mm로 날개 반지름의 1.4%이다. 여기서, 날개 설치각은 회전면을 기준으로 날개 반지름의 75%되는 지점에서 정의됐다. 후단 로터는 전단 로터를 대칭시켜 제작했다.

3.1.3 기어 구동 장치

엇회전식 기어 구동 장치로는 Harrison 등⁽⁹⁾이 사용한 베벨기어(bevel gear) 시스템이 구조가 간단하기 때문에 실험용으로 많이 사용되어 왔으나, 본 연구에서는 강도 문제에서 보다 우수한 성능을 가지는 평기어(spur gear) 시스템을 채택했다. 구조는 Strack 등⁽⁸⁾이 제시한, 전후단 로터에 소모되는 동력의 크기에 관계없이 정확하게 동일한 회전비를 얻을 수 있는 multiple compound idler 형태를 기본으로 했다.

Fig. 8은 본 연구와 관련하여 제작된 기어 구동 장치를 나타낸 그림이다. 기어 구동 장치는 5개의 평기어와 피니언 축(pinion shaft)를 사용하여, 전후단 로터의 구동축을 동일한 회전수로 서로 반대방향으로 회전시켜 준다. 좀 더 구체적으로 살펴보면, Fig. 8의 ⑤번과 ⑩번 기어가 각각 후단 및 전단 로터 구동축에 연결되어 있고, ⑥번 기어가 크기가 같은 ⑤번 기어와 맞물려 ⑦번 피니언 축을 통해 ⑧번 기어를 같은 방향, 같은 회전수로 구동시킨다. ⑧번 기어는 동일한 크기의 지름을 갖고 있는 ⑨번 기어를 반대방향으로 구동시키며, ⑨번 기어는 동시에 동일한 크기의 ⑩번 기어를 반대방향으로 회전시킨다. 따라서, ⑤번 기어와 ⑩번 기어는 서로 반대방향으로 회전하게 되고, 회전비는 1:1이 된다.

3.2 실험 방법

실험은 KS B 6311⁽⁴⁾에 따라, 정압은 Fig. 5의 정압 측정 단면에서 덕트 표면에 원주방향으로 90° 간격으로 뚫은 네 지점에서 측정한 값을 평균했고, 공기량은 피토크를 이용하여 측정 단면에서 서로 직각인 지름 위의 20 지점에서 동압을 측정하여 얻었다. 동압 측정 지점 및 공기량 계산 과정은 KS B 6311⁽⁴⁾에 상세하게 제시되어 있다.

축동력의 계산은 전동기 제조 회사에서 제공한 성능 시험 성적서에 따랐으며, 기어 구동 장치에 소모되는 기계적인 손실은 축동력 계산에서 제외시켰다. 기어 구동에 들어가는 축동력을 계산하기 위해서 먼저 전동기와 기어 구동 장치만을 연결한 후, 전력계에서 얻은 값에 전동기 효율을 곱하여 축동력을 구했다. 다음으로 기어 구동 장치에 하중이 작용했을 경우, 즉 Fig. 8의 후단 로터 구동축(4번)에 로터가 장착되었을 경우에 추가되는 손실은 전단 로터 구동축(20번)에 로터가 장착되었을 경우와의 축동력 차를 구하여 계산했다.

실험은 먼저 날개수가 8개인 단회전식 축류팬에 대해 실시됐다. 날개각이 30°, 35°, 40°인 경우에 대해 각각 성능 실험을 수행하여 최고 효율을 갖는 각도를 찾아냈다. 그 결과를 기본으로 단회전식 축류팬이 최고 효율을 갖는 지점에서 Euler의 터보 기계 방정식을 이용하여 전후단 로터가 소모하는 축동력의 크기가 같아지도록, 후단 로터의 날개각을 조정했다. 실험은 먼저 날개수가 8개인 단회전식 축류팬에 대해 실시됐다. 날개각이 30°, 35°, 40°인 경우에 대해 각각 성능 실험을 수행하여 최고 효율을 갖는 각도를 찾아냈다. 그 결과를 기본으로 단회전식 축류팬이 최고 효율을 갖는 지점에서 Euler의 터보 기계 방정식을 이용하여 전후단 로터가 소모하는 축동력의 크기가 같아지도록, 후단 로터의 날개각을 조정했다. 날개각 계산은 NACA65 계열의 날개 출구에서의 편차각(deviation angle)에 대한 익렬 실험 자료를 기본으로 했다. Fig. 9는 엇회전식 축류팬에 대한 속도 삼각형을 나타낸 그림이다. 식 (17)에서 볼 수 있듯이, 두 로터가 소모하는 축동력의 크기가 같아진다는 것은 곧 전단 로터에 의해 생긴 공기의 원주 방향 속도 성분을 후단 로터가 완벽하게 제거해 준다는 것을 의미한다($\Delta V_{\theta_r} = \Delta V_{\theta_f}$).

$$P_f (= mrv\Delta V_{\theta_r}) = P_r (= mrv\Delta V_{\theta_r}) \quad (17)$$

계산 결과, 전단 로터의 날개각이 35°일 때, 후단 로터의 날개각은 전단 로터보다 5° 작은 30°가 되

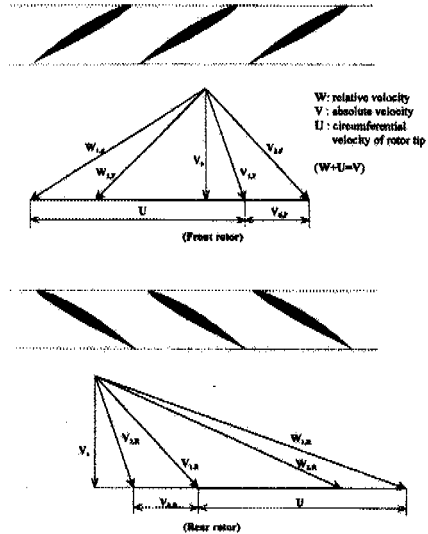


Fig. 9 Velocity triangles of counter rotating axial fans

며, 이 때 전후단 로터의 축간 간격(ΔX)을 날개 회전축 간의 간격으로 나타낼 때, 가장 작은 경우를 0.45R로 했다. 이때, 허브에서 전단 로터의 날개 후연과 후단 로터의 날개 전연 사이의 간격은 0.1R이 된다. 엇회전식 축류팬에 대한 성능 실험은 전후단 로터의 축간 간격이 0.45R, 0.50R, 0.55R의 세 가지 경우에 대해 실시됐다. 또한, 팬 케이싱의 전단 로터 전방과 전후단 로터의 중간 지점, 그리고 후단 로터 후방에 각각 2군데의 정압 측정 탭을 뚫어 각 단에서의 정압 상승값을 평균하여 측정했다. 각 탭은 전단 로터 전방과 후단 로터 후방에 로터의 날개 팁에서 15mm씩 떨어진 지점과 전후단 로터 중간 지점에 위치해 있다.

4. 결과 및 고찰

4.1 SR2 모델에 대한 전산 해석

Fig. 10과 Fig. 11은 모두 SR2 모델에 대한 해석 결과로서, 날개각이 40.3°이고, 8개의 날개를 가진 단회전식 프로펠러에 관한 것이다. Fig. 10에서는 전진비에 따른 추력 및 동력 계수를 Chen과 Williams⁽¹⁴⁾가 사용한 퍼넬설 패널법의 계산결과와 Stepko와 Jeracki⁽⁶⁾의 실험 결과와 비교했다. SR2 모델은 단회전식 프로펠러로 Hamilton Standard에서 설계 제작되었으며, 이에 대한 설계조건 및 구체적인 사양은 Chen과 Williams⁽¹⁴⁾에 자세히 제시되어 있다. 실험값과 비교해 볼 때, 양력면 패널법은 고하중 영역(작은 전진비)에서, 특히 동력 계수를 과소 예측하고 있다.

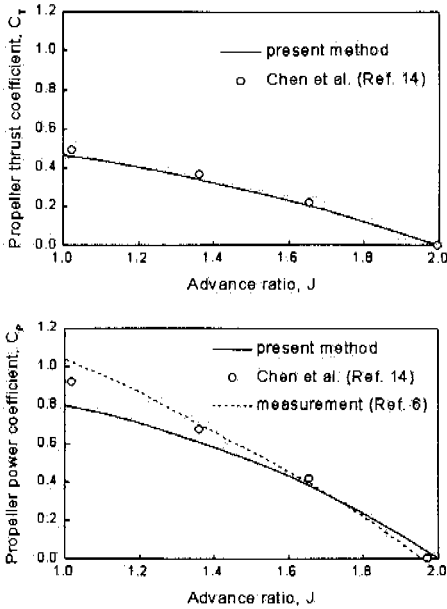


Fig. 10 SRP performance(8-bladed SR2 model, $\beta=40.3^\circ$)

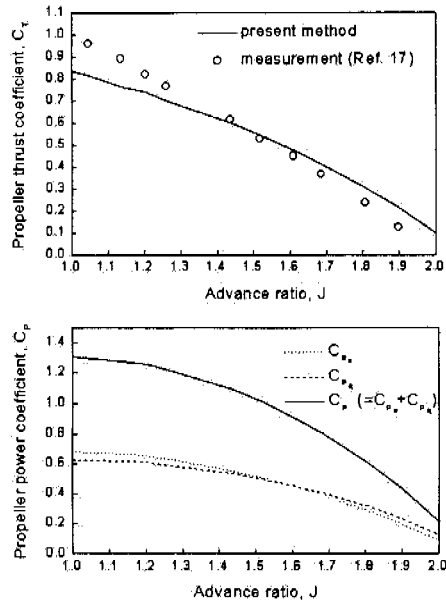


Fig. 12 CRP performance (8x8 SR2 model, $\beta_f=41.3^\circ$, $\beta_r=41.3^\circ$, $\Delta X=0.287R$)

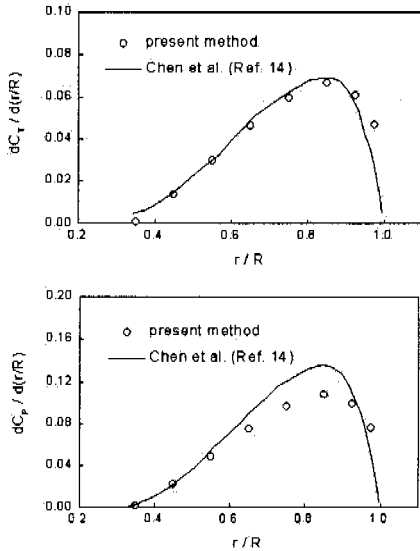


Fig. 11 Sectional thrust and power distributions (8-bladed SR2 model, $\beta=40.3^\circ$, $J=1.633$)

그 이유는 양력면 패널법이나 퍼텐셜 패널법 모두 비점성 고정 후류 모델을 사용하기 때문인 것으로 판단된다. 게다가, 이 영역에서는 영각이 커져, 비점성 선형 모델과 실제 유동 현상과의 차이가 커지게 된다. 또한, 저하중 영역(큰 전진비)인 windmill 근처에서 동력 계수를 과대 예측하는 것은 양력면 패널법이 점성에 의한 항력을 무시하기 때문이다.

여기서, 전진비는 회전하는 날개 끝의 선속도와 비행속도와의 비를 나타낸다.

Fig. 12는 전후단 각각 8개의 날개를 가진 엇회전식 프로펠러에 대한 성능 해석 결과를 Dunham 등⁽⁷⁾의 실험값과 비교한 그림으로 날개각은 전후단 모두 41.3° 이며, 두 로터의 축간 간격은 $0.287R$ 이다. 추력 계수가 고하중과 저하중 영역에서 잘 일치하지 않는 것은 단회전식 프로펠러의 경우처럼 고정 후류 모델과 패널법이 점성을 고려하지 않기 때문인 것으로 판단된다.

4.2 실험모델(HYCR2)에 대한 실험 및 전산해석

Fig. 13은 단회전식 축류팬의 날개각 변화에 따른 실험 결과로서, 날개각이 커짐에 따라 유량 계수는 커지나, 최고 효율점에서의 압력 계수나 효율은 그다지 변하지 않는다. 날개각이 클수록 P-Q 곡선의 서징(surging) 시작점이 저유량 계수쪽으로 이동하고, 서징 영역의 폭과 깊이도 커진다. 날개각이 35° 일 때 최고 효율은 30° 에 비해 2.5%, 40° 에 비해 3% 큰 값을 나타낸다.

Fig. 14는 성능 실험 결과로서 날개각이 35° 인 단회전식 축류팬과 전후단 로터의 날개각이 각각 35° , 30° 이고, 전후단 로터의 축간 간격이 $0.45R$ 인 엇회전식 축류팬의 압력 계수 및 효율을 비교한 그림이다. 최고 효율은 엇회전식 축류팬이 단회전식 축류팬에 비해 약 14% 높게 나타났다.

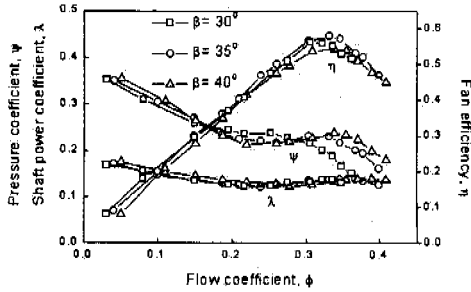


Fig. 13 Comparison of SRF performances (8-bladed HYCR2 model)

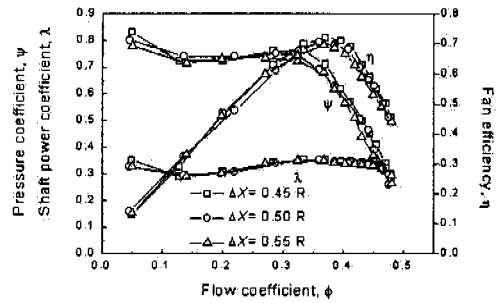


Fig. 15 Comparison of CRF performances (8x8 HYCR2 model, $\beta_F=35^\circ$, $\beta_R=30^\circ$)

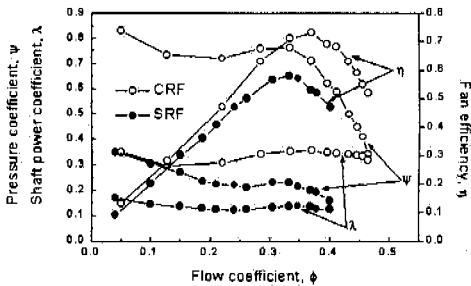


Fig. 14 Comparison of SRF performance ($\beta=35^\circ$) with CRF's ($\beta_F=35^\circ$, $\beta_R=30^\circ$, $\Delta X=0.45R$)

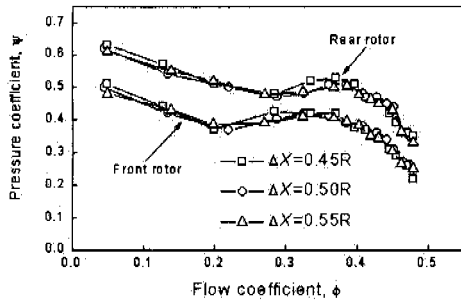


Fig. 16 Static pressure rise through front rotor and rear rotor (8x8 HYCR2 model, $\beta_F=35^\circ$, $\beta_R=30^\circ$)

이것은 후단 로터가 전단 로터에 의해 발생된 공기의 원주방향 속도 성분을 잘 회수하여 정압을 상승시켰기 때문이다. 단회전식 축류팬과 엇회전식 축류팬은 유량 계수가 각각 0.337, 0.37에서 최고 효율을 갖는다. 이 때, 식 (18)을 이용하면, 유도 유입 속도가 무시되었을 경우, 날개의 0.75R에서 영각(α)은 단회전식 축류팬과 엇회전식 축류팬이 각각 10.8° , 8.7° 가 됨을 알 수 있다.

$$\alpha = \beta - \tan^{-1} \left(\frac{V_a}{0.75R\Omega} \right) \quad (18)$$

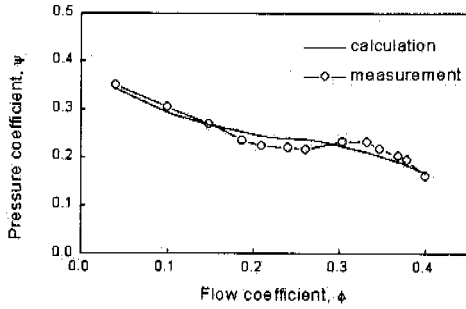
Fig. 15는 전후단 로터의 축간 간격이 0.45R, 0.50R, 0.55R 인 경우에 대한 성능 실험 결과를 나타낸 그림이다. 이 때, 전후단 로터의 축간 간격은 날개 회전축간의 거리이며, 전단 로터의 날개 후연과 후단 로터의 날개 전연 사이의 간격은 각각 0.1R, 0.15R, 0.2R 이다.

Wallis⁽²¹⁾에 의하면 로터 사이의 간격이 코드 길이의 1/6에서 1일 때 성능의 차이에 큰 변화를 보이지 않는다고 한다. 또한, Kodama 등⁽¹⁰⁾에 의하면 축간 거리가 증가함에 따라 후류가 확산하며, 축방향의 속도가 반경 방향으로 차츰 균일화 되고, 후단 로터에 대한 입사각이 크게 되면서, 후단 로

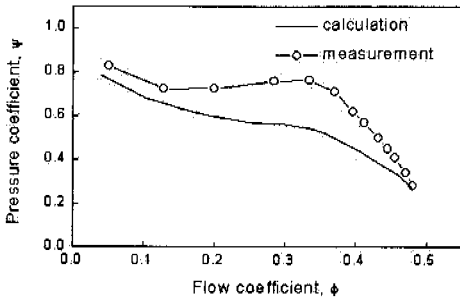
터의 표면의 경계층 성장으로 압력 손실이 증가하기 때문에 효율이 감소한다고 설명하고 있다.

본 실험에서 반경이 0.7R 인 지점에서 두 로터 날개 사이의 간격이 코드길이의 약 0.185에서 0.37이다. 따라서, 전후단 로터의 간격도 크지 않았기 때문에 성능의 변화가 뚜렷하지는 않았으나, 간격이 커짐에 따라 효율이 다소 감소함을 알 수 있다.

Fig. 16은 전단 로터와 후단 로터에서 발생한 정압 상승을 나타낸 그림이다. 공기의 원주방향 속도 성분의 크기가 커지면 원심력에 의한 반경방향의 압력분포 변화로 케이싱 벽면에서 측정된 정압이 단면 전체의 정압을 정확하게 나타내지는 못하지만, Fig. 16은 그 차이가 크지 않다는 가정을 포함한 그림이다. 각 측정 점은 전단 로터 전방과 후단 로터 후방에 로터의 날개 팁에서 15mm씩 떨어진 지점과, 전후단 로터 중간 지점에 위치해 있다. 후단 로터 전후방에서의 정압 상승은 전단 로터에 비해 평균 25% 증가했으며, 유량 계수가 감소함에 따라 후단 로터에서 먼저 실속(stall)에 의한 서징이 일어났음을 확인할 수 있다 후단 로터에서 먼저 서징이 일어난 이유는 전단 로터의 회전으로 발생한 공기의 원주방향 속도 성분에 의해 예상했던 것보다 후단 로터에서의 영각이 커지



(a)



(b)

Fig. 17 Comparisons of experimental and numerical results: (a) SRF and (b) CRF

고, 전단 로터에서 나온 후류의 확산으로 인한 경계층 성장이 후단 로터에서의 유동을 불안정하게 만든 것으로 판단된다.

Fig. 17(a)는 날개각이 35°인 단회전식 축류팬의 실험 결과와 전산 해석 결과를 비교하였다. 저유량 영역에서의 성능 예측은 선형 이론에 근거를 둔 본 패널법으로는 어렵기 때문에 기존의 실험 결과 등을 바탕으로 경계조건에 적용되는 upwash, 즉 유도 속도를 보정하는 방법을 사용했다. 덕트 효과를 고려하기 위해서 Williams 등⁽¹⁷⁾이 사용한 덕트 팬의 계산 결과값을 바탕으로 upwash를 반경 방향으로 보정해 주었다.

Fig. 17(b)는 전후단 로터의 날개각이 각각 35°, 30°이고 축간 간격이 0.45R 인 엇회전식 축류팬에 대한 실험 결과와 전산 해석 결과를 비교한 그림이다. 단회전식 축류팬의 경우와 달리 고유량 영역에서 압력계수가 실험값과 큰 차이를 보이고 있다.

그 이유는 Williams 등⁽¹⁷⁾의 계산결과에서 덕트가 있는 경우는 덕트가 없는 경우에 비해 덕트의 영향으로 날개 끝부분의 추력상승의 효과가 발생하였다, 본 전산 해석 기법에서 덕트 효과를 고려하기 위해 반경방향으로 upwash를 보정해주었지

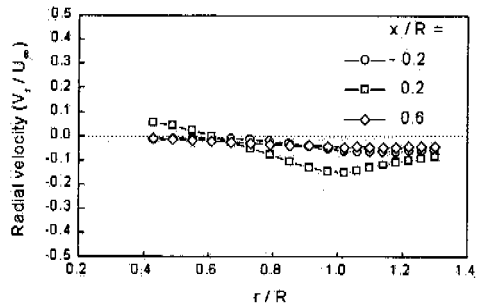
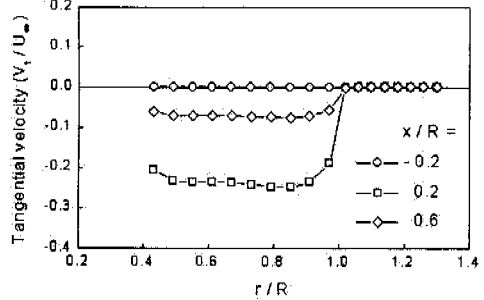
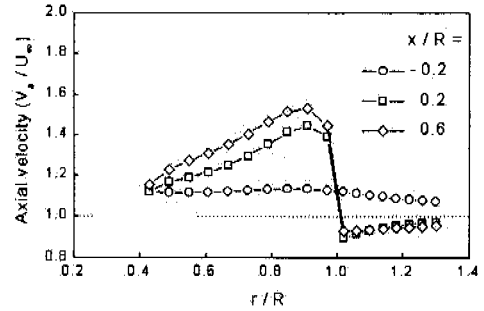


Fig. 18 Predicted circumferentially averaged velocities (8x8 HYCR2 model, $\beta_r=35^\circ$, $\beta_s=30^\circ$, $\phi=0.35$, $\Delta X=0.45R$)

만 덕트로 인한 추력상승의 효과가 충분히 반영되지 못하였다. 또한, Fig. 18에서 축방향의 위치에 따라 계산하여 전산해석 결과와 실험 결과와 다른 원인을 살펴보았다.

Fig. 18을 보면 덕트가 있는 경우와 달리 덕트가 없는 경우에 입구의 유입속도에 비해 전단 로터 뒤의 축방향 속도가 가속되고, 반경방향으로 공기가 유입되는 것을 확인할 수 있다. 이로 인해 후단 로터에서 입사각이 줄어들어 정압 상승의 효과가 감소한다. 보다 정확한 성능예측을 위해 앞으로 덕트 효과를 고려한 수치해법 연구가 필요하다.

Fig. 19는 날개각이 35°인 단회전식 축류팬의 압력 분포를 예측한 그림으로 유량 계수가 0.337 일 때의 결과이다. 날개 전연을 제외하고 코드방향으로 압력차(Δp)의 변화가 크지 않다.

참고문헌

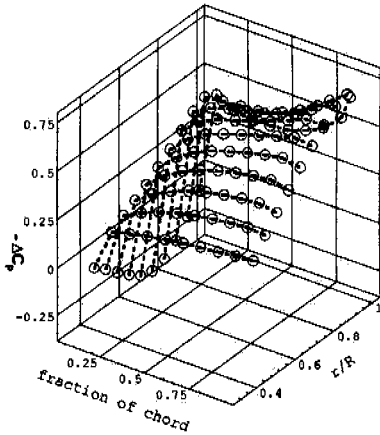


Fig. 19 Predicted pressure distribution (8 bladed HYCR2 model, $\beta=35^\circ$, $\phi=0.337$)

5. 결론

본 연구에서는 주파수영역 패널법을 사용하여 로터에 대한 전산 해석 결과를 실험 결과와 비교했으며, 단회전식 축류팬과 엇회전식 축류팬에 대한 성능 측정 실험을 수행하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 단회전식과 엇회전식 프로펠러 시스템에 대해 전산기법을 적용한 결과 기존의 실험 결과와 전산 해석 결과가 잘 일치함을 확인하였다.
- (2) 단회전식 축류팬과 엇회전식 축류팬의 성능 실험 결과, 전체 유량 영역에서 엇회전식 축류팬이 단회전식 축류팬보다 높은 효율을 가졌고, 최고 효율점에서의 효율은 약 14% 높았다.
- (3) 엇회전식 축류팬의 전후단 로터의 축간 간격에 따라 실험한 결과, 축간 거리가 커질수록 팬의 효율이 감소하였다.
- (4) 엇회전식 축류팬의 전후단 로터 전후방과 중간 지점에서 정압을 측정해 각 단계에서의 정압 상승을 구한 결과, 후단 로터에서의 정압 상승이 전단 로터에 비해 평균 25% 증가했으며, 유량 계수가 감소함에 따라 후단 로터에서 먼저 실속에 의한 서징이 일어났다.

후 기

본 연구는 1997년도 에너지자원기술지원센터의 에너지기술개발사업(97-E-ID-02-P-11)의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

- (1) Cho, J. and Williams, M. H., 1990, "Counter Rotating Propeller Analysis Using Frequency Domain Panel Method," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 6, No. 4, pp. 426-434.
- (2) Cho, J. and Williams, M. H., 1990, "Propeller-Wing Interaction Using a Frequency Domain Panel Method," *Journal of Aircraft*, Vol. 27, No. 3, pp. 196-203.
- (3) Cho, J., 1988, "Frequency Domain Aerodynamic Analysis of Interacting Rotating Systems," Ph.D. Thesis, Purdue University.
- (4) 공업진흥청, 1982, "송풍기의 시험 및 검사 방법," KS B 6311.
- (5) Biermann, D. and Hartman, E. P., 1942, "Wind-Tunnel Tests of Four- and Six-Blade Single- and Dual-Rotating Tractor Propellers," NACA Report 747.
- (6) Stepko, G. L. and Jeracki, R. J., 1982, "Wind-Tunnel Results of Advanced High-Speed Propellers at Takeoff, Climb, and Landing Mach Numbers," NASA TM 87030.
- (7) Dunham, D. M. and Gentry, G. L., Jr., 1986, "Low-Speed Wind-Tunnel Tests of Single- and Counter-Rotation Propellers," NASA TM 87656.
- (8) Strack, W. C., Knip, G., Weisbrich, A. L., Godston, J. and Bradly, E., 1982, "Technology and Benefits of Aircraft Counter Rotation Propellers," NASA TM 82983.
- (9) Harrison, G. L., 1987, "An Experimental Investigation of the Flow Field around a Counter-Rotating Propeller System Using a Laser Doppler Velocimeter," Ph.D. Thesis, Purdue University.
- (10) Kodama, Y., Hayashi, H., Fukano, T. and Tanaka, K., 1994, "Experimental Study on the Characteristics of Fluid Dynamics and Noise of a Counter-Rotating Fan(1st Report)," 일본기계학회논문집(B 편), 60 권 576 호, pp. 144-151.
- (11) Kodama, Y., Hayashi, H., Fukano, T. and Tanaka, K., 1994, "Experimental Study on the Characteristics of Fluid Dynamics and Noise of a Counter-Rotating Fan(2nd Report)," 일본기계학회논문집(B 편), 60 권 576 호, pp. 152-159.
- (12) Lesieutre, D., 1984, "The Theoretical Performance of Counter Rotating Propeller Systems," M.S. Thesis, Purdue University.
- (13) Sears, W. R., 1941, "Some Aspects of Non-Stationary Airfoil Theory and Its Practical Application," *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 8, No. 3
- (14) Chen, S. H. and Williams, M. H., 1987, "Panel Method for Counter Rotating Propellers," AIAA Paper No. 87-1890.
- (15) Williams, M. H., 1985, "An Unsteady Lifting Surface Theory for Single Rotation Propellers," Purdue University Report.
- (16) Williams, M. H., 1985, "User's Guide to UPROP3S," Purdue University Report.
- (17) Williams, M. H., Cho, J. and Dalton, W. N., 1990,

- "Unsteady Aerodynamic Analysis of Ducted Fans,"
Journal of Propulsion, Vol. 7, No. 5, pp. 800~804.
- (18) Huang, W. L., 1996, "Unsteady Aerodynamics of Advanced Ducted Fan," Ph.D. Thesis, Purdue University.
- (19) Celestina, M. L., Mulac, R. A. and Adameczyk, J. J., 1986, "A Numerical Simulation of the Inviscid Flow through a Counter-Rotating Propeller," NASA TM 87200.
- (20) Rai, M. M., 1987, "Unsteady Three Dimensional Navier-Stokes Simulations of Turbine Rotor-Stator Interaction," AIAA Paper No. 87-2058.
- (21) Wallis, R. A., *Axial Flow Fans and Ducts*, John Wiley & Sons Inc.