

고성능 사류식 In-line duct fan 의 개발을 위한 전산해석

김성곤* · 조이상* · 조진수** · 원유필***

Numerical analysis for the development of a Mixed-flow In-line duct fan with a high performance

Sungkon Kim, Leesang Cho, Jinsoo Cho and Eupil Won

Key Words: Mixed-flow In-line duct fan(사류식 인-라인 덕트 팬), Frequency-Domain Panel Method(주파수 영역 패널법), Flow Coefficient(유량 계수), Pressure Coefficient(압력 계수)

Abstract

This numerical analysis uses the lifting surface method and frequency-domain panel method based on the linear compressible aerodynamic theory.

Increased knowledge of flow conditions within mixed-flow fan should indicates means of improving performance of these turbomachines. Thus, only an approximate solution is obtained whose prime intent is to recognize the most significant characteristics of the "ideal" geometry. For a given set of operating condition, the flow conditions within mixed-flow fan depend on the geometry of the machine (three-dimensional flow effects) and on the properties of the fluid.

But most treatments of the problem have been concerned with the two-dimensional flow effects for incompressible, non-viscous fluids. Interest in the field of mixed-flow fan resulted in the undertaking of a program to develop reliable design procedures that would avoid the need for lengthy development work.

기호설명

A : 블레이드 날개의 환상유로 면적, m^2
 ΔC_p : 압력 계수, $\Delta p / \rho U_x^2$
 C_p : 프로펠러 동력 계수, $\pi^3 P / 4 \rho \Omega^3 R^5$
 C_T : 프로펠러 추력 계수, $\pi^2 T / 4 \rho \Omega^2 R^4$
 Δp : 양력면 위아래의 압력차, pa
 α : 사류식 허브각, deg
 β : 블레이드 날개각, deg
 ϕ : 팬 유량 계수, Q / UA
 ψ : 팬 압력 계수, $\Delta p_T / \frac{1}{2} \rho U^2$
 Ω : 날개 각속도, rad/s
 P : 프로펠러 동력, kW
 T : 프로펠러 추력, N

R : 날개 팁 반지름, m
 Q : 체적 유량, m^3/s
 U : 날개 팁의 원주방향 속도, m/s
 J : 프로펠러 전진비
 L : 팬 축동력, kW
 Δp_T : 팬 전압 상승, Pa
 V : 자유흐름 속도, m/s
 n : 회전수, rpm

1. 서론

인류의 발전과 더불어 급속한 산업사회의 발전은 인간의 생활을 윤택하게 만든 반면에 산업설비와 자동차 및 작업장에서 발생하는 각종 매연 등으로 대기오염 및 각종 공해문제가 발생하였다. 공해물질로 인한 대기오염은 쾌적한 작업공간 및 생활공간을 유지하기 위한 인간의 노력과 건강을 위협하므로 이러한 문제점을 해결하기 위해 현재 건물의 천장, 주차장, 작업공간 및 연구실 내부의 급, 배

* 회원, 한양대학교 대학원 기계공학과

** 회원, 한양대학교 기계공학과

*** (주) 동원 FEP

기 및 주방, 화장실 등의 급, 배기용으로 인-라인 덕트 팬(In-line duct fan)이 주로 사용되고 있다.

우리의 생활 주변과 산업 전반에 걸쳐 광범위하게 사용되고 있기 때문에 고성능, 고효율 인-라인 덕트 팬의 개발이 필요하다.

외국의 경우 기업체를 중심으로 여러 형태의 인-라인 덕트 팬에 대하여 많은 연구, 제조 및 실제 장착을 통한 기능 향상이 이루어지고 있다. 국내에서는 인-라인 덕트 팬에 대한 실용 기능 향상 연구가 부분적으로 이루어지고 있으나, 최적 설계 기법 및 공력 해석상의 어려움과 자료 부족으로 인해 많은 성능의 향상이 이루어 지지 못하는 현실이다.

따라서 국내에서도 기존의 인-라인 덕트 팬을 대체하여 에너지 소비를 줄이고 쾌적한 생활공간을 유지할 수 있는 고효율, 저소음 인-라인 덕트 팬의 개발이 필요하다. 따라서, 본 연구에서는 고성능 사류식 인-라인 덕트 팬의 개발을 위한 전산 해석을 수행했다.

2. 전산 해석 이론

2.1 블레이드의 설계

일반적으로 팬을 설계하는 데에 있어서 높은 성능을 낼 수 있도록 고려해야 할 변수들로 회전 속도, 블레이드의 날개각, 블레이드 수, 블레이드의 형상 등이 있는데, 블레이드의 입구와 출구사이의 손실(loss)을 최소화, 그리고 정압 상승(static pressure rise)을 최대로 하기 위한 가장 중요한 요소로 블레이드의 형상을 들 수 있다. 또한, 유동 박리(flow separation)로 인한 에너지 손실을 방지하기 위해 블레이드의 각도를 결정해야 한다.

본 연구에서 적용한 블레이드의 설계 기법으로, (1) 서징(surging) 방지와 정압 상승(static pressure rise)을 최대로 하기 위해 에어포일 형상 중 NACA 4 계열의 익형을 적용, (2) 최대의 성능을 발휘하기 위해 유선의 경로를 따르는 헬리컬면(helical surface) 위에서 적용, 즉, 3 차원 비틀림인 헬리컬 비틀림(helical twist)을 적용, (3) 허용범위(geometrical limit) 내에서 양력면의 면적을 최대화, (4) 박리(separation)와 면적 등의 요소를 고려하여 설계점(design point)에 맞는 날개 각도를 결정했다.

Fig 1.은 위의 설계 기법을 이용하여 설계한 blade 중 한 모델이다. 또한 Table 1.은 이번 연구에서 비교하기 위한 blade 의 설계 사양을 나타낸다.

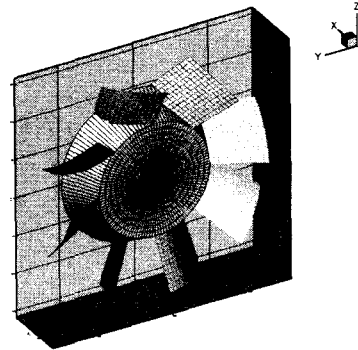


Fig 1. Sample of the design of blade

Table 1. Specifications of the blade model

	Model 1 계열	Model 2 계열	Model 3 계열
회전수(rpm)	1800	1800	1800
	2500	2500	2500
	3200	3200	3200
Inlet hub radius(mm)	100	100	100
Outlet hub radius(mm)	120	120	120
Inlet tip radius(mm)	180	180	180
Outlet tip radius(mm)	202	202	202
사류식 허브각(α)	30	30	30
Blade setting angle(blade 의 날개각 : β)	30	30	30
	40	40	40
	50	50	50
Maximum thickness(mm)	8	8	8
Number of blade	6	6	6
	8	8	8
	12	12	12

2.2 전산해석코드개발

2.2.1 이론

본 연구에서 사용된 전산해석은 선형 압축성 공기역학 이론(linear compressible aerodynamic theory)에 근거한 주파수 영역 패널법(frequency-domain panel method)로 수행될 수 있다. Linear compressible small disturbance 이론은 블레이드가 얇고, 실속(stall)이 발생하지 않는 작은 범위의 영역에 대해 적용하는 것으로 교란되는 유동의 속도가 블레이드 익단의 속도에 비해 충분히 작다

는 가정이 포함한다.

선형성 이외에도 블레이드 표면의 어떤 점에 작용하는 하중의 크기가 어떤 주파수 ω 로 조화진동을 한다는 가정을 한다. 따라서 전체 교란장은 회전 상에서 같이 회전하는 좌표계에서 같은 진동수 ω 로 변동하게 된다. (회전상에서 같이 회전하는 좌표계에서). 그러므로, 더욱 복잡한 주기적인 교란에 대한 문제를 해석하고자 할 때는 교란을 Fourier 성분으로 나누어서 각각에 대한 응답을 계산한 다음, 그 결과들을 중첩하면 원하는 임의의 교란에 대한 해석을 수행할 수 있다.

블레이드는 두께분포(thickness distribution)와 평균 camber 면을 이용하여 나타낼 수 있으나, 선형 근사에서 두께는 하중들에 영향을 미치지 않기 때문에 두께의 영향을 무시한다. 하중의 크기를 결정하는 평균 camber 면은 고정되어 있을 수도 있고, 어떤 점을 중심으로 조화진동을 할 수도 있다. 두 경우 모두에 있어서 계산의 목적은 블레이드면을 통과하는 유동이 없을 때의 하중의 분포(블레이드면 아래위의 압력차)를 구하는 것이다.

하중분포를 결정하는 작업을 단순하기 위하여 실제 camber 면에서의 경계조건을 이웃하는 helical surface에서의 경계조건으로 변환한다.

이것은 블레이드면 위의 어떤 곡선(generator)을 선택함으로써 이루어진다. 블레이드가 진동하는 경우에 generator 는 고정된 helical surface 를 그리게 된다. 만약 실제 블레이드면이 정확히 helical surface 상에 놓이게 되면 유동에 아무런 비균일성(non-uniformity)을 유발시키지 않으며, 어떤 교란장(disturbance field)도 발생시키지 않는다.

따라서 하중을 발생시키는 것은 generator 에 의한 helical surface 와 camber surface 와의 deviation 이라고 할 수 있다. 선형 공기역학을 이용하면 임의의 점에서의 수직 속도 성분에 대한 양함수적 표현(explicit expression)을 얻을 수 있다. 한편 수직속도는 경계조건으로 주어지기 때문에 이 관계식은 하중에 관한 선형 적분 방정식이 된다. 이 적분 방정식을 풀기 위해 블레이드를 각 부분에서의 하중이 일정한 여러 부분으로 자른 다음, 각 부분(panel)에 수직속도가 주어질 제어점의 위치를 정한다. 이때 모든 패널에 의해 각 제어점에 유도되는 수직속도 성분이 주어진 수직속도와 같다는 조건을 결합시키면 각 패널에서의 하중을 구할 수 있게 된다.

2.2.2 Coordinates and Geometry

Coordinate Systems (Fig. 2)

i) Inertial Frame

(x, y, z) 직교 좌표계, (x, r, θ) 원통 좌표계

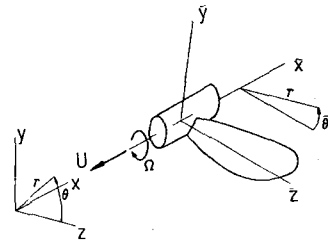


Fig.2 Coordinate system

직교 좌표계에서는 헨의 회전축 중심이 $(-x)$ 방향으로 U 의 속도로 전진하며, $(-x)$ 축의 견지에서 블레이드가 시계 방향으로 Ω 의 속도로 회전한다. 원통 좌표계에서 θ 는 회전면에서 z 축으로부터 측정된 각도이며, 다음과 관계식으로 표현한다.

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

ii) Rotor Frame : rotor 와 함께 회전하는 system

$(\bar{x}, \bar{y}, \bar{z})$ 직교 좌표계, $(\bar{x}, r, \bar{\theta})$ 원통 좌표계

위에서 다음과 같은 관계식을 얻을 수 있다.

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

Helical Surface Theory

헬리컬면 이론(helical surface theory)은 비정상 공기역학을 다루는데 많이 사용된다. 블레이드는 회전운동을 하므로, 블레이드 표면 위의 각각의 점들은 서로 다른 경로를 가지게 된다. 하지만, 블레이드를 헬리컬면으로 변환하면, 바로 블레이드 표면의 각각의 점들의 경로는 헬리컬면 위에서 서로 같은 경로를 가지게 된다.

블레이드 위에 고정된 한 지점은 헬리컬 경로를 따르게 된다.

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

$\bar{x}_g(r), \bar{\theta}_g(r)$ 를 블레이드의 코드 평면 위의 어떤 공간 곡선의 함수라 하면, 이 곡선으로부터 헬리컬면을 생성할 수 있다.

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

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

이렇게 생성된 헬리컬면은 시간에 무관하며, 전진비(J:advance ratio)와 생성곡선(generator curve)의 선택에 의해 결정된다.

Fig 3. 은 camber surface 와 변환된 helical surface 를 나타낸다.

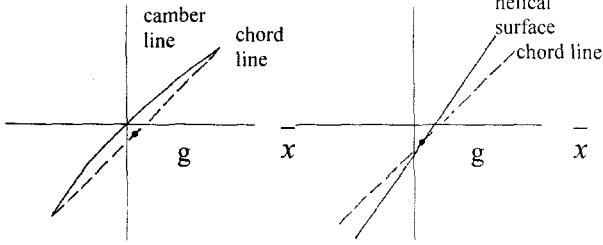


Fig. 3 Camber surface and helical surface

2.2.3 표면 경계 조건(Surface Boundary Condition)

앞에서 생성된 헬리컬면에 수직한 벡터는 다음과 같다.

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

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

위벡터를 \vec{n} , 유체의 속도를 \vec{v} , 블레이드 표면에 수직한 속도성분을 V_n 이라고 하면, 블레이드 표면에서 만족해야 할 경계조건은 다음과 같다.

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

이 경계 조건을 헬리컬면으로 변환하면 헬리컬면 위의 모든 점에서 다음의 조건을 만족하여야 한다.

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

2.2.4 양력면 적분 방정식(Lifting Surface Integral Equation)

하중분포와 블레이드 상의 수직속도 분포를 결정하며, 이때 하중과 수직속도 간의 관계는 다음과 같은 적분방정식으로 주어진다.

$$W(\vec{r}, \theta) = \int_{r_1}^{\bar{r}_2} \int_{\theta_{LE}}^{\bar{\theta}_{TE}} P(\bar{r}_o, \bar{\theta}_o) \frac{\partial}{\partial \theta_o} K(\bar{\theta} - \bar{\theta}_o, \bar{r}, \bar{r}_o) \bar{r}_o d\bar{\theta}_o d\bar{r}_o$$

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

W 는 수직속도에, P 는 압력차에 비례하는 양이며, K 는 주어지게 될 커널 함수이다. 윗식에서 수직속도는 주어지는 양이 되며 이 때의 하중분포를 구하는 것이 계산의 목적이다.

2.2.5 적분 방정식의 이산화(Discretization of the Integral Equation)

위에 나오는 적분 방정식은 블레이드를 여러

개의 미소 요소로 분할한 후 각 요소에서의 압력 P 가 일정하다고 가정하여 계산한다. 이때 수직속도 W 는 각 미소 요소별로 한 점(제어점: control point)에서 정의되며, 이러한 방법으로 적분방정식을 각 요소에서의 하중에 대한 연립방정식으로 변환한다. 블레이드를 반경(radial) 방향으로 NRP 개, 코드(chord) 방향으로 NXP 개로 분할하면 블레이드는 $NP = NRP \times NXP$ 개의 사각형 패널로 이루어진다. 각 패널에서의 제어점은 R_1 과 R_2 의 중간 점(R_m)에서 유동의 진행 방향으로 $\varepsilon \times \Delta\bar{\theta}$ 만큼 되는 위치로 한다.(Fig. 4)

ε 은 전산 해석에서 최적의 수렴성을 위해 0.85로 한다. 이러한 이산화를 통해 적분방정식을 다음과 같이 표현할 수 있다.

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

여기서 W_i 는 i 번째 제어점에서의 수직속도,

P_j 는 j 번째 패널의 압력

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

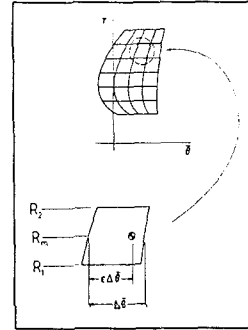


Fig. 4 Blade paneling and control point placement

3. 결과 및 고찰

Fig. 5와 Fig. 6은 사류식 허브각 30°, 블레이드 수를 6개로 고정시킨 후, 회전수를 변화시키며, 블레이드의 날개각을 증가시킨 결과이다. 블레이드 날개각이 고정된 경우에 회전수가 증가하더라도 저유량 영역에서는 약간의 차이가 발생하지만, 고유량 영역에서는 거의 동일한 결과를 보였다.

Fig. 7과 Fig. 8은 사류식 허브각과 회전수를 고정시킨 후 블레이드 날개각과 블레이드 수를 변화시킨 결과이다. 두 결과 모두 동일 회전수에서 블레이드 수가 증가함을 볼 수 있다. 블레이드 각이

증가함에 따라 전체적으로 동일 유량에 대해 압력계수가 증가함을 알 수 있다.

Fig. 9 와 Fig. 10 은 동일한 사류식 허브각, 회전수를 고정시킨 후 블레이드 날개각을 증가시키면서, 블레이드 수를 6 개에서 12 개로 증가시킨 결과이다. 두 결과 모두 블레이드 수와 회전수가 같고, 블레이드 각을 변화시켜도 거의 유사한 결과를 갖는 것으로 예측된다.

이는 블레이드 각을 변화시킬 때 유동 박리 (flow separation)와 블레이드 후면에서 실속(stall)이 발생하여 유량의 손실이 압력을 증가 시킨 것으로 예측된다.

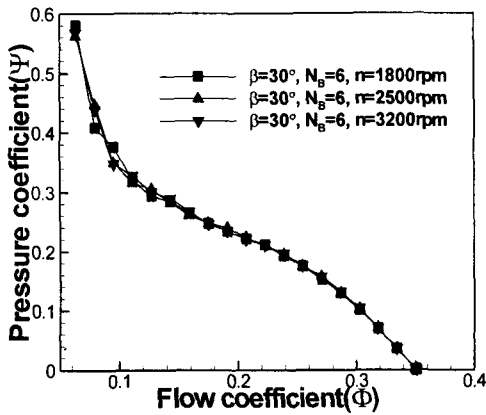


Fig. 5 Performance curve for the variation of the number of rotation ($\beta=30^\circ$, number of blade=6)

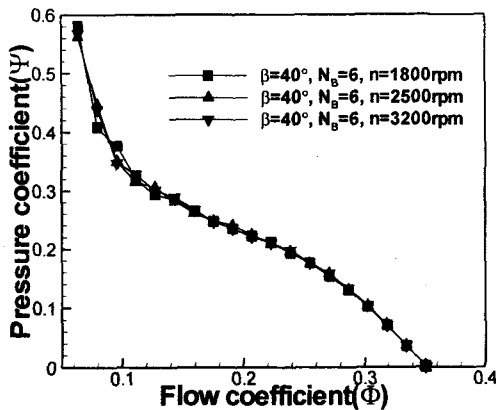


Fig. 6 Performance curve for the variation of the number of rotation ($\beta=40^\circ$, number of blade=6)

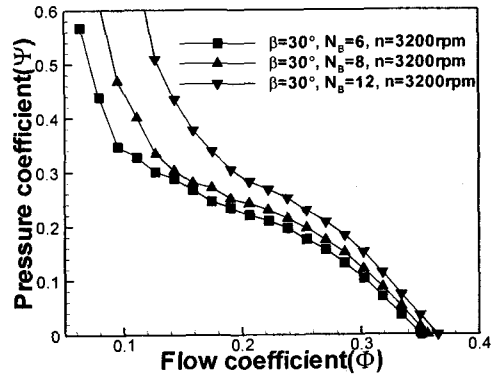


Fig. 7 Performance curve for the variation of the number of blade ($\beta=30^\circ$, number of rotation=3200rpm)

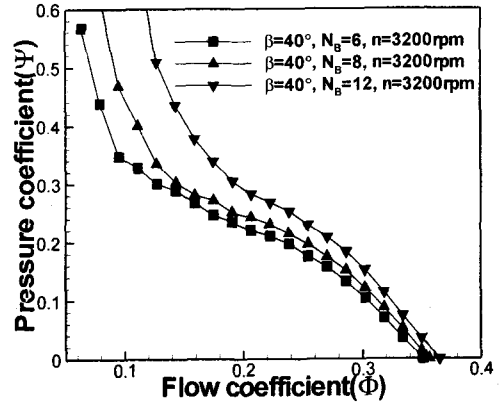


Fig. 8 Performance curve for the variation of the number of blade ($\beta=40^\circ$, number of rotation=3200rpm)

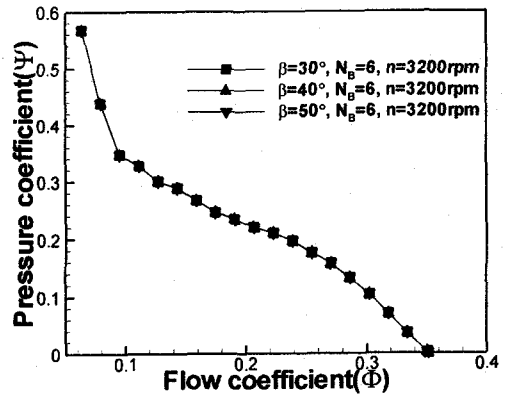


Fig. 9 Performance curve for the variation of a blade setting angle (number of rotation=3200rpm, number of blade=6)

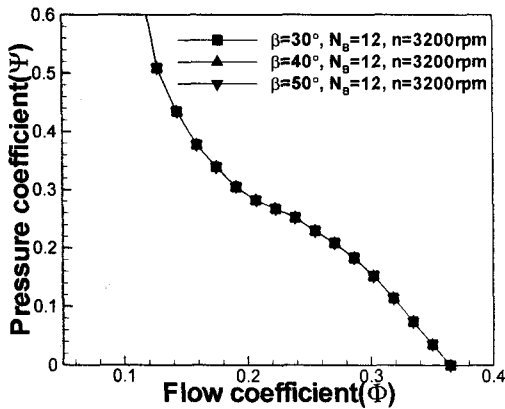


Fig. 10 Performance curve for the variation of a blade setting angle (number of rotation=3200rpm, number of blade=12)

4. 결론

사류식 인-라인 덕트 팬을 포함한 송풍기 분야의 설계 기술이 부족한 현 실정에서 이와 같은 기본 설계 프로그램의 개발은 중요하다. 그러나, 이 프로그램은 비점성, 비압축성을 가정한 선형 압축성 공기역학 이론(linear compressible aerodynamic theory)에 근거한다. 이로 인해 저유량 영역의 점성 영역 부분에서의 성능 예측은 어렵지만, 비점성 부분의 고유량 영역에서는 정확한 예측이 가능하다.

이를 검증하기 위해 실제 사류식 인-라인 덕트 팬의 제작 및 실험이 진행 중이며, 앞으로 실험과 전산해석의 비교를 통해 유량 계수와 압력 계수의 비교 뿐만 아니라, 축동력 및 효율까지 예측할 수 있는 프로그램을 개발할 것이다.

후 기

본 연구는 2000 년 한국과학재단의 산학협력연구의 지원에 의해 이루어졌으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

(1) Cho, J. and Williams, M. H., "Propeller-Wing Interaction Using a Frequency Domain Panel Method," *Journal of Aircraft*, Vol. 27, No. 3, 1990,

pp.196-203.
 (2) Cho, J., "Frequency Domain Aerodynamic Analysis of Interacting Rotating Systems," Ph.D. Thesis, Purdue University, December 1988.
 (3) Williams, M. H., "An Unsteady Lifting Surface Theory for Single Rotation Propellers," Purdue University Report, June 1985.
 (4) Williams, M. H., "User's Guide to UPROP3S," Purdue University Report, January 1985.
 (5) Williams, M. H., Cho, J. and Dalton, W. N., "Unsteady Aerodynamic Analysis of Ducted Fans," *Journal of Propulsion*, Vol. 7, No. 5, 1990, pp.800-804.
 (6) Huang, W. L., "Unsteady Aerodynamics of Advanced Ducted Fan," Ph.D. Thesis, Purdue University, August 1996.
 (7) Celestina, M. L., Mulac, R. A. and Adamczyk, J. J., "A Numerical Simulation of the Inviscid Flow through a Counter-Rotating Propeller," NASA TM 87200, June 1986.
 (8) Rai, M. M., "Unsteady Three Dimensional Navier-Stokes Simulations of Turbine Rotor-Stator Interaction," *AIAA Paper No. 87-2058*, 1987.
 (9) Chang, L. K., "The Theoretical Performance of High Efficiency Propellers", Ph.D. Thesis, Dept. of Aeronautics and Astronautics, Purdue University, December 1980.
 (10) R.K. Turton, "Principles of Turbomachinery", Chapman & Hall(1995), 89-103.
 (11) R.I.Lewis, "Vortex element methods for fluid dynamic analysis of engineering systems", Cambridge University Press.
 (12) R.I.Lewis, "Turbomachinery performance analysis", Arnold.
 (13) Budugur Lakshminarayana, "Fluid dynamics and heat transfer of turbomachinery", John Wiley & Sons.
 (14) "ターボ送風機と壓縮機", コロナ社
 (15) "軸流形斜流ターボ機械の研究", 九州大學班