

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(7), 516-523(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.7.516>

## 수직이착륙 무인항공기용 엇회전식 덕티드팬의 틱간극 영향에 대한 연구

민준호\*, 류민형\*, 이세욱\*, 조진수\*\*

## Study on Tip Clearance Effect of a Counter-Rotating Ducted Fan for VTOL UAV

Junho Min\*, Minhyoung Ryu\*, Seawook Lee\* and Jinsoo Cho\*\*

Department of Mechanical Engineering, Hanyang University\*,

School of Mechanical Engineering, Hanyang University\*\*

## ABSTRACT

The tip clearance effect on counter-rotating ducted fan of VTOL UAV in hovering condition, was investigate using computational analysis. The  $k-\omega$  SST turbulence model is employed in this study. The numerical results of baseline model are validated by wind tunnel test in hovering and forward conditions. It is observed that if tip clearance of one rotor in the counter-rotating ducted fan increase then the thrust coefficient of another rotor increases. In Addition to this, when the tip clearance of the rear rotor increases, the thrust of the ducted fan is improved due to increasing of average total pressure at exit plane.

## 초 록

제자리 비행하는 수직이착륙 무인항공기용 엇회전식 덕티드팬의 전·후방동의 틱간극이 덕티드팬에 미치는 영향을 파악하기 위해 전산해석을 수행하였다.  $k-\omega$  SST 난류 모델을 사용하여 엇회전식 덕티드팬의 전산해석을 수행하였으며, 기준형상에 대해 제자리 및 전진 비행 상태의 공력특성을 풍동시험을 통해 계측하여 전산해석 기법을 검증하였다. 엇회전식 덕티드팬에서 특정 동익의 틱간극이 증가하면 그 동익과 덕트의 추력계수는 감소하고, 다른 동익의 추력계수는 증가하는 경향을 확인하였다. 후방동익의 틱간극이 증가하면 덕티드팬 출구면의 평균 전압을 상승시켜 덕티드팬의 추력을 증가시켰다.

**Key Words** : Counter-Rotating(엇회전식), Ducted Fan(덕티드팬), Tip Clearance(틱간극), Aerodynamic Characteristics(공력특성), Wind Tunnel Test(풍동시험), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학)

## 1. 서 론

덕티드팬은 덕트 내부에서 프로펠러가 작동하는 추진시스템이다. 덕트로 인해 동익(rotor)의 끝에서 발생하는 틱와류(tip vortex)를 감소시켜

팬의 유효 반경이 커지게 된다. 덕티드팬은 덕트가 없을 때보다 높은 공력특성과 안정성을 갖게 된다. 또한 덕티드팬은 동익의 틱부근에서 발생하는 프로펠러 소음의 주원인이 되는 버즈(buzz)를 감소시키고, 덕트에 소음을 흡수하는 다양한

† Received: April 3, 2013 Accepted: June 11, 2013

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

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

기법을 적용하여 프로펠러에서 발생하는 소음을 제어할 수 있는 장점을 갖고 있다[1].

Akturk 등은 수직이착륙 무인항공기용 덕티드팬의 제자리 비행과 전진비행에 대하여 입자영상 유속계(PIV, Particle Image Velocimeter)를 이용한 유동장 계측을 수행하였다. 덕티드팬 동익의 회전속도와 전진비행 속도에 대한 덕티드팬 주위의 유동장에 미치는 영향을 분석하였다[2]. 덕트 효과로 인한 동익의 효율이 증가하였으며 동익의 틱간극이 증가하게 되면 효율이 감소하는 것을 확인하였다[3].

엠티전식 팬(counter-rotating fan)은 하나의 전방동익과 동일 회전축에 대하여 반대 방향으로 회전하는 후방동익으로 구성되어 있다. 엠티전식 팬의 후방동익은 단회전식 팬(single rotating fan)의 정익(stator)의 역할을 대신하여 정압을 상승시키기 때문에 큰 유량 계수에서 유동 손실이 작아져서 효율은 높아진다. Cho 등은 주파수영역 패널법을 이용해 전체 유량 영역에서 엠티전식 축류팬이 단회전식 축류팬보다 높은 효율을 가졌다는 것을 확인하였다[4]. 그렇지만 엠티전식 덕티드팬에서 틱간극이 공력특성에 미치는 영향에 대한 자세한 연구는 체계적으로 이루어지지 않았다.

본 연구의 목적은 수직이착륙 무인항공기용 엠티전식 덕티드팬 동익의 틱간극이 공력특성에 미치는 영향을 분석하는 것이다. 이러한 결과를 통해 향후 고성능 엠티전식 덕티드팬 설계에 필요한 데이터베이스를 확보하며 수직이착륙 무인항공기의 공력특성 자료로 활용하고자 한다. 엠티전식 덕티드팬의 제자리 비행과 전진비행 상태를 모사한 풍동시험을 통해 전산해석 기법을 검증하고, 전방동익과 후방동익의 틱간극이 덕티드팬의 공력특성 및 유동장에 미치는 메커니즘을 파악하고자 한다.

## II. 본 론

### 2.1 풍동시험

#### 2.1.1 시험장치

수직이착륙 무인항공기용 엠티전식 덕티드팬의 공력특성을 전산해석 결과를 검증하기 위해 풍동시험을 수행하였다.

Figure 1은 한양대학교 소형 아음속 풍동의 구성을 나타내었다. 풍동 시험부의 크기는 800×800×1,200mm이며 풍동의 최대유속은 60m/s, 난류강도는 0.2% 이내, 유속변화량은 평균유속의

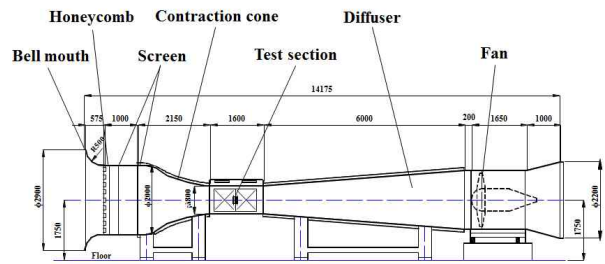
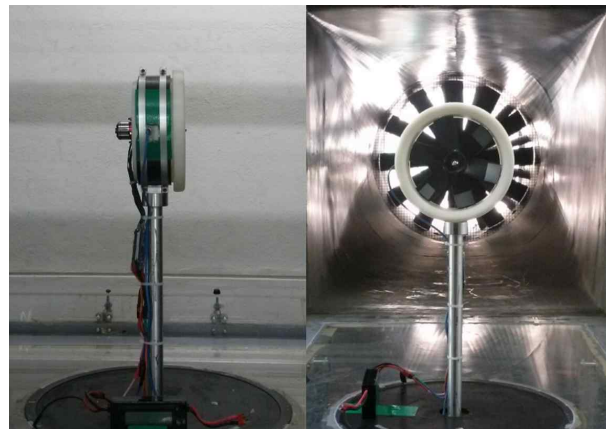


Fig. 1. Wind tunnel specification



(a) Side view

(b) Front view

Fig. 2. Test section of wind tunnel for the counter-rotating ducted fan

1% 이내로 만족한다[5].

Figure 2는 풍동 시험부 안에 설치된 엠티전식 덕티드팬의 모습이다. 풍동 시험부 단면적과 엠티전식 덕티드팬 형상 단면적의 비율인 폐색률(blockage ratio)는 1.1%로 풍동시험의 허용 비율인 5% 이내로 만족한다.

엠티전식 덕티드팬의 공력특성은 소형 아음속 풍동의 밸런스 시스템을 이용하여 측정하였다. 밸런스 시스템은 CAS社의 6분력 내장형 저울로 5kg의 측정용량을 가지고 있으며 0.5%의 오차를 가진다.

#### 2.1.2 엠티전식 덕티드팬 기준형상

본 연구에서 풍동시험과 전산해석에 사용되는 엠티전식 덕티드팬의 기준형상에 대한 자세한 제원은 Table 1의 내용과 같다. 덕티드팬의 레이놀즈 수(Reynolds number)는  $2.49 \times 10^6$ 이며, 마하수(Mach number)는 0.23이다. 틱간극은 틱간극의 크기( $t$ )를 덕티드팬의 내부 반경( $R$ )에 대한 비율( $t/R$ )로 사용되었다. 기준형상의 전방동익과 후방동익의 틱간극( $t/R$ )은 모두 1.33%이다.

**Table 1. Specifications for the baseline of the ducted fan**

Parameter	Front rotor	Rear rotor
Fan diameter	150 mm	
Tip diameter	148 mm	
Hub diameter	37 mm	
Airfoil	NACA 65 series	
Chord length	hub	42.7 mm
	mid	35.1 mm
	tip	34.0 mm
Stagger angle	hub	54.9 deg.
	mid	68.6 deg.
	tip	74.1 deg.
Number of blades	3	
Rotational speed	10,000 rpm	-10,000 rpm

### 2.1.3 추력 측정방법

수직이착륙 무인항공기용 엠티전식 덕티드팬의 제자리 및 전진비행 시 공력특성에 대한 전산 해석 기법을 검증하기 위해 풍동시험에서 공력특성을 측정하였다.

엠티전식 덕티드팬의 제자리 비행 상태의 공력특성은 자유 흐름 속도(free stream velocity)를  $V_\infty = 0 \text{ m/s}$ 로 고정시켜 측정하였고, 전진비행 상태의 공력특성은 덕티드팬의 회전축 방향으로 자유 흐름 속도를  $V_\infty = 3 \sim 15 \text{ m/s}$ 로  $3 \text{ m/s}$ 의 간격으로 변화시키며 공력특성을 측정하였다.

본 연구에서 엠티전식 덕티드팬의 제자리비행 ( $V_\infty = 0 \text{ m/s}$ )과 전진비행 ( $V_\infty \neq 0 \text{ m/s}$ )에서 성능 변수는 다음과 같이 정의된다.

$$\text{전진비, } J = \frac{\pi V_\infty}{\Omega R} \quad (1)$$

$$\text{추력 계수, } C_T = \frac{\pi^2 T}{4\rho\Omega^2 R^4} \quad (2)$$

$$\text{동력 계수, } C_P = \frac{\pi^3 P}{4\rho\Omega^3 R^5} \quad (3)$$

$$\text{팬 효율, } \eta = J \frac{C_T}{C_P} \quad (4)$$

여기서  $\Omega$ 는 회전속도,  $\rho$ 는 밀도,  $T$ 는 추력,  $P$ 는 동력을 나타낸다.

식 (4)에서 팬 효율은 자유 흐름 속도가 0이

되면 추력계수와 동력계수의 값과 관계없이 0이 되어 성능을 정의하기 어렵다. 이에 본 논문에서는 자유 흐름 속도가 0인 제자리 비행에 대한 성능을 정의하기 위해 figure of merit라는 성능계수를 사용하였으며 다음과 같다[6].

$$\text{성능계수(Figure of Merit), } FM = \frac{C_T^{1.5}}{\sqrt{2} C_P} \quad (5)$$

## 2.2 전산유체해석기법

### 2.2.1 난류모델

엠티전식 덕티드팬에 대한 정상상태 유동해석을 위해 Menter[7]의  $k-\omega$  SST(Shear Stress Transport) 난류 모델을 이용했다. 이 난류 모델은 유동장 특성에 따라 표준  $k-\varepsilon$  난류 모델과  $k-\omega$  난류 모델을 적절히 결합하여 개발된 모델이다. 벽면에서는  $k-\omega$  난류 모델을 사용하여 단순한 경계조건으로도 역압력 구배 유동을 정확히 예측하고, 경계층 외부에서는 표준  $k-\varepsilon$  모델을 사용한다. 지배방정식은 다음과 같다.

$$\frac{D\rho k}{Dt} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \frac{D\rho \omega}{Dt} = & \frac{\gamma}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \\ & + 2(1-F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (7)$$

식 (7)에서 상수는 함수  $F_1$ 에 따라 다음과 같이 결정된다.

$$\phi = F_1 \phi_1 + (1-F_1) \phi_2 \quad (8)$$

식 (8)에서  $\phi_1$ 은  $k-\omega$  난류 모델,  $\phi_2$ 은 표준  $k-\varepsilon$  난류 모델의 상수이며, 함수  $F_1$ 는 다음과 같다.

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4) \quad (9)$$

$$\arg_1 = \min \left[ \max \left( \frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega y}; \frac{500 \nu}{y^2 \omega} \right); \frac{4 \rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \quad (10)$$

$$CD_{k\omega} = \max \left( 2 \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}; 10^{-20} \right) \quad (11)$$

식 (10)에서  $y$ 는 가장 가까운 벽면까지의 거리이다.

$k-\omega$  SST 난류 모델에 대한 다양한 연구가

이루어져 왔으며 다양한 유동장에 대하여 높은 정확성을 보여준다[8].

### 2.2.2 전산해석 모델 및 해석경계조건

본 연구에서는 엠티전식 덕티드팬의 틱간극 변화에 대한 공력특성을 확인하기 위해서 다양한 틱간극을 가진 엠티전식 덕티드팬을 모델링했다. 해석 모델의 전방동익과 후방동익의 틱간극( $t/R$ )의 범위는 0.67~5.33%이며, 각 형상에 대하여 제자리 비행에 대한 정상상태 유동해석을 수행하였다.

본 연구에서는 덕티드팬에 대하여 ANSYS社의 압력기반기법(pressure-based solver)인 CFX를 사용하였다. CFX는 유한체적기법을 기반으로 한 Reynolds- Averaged Navier-Stokes(RANS) 식을 계산한다. 벽근처의 처리는  $k-\omega$  SST 난류모델을 사용하게 되면  $k-\varepsilon$  모델에서 scalable wall function을,  $k-\omega$  모델에서 automatic wall treatment를 blend하여 각각의 단점을 해결하고 장점을 취할 수 있다[9]. 대류항(advection term)은 상류차분법(upwind scheme)을 사용하였다.

전산해석 영역은 전·후방동익을 포함한 회전 영역과 덕티드팬 외부 유동장을 포함한 비회전 영역으로 총 3개로 구성되어 있으며, 해석 경계조건과 함께 Fig. 3에 나타내었다. 회전영역과 비회전영역 사이의 경계면은 정상상태 해석이 가능한 MFR(Multiple Frames of Reference) 해석기법을 적용했으며, 전·후방 동익의 회전 속도 크기는 10,000 RPM이며 방향은 서로 반대방향이다.

계산시간 감소를 위하여 원통 형상의 외부 유동장의 비회전 영역과 전·후방 동익의 회전 영역

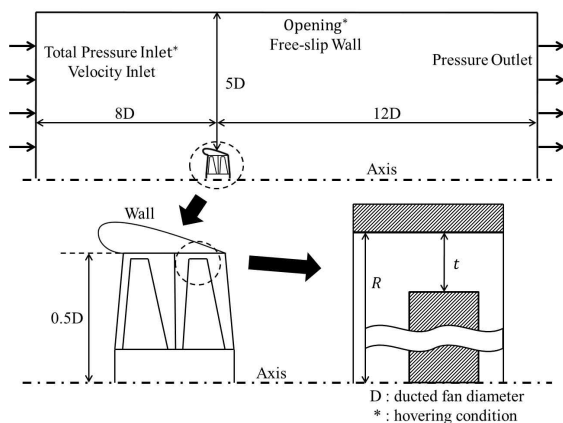


Fig. 3. The computational domain and the boundary conditions for the ducted fan (not scaled)

은 회전주기 조건을 사용하여 회전축에 대하여 120°로 나누었다.

Figure 3에서 보는 바와 같이 외부 유동장 영역은 유동의 입구면과 출구면을 포함한다. 외부 유동장의 입구면 조건은 제자리 비행 상태에 대한 해석에서는 전압조건을, 전진비행 상태에 대한 해석에서는 덕티드팬 회전축 방향의 속도를 입력하였다. 출구는 압력을 초기 값으로 설정하였다. 덕트와 전·후방 동익, 허브 표면은 점성의 영향을 고려한 점착 벽면(no-slip wall) 조건을 주고, 외부 유동장의 원통면은 제자리 비행과 전진비행에 대해 각각 opening 조건과 점성의 영향을 무시한 자유 미끌림 벽면(free-slip wall) 조건으로 설정하였다.

### 2.2.3 격자생성과 격자 수렴성

엠티전식 덕티드팬의 전산해석을 수행하기 위해 덕트를 포함한 외부의 비회전 영역은 ICEM CFD를 이용하여 격자를 생성했고, 동익이 있는 회전 영역은 TurboGrid를 사용하여 격자를 구성하였다. 전방과 후방 동익 표면에서의 유동의 정확성을 높이기 위해 동익 주변에 O-type의 격자계를 사용하였다. 모든 격자는 육면체(hexahedral)로 구성되었고, 총 격자수는 약 112만 개이며, 벽 경계조건으로부터 첫 번째 격자의 마디까지 거리를 무차원화한  $y^+$ 를 1 이하로 낮춰  $k-\omega$  SST 난류 모델에 적합한 경계층을 해석 하였다[7].

Figure 4는 격자수 변화에 따른 덕티드팬 공력 특성으로서 격자수가 증가할수록 덕티드팬의 공력특성 계수들이 일정 형상으로 수렴하는 경향을

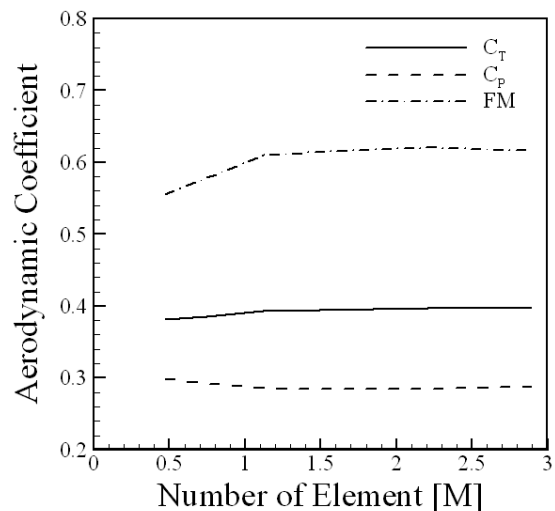


Fig. 4. Characteristic curves for the number of element

나타내었다. 이를 바탕으로 약 112만 개의 격자 수는 격자 수렴성 측면에서 적절한 개수라 할 수 있다.

### III. 결 과

#### 3.1 전산해석 검증

본 연구에서 사용되는 엠티전식 덕티드팬에 대한 전산해석기법을 검증하기 위하여 기준형상에 대한 풍동시험을 실시했다. Fig. 5는 제자리 비행 및 전진비행 상태에 대한 풍동시험과 전산해석을 통해 측정된 덕티드팬의 추력계수(thrust coefficient,  $C_T$ )와 동력계수(power coefficient,  $C_P$ )를 비교한 그림이다. Fig. 5에서 추력계수와 동력계수는 전진비가 0~0.6 범위에서 10% 이내의 오차를 갖는다. 힘 측정을 위한 내장형 저울의 오차와 보정 상태, 모델 지지대에 의한 간섭효과, 시험부 벽면에 의한 간섭효과 등[10]을 고려했을 때 10% 오차 범위는 풍동시험과 전산해석 결과가 비교적 잘 일치하는 것으로 보며, 본 연구에서 사용하는 덕티드팬에 대한 전산해석 기법이 타당함을 확인하였다.

#### 3.2 팁간극에 대한 공력성능

Figure 6은 제자리 비행하는 엠티전식 덕티드팬 전방동의 팁간극의 영향을 알아보기 위한 공력특성 선도이다. 후방동의 팁간극( $t/R$ )은 0.67, 1.33, 2.67, 4.00, 5.33%인 5개의 형상으로 고정하고 전방동의 팁간극을 0.67~5.33%로 변화시켜 각 형상의 공력특성을 비교하였다. 전방동의

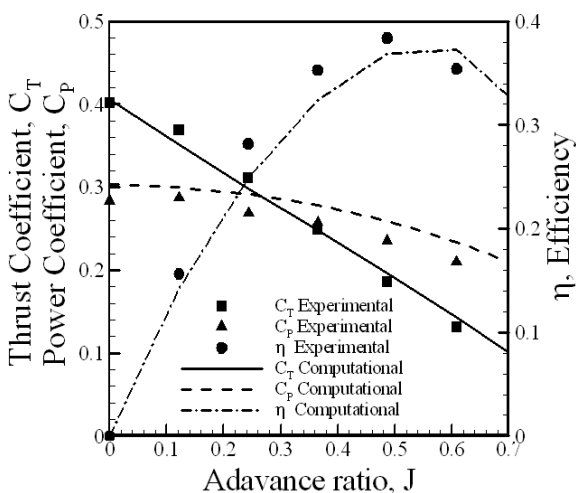


Fig. 5. Characteristic coefficient comparison of experimental and computational analysis for baseline

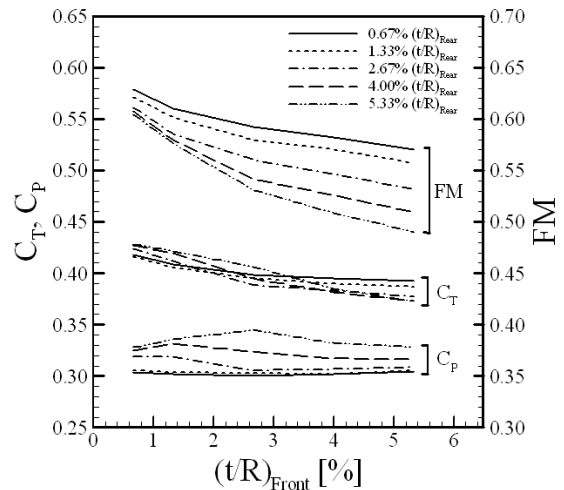


Fig. 6. Characteristic curves versus tip clearance of the rear rotor for a hovering ducted fan

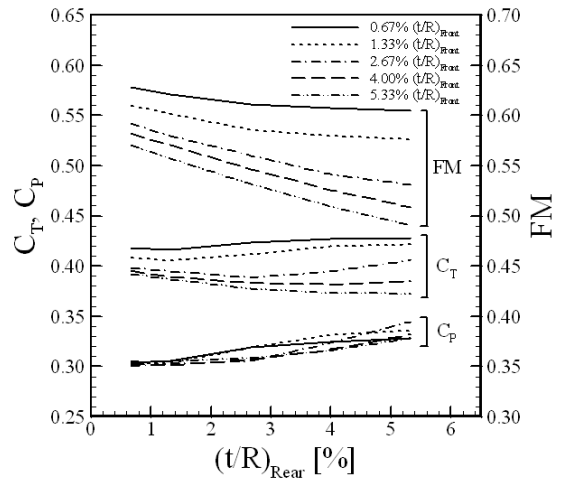


Fig. 7. Characteristic curves versus tip clearance of the front rotor for a hovering ducted fan

팁간극이 증가하면 성능계수(Figure of Merit)와 추력계수( $C_T$ )는 대체적으로 감소한다. 후방동의 팁간극이 2.67, 4.00, 5.33%일 때 전방동의 팁간극이 증가하면 동력계수( $C_P$ )는 증가 후 감소하는 경향을 보였다. 후방동의 팁간극 간의 비교를 하면 전방동익과 마찬가지로 후방동익의 팁간극이 증가함에 따라 성능계수가 감소하는 것을 알 수 있다.

Figure 7은 제자리 비행하는 엠티전식 덕티드팬 후방동의 팁간극의 영향을 알아보기 위한 공력특성을 도표로 나타냈다. 전방동의 팁간극은 0.67, 1.33, 2.67, 4.00, 5.33%인 5개의 형상으로 고정하고 후방동의 팁간극을 0.67~5.33%로 변화시켜 각 형상의 공력특성을 비교하였다. 후방

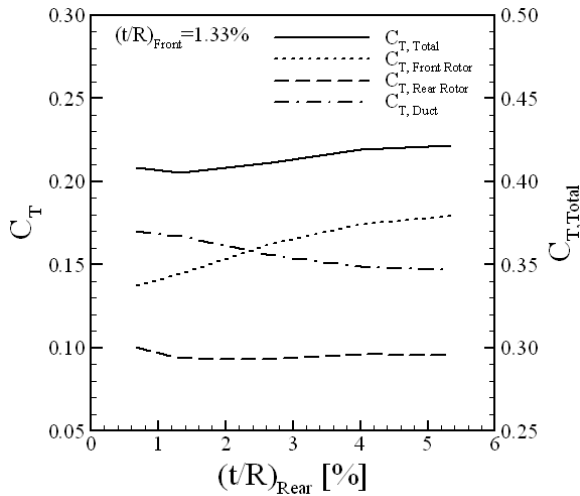


Fig. 8. Thrust coefficient of the ducted fan elements for 1.33% tip clearance of the front rotor

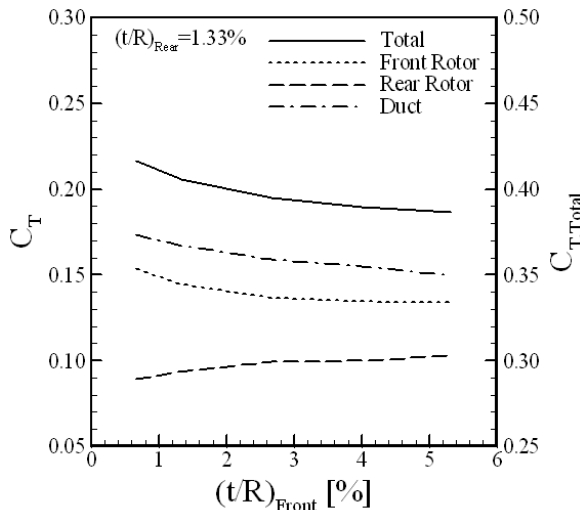


Fig. 9. Thrust coefficient of the ducted fan elements for 1.33% tip clearance of the rear rotor

동익의 틱간극이 커지면서 성능계수는 감소하는 것을 알 수 있다. 추력계수의 양상을 보면 전방동익의 틱간극과 같은 크기에서부터 후방동익의 틱간극이 증가하면 추력계수가 증가한다. 후방동익의 틱간극이 커지면 동력계수는 대체적으로 증가하는 것을 확인할 수 있다.

제자리 비행하는 엇회전식 덕티드팬에서 전방동익과 후방동익의 틱간극이 0.67~5.33%인 영역에 대한 전산해석 결과로부터 틱간극이 전방동익에서 0.67%, 후방동익에서 0.67%일 때 엇회전식 덕티드팬의 제자리 비행에 대한 성능계수가 0.63로 가장 높게 나타났다. 이 값은 기준형상의 성능계수보다 3.45%가 높다. 전방동익의 틱간극이

0.67%이고 후방동익의 틱간극이 5.67%일 때 가장 큰 추력계수를 확인할 수 있다.

Figure 8~9는 엇회전식 덕티드팬의 요소별 공력성능을 확인하기 위해 나타낸 그림이다. Fig. 8는 전방동익의 틱간극이 1.33%일 때 후방동익의 틱간극의 변화에 따른 추력계수 그래프이다. 후방동익의 틱간극이 증가하게 되면 추력계수는 전방동익에서 상승하고, 덕트에서는 감소하는 것을 알 수 있다. 후방동익의 추력계수는 후방동익의 틱간극이 0.67~1.33%인 영역에서 감소하며, 1.33% 이상의 영역에서는 큰 변화가 없다.

Figure 9는 후방동익의 틱간극이 1.33%일 때, 전방동익의 틱간극 변화에 따른 전방동익, 후방동익 그리고 덕트의 추력계수를 나타내었다. 전방동익의 틱간극이 증가하면 덕트와 전방동익의 추력계수는 감소하고 후방동익의 추력계수는 증가하는 것을 확인할 수 있다. 덕티드팬 시스템의 전체 추력계수는 전방동익의 틱간극이 증가함에 따라 감소하였다.

Figure 8~9를 통해 엇회전식 덕티드팬에서 특정 동익의 틱간극이 증가하면 그 동익과 덕트의 추력계수는 감소하고, 다른 동익의 추력계수는 증가하는 경향을 확인할 수 있다.

### 3.3 유동장 분석

Figure 10은 덕티드팬의 회전축과 평행하고 중심을 지나는 단면에서의 축방향 속도 분포다. 왼쪽은 후방 동익의 틱간극이 1.33%일 때, 오른쪽은 4.00%일 때를 나타내며, 축방향 속도는 기본형상 동익의 틱의 속도( $U_{tip}$ )으로 무차원하여 나타내었다. 후방동익의 틱간극이 전방동익의 틱간극보다 크게 되면 전방동익의 틱 누설 유동이 후방동익의 틱에서 충돌하는 범위가 줄어들고, 덕티드팬 출구에서 평균 유속이 증가하여 덕티드팬

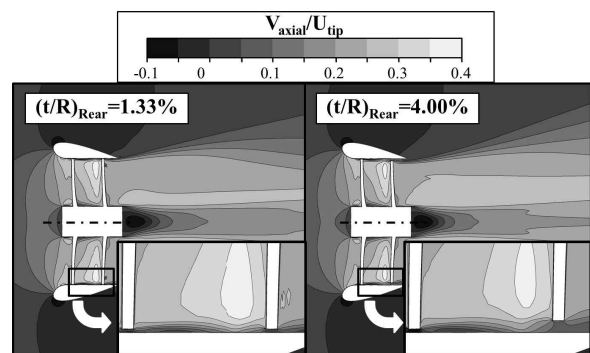


Fig. 10. Axial velocity distribution comparison for ducted fan with rear rotor of 1.33% and 4.00% tip clearance

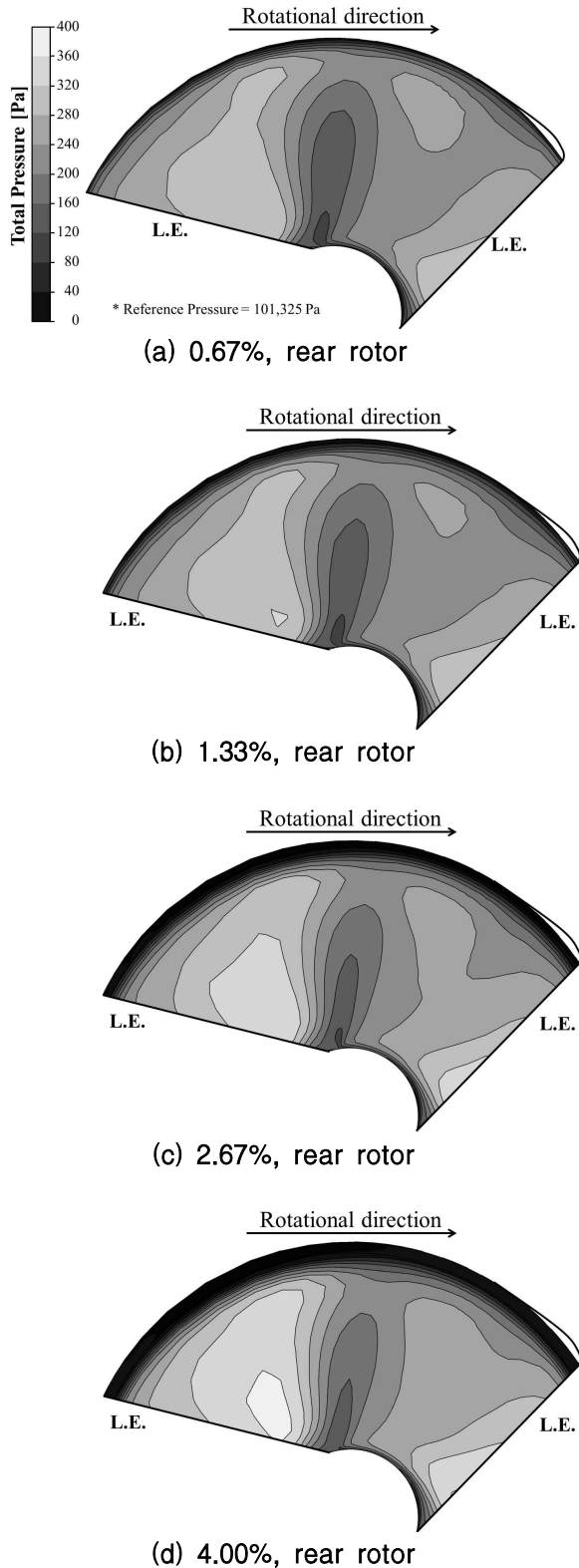


Fig. 11. Total pressure distribution on the exit plane of the ducted fan for 0.67% tip clearance of the front rotor

의 추력계수가 증가한다.

Figure 11 (a)~(d)는 전방동익 팁간극이 1.33%

인 제자리 비행하는 엇회전식 덕티드팬 출구 단면에서의 전압분포를 나타낸 윤곽선으로 후방동익의 팁간극이 각각 0.67, 1.33, 2.67, 4.00%이다. 후방동익의 팁간극이 증가할수록 덕트 벽면 근처에서 전압이 낮은 영역이 증가하며, 이 부근에서 전압 손실이 발생함을 확인하였다. 전압손실은 덕티드팬 성능을 저감시키는 폐색효과(blockage effect)로 작용한다. 반면에 허브와 평균반경 사이에 전압분포는 후방동익의 팁간극이 증가함에 따라 상승하는 것을 알 수 있다. 후방동익의 뒷전을 따라 전압이 낮은 영역은 동익에서 발생한 후류의 영향이다. 후방동익의 팁간극이 커지면서 후류영역은 감소하였다. 허브와 평균반경 사이 영역의 전압상승과 후방동익 뒷전의 후류영역 감소는 덕티드팬 출구면의 평균전압을 상승시켜 덕티드팬의 추력을 증가시키는 것을 확인하였다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 수직이착륙 무인항공기용 엇회전식 덕티드팬의 팁간극에 따른 공력특성을 알아보기 위해 전산해석을 수행하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 엇회전식 덕티드팬의 풍동시험을 수행하여 본 연구에서 사용한 전산해석 기법을 검증하였다. 전산해석의 결과는 풍동시험 결과보다 10% 이상 넘지 않았다. 풍동시험에서 생기는 손실을 고려할 때 10% 이내의 오차 범위는 전산해석 기법이 타당함을 알 수 있다.

2) 제자리 비행시 엇회전식 덕티드팬에서 전·후방동익의 팁간극이 0.67~5.33%인 영역에 대하여 전산해석을 수행하였다. 전·후방 동익의 팁간극이 각각 0.67%인 경우 성능계수가 0.63으로 가장 높게 나타났다. 이 값은 기준형상의 성능계수보다 3.45%가 높다. 전방동익의 팁간극이 0.67%, 후방동익의 팁간극이 5.33%일 때 가장 큰 추력계수를 확인하였다.

3) 엇회전식 덕티드팬에서 특정 동익의 팁간극이 증가하면 다른 동익의 추력계수는 증가한다. 전방동익의 추력계수가 덕트와 후방동익의 추력계수보다 덕티드팬의 추력계수에 가장 큰 비율을 차지한다. 후방동익의 팁간극의 증가는 전방동익의 추력계수가 증가하게 되어 덕티드팬의 추력계수를 증가시킨다.

4) 후방동익의 팁간극의 증가로 인한 허브와 평균반경 사이 영역의 전압상승과 후방동익 뒷전의 후류영역 감소는 덕티드팬 출구면의 평균전압

을 상승시켜 덕티드팬의 추력을 증가시켰다.

앞으로 실험계획법을 통하여 전방동익과 후방동익의 틱간극이 엠티전식 덕티드팬에 미치는 영향과 최적의 공력특성을 갖는 틱간극을 찾는 연구가 필요하다. 또한 본 논문에서 사용된 MFR(Multiple Frames of Reference) 방법은 동익간의 상대적인 각도에 따라 해석간의 결과가 달라질 수 있는 한계가 있기 때문에, 향후 다양한 각도에 대한 계산을 수행하거나 비정상 해석을 통해 고성능의 엠티전식 덕티드팬 설계에 기여할 것이다.

### 후 기

이 논문은 2009년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2009-009072).

### References

1) F. Marc de Piolenc, George E. Wright Jr., *Ducted Fan Design*, Mass Flow, Vol. 1, 2002.  
 2) Akturk, A., Shavalikul, A., and Camci, C., "PIV Measurements and Computational Study of a 5-Inch Ducted Fan for V/STOL UAV Applications," *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Orlando, Florida, 2009, pp. 5-8.  
 3) Akturk, A., and Camci, C., "Tip Clearance Investigation of a Ducted Fan used in VTOL UAVs, Part 1: Baseline Experiments and

Computational Validation," *Proceedings of the ASME Turbo Expo Turbine Technical Conference*, 2011.

4) Cho, J., Won, Y., Lee, M., "Numerical and Experimental Analyses of the Aerodynamic Characteristics of a Counter Rotating Axial Fan," *Transactions of the Korean Society of mechanical engineers-B*, Vol. 24, No. 3, 2000, pp. 325-337.

5) Ko, K., Jung, H., Kim, D., and Cho, J., "Study on the Aerodynamic Characteristics of Hanyang Low Speed Wind Tunnel," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 31, No. 4, 2003, pp. 92-98.

6) Leishman, J. Gordon, *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge University Press, 2000.

7) Menter, F. R., "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA journal*, Vol. 32, No. 8, 1994.

8) Bardina, J., Huang, P., and Coakley, T., "Turbulence modeling validation, testing, and development," *Technical Report*, NASA Technical Memorandum 110446, 1997.

9) ANSYS, Inc., *ANSYS CFX-Solver Theory Guide*, Release 13.0, 2010.

10) Kwon, K. and Sung, B., "Uncertainty Analysis for Subsonic Wind Tunnel Testing," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 30, No. 4, 2002, pp. 123-130.