

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.5.413>

소형 무인항공기 추진용 덕티드팬의 공력특성에 대한 실험적 연구

류민형*, 조이상**, 조진수**

Experimental Study on the Aerodynamic Characteristics of the Ducted fan for the Propulsion of a Small UAV

Minhyoung Ryu*, Leesang Cho* and Jinsoo Cho**

ABSTRACT

The ducted fan for a small UAV propulsion can reconnoiter and observe in a town and a small area, it has better thrust efficiency and a long endurance than propeller. Thrust characteristics of hover and for ward flight condition for the ducted fan UAV is important issue to improve a endurance. The unsteady 3-dimensional flow fields of the ducted fan UAV is essential to stable flight. In this paper, to verify the design results of the ducted fan and to investigate a stable aeronautical characteristic, the thrust performance and the unsteady 3-dimensional flow fields are measured. Thrust characteristics for the hovering and the forward flight conditions are measured by the 6-components balance system in the subsonic wind tunnel. The unsteady 3-dimensional flow fields are analyzed by using a stationary 45° slanted hot-wire technique. The swirl velocity is almost removed behind the stator blades. Therefore, the thrust performance of the ducted fan is improved and the flight stability is maintained.

초 록

덕티드팬을 추진 장치로 사용하는 소형 무인항공기는 도심 및 협소한 공간에서 정찰 및 감시에 사용 가능하며, 프로펠러에 비해 높은 추진 효율과 추력 특성을 나타낸다. 덕티드팬 무인항공기의 운용 거리와 비행 시간을 증가시키기 위해서는 정지 비행 및 전진 비행시의 추력 특성연구가 중요하며 비행 안정성 확보를 위해서는 비정상 3차원 유동 특성 연구가 필수적이다. 본 연구에서는 동익과 정익으로 구성된 덕티드팬의 설계 결과 검증과 안정적인 비행 특성을 확인하기 위해 덕티드팬의 추력 특성과 비정상 3차원 유동장을 계측하였다. 덕티드팬의 정지 및 전진 비행시의 추력 특성은 소형 아음속 풍동의 6분력 밸런스 시스템을 이용하여 측정되었고, 비정상 3차원 유동장은 45° 경사열선의 프로브 고정법에 의해 분석되었다. 덕티드팬의 덕트와 정익이 추력특성에 다소 큰 영향을 미치며, 정익에 의해 덕티드팬의 안정적인 비행이 가능함을 확인하였다.

Key Words : Ducted Fan UAV(덕티드팬 무인기), Thrust Characteristics(추력 특성), Slanted Hot-Wire(경사 열선), Unsteady 3-Dimensional Flow Field(비정상 3차원 유동장)

† 2011년 11월 17일 접수 ~ 2012년 4월 18일 심사완료

* 정희원, 한양대학교 기계공학과 대학원

** 정희원, 한양대학교 기계공학부

교신저자, E-mail : jscho@hanyang.ac.kr

서울시 성동구 행당동 산 17번지

I. 서 론

무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)는 기존 유인 항공기와 달리, 조종사가 탑승하지

않고 기체에 장착된 탑재장비와 추진장치 등을 조종되는 항공기이다. 미국 및 유럽 등의 항공 선진국에서는 군사적인 목적으로 고정익 무인항공기를 개발하여 정찰용으로 사용하고 있다[1].

최근에는 수직이착륙이 가능하고 정지 비행을 통한 지속적인 감시가 가능한 회전익 무인항공기가 개발되었다. 회전익 무인항공기는 개인이나 소규모 부대에서 활용하기에 다소 어려움이 발생하여, 개인 휴대가 가능하도록 덕티드팬 추진장치를 이용한 소형 무인항공기의 개발이 시도되고 있다[2].

덕티드팬 무인항공기는 미래전투체계에 활용 가능한 개인 휴대용 무인항공기로 고정익 및 회전익 무인항공기에 비해 비교적 크기가 작다. 또한, 덕티드팬 무인항공기는 기존의 회전익 무인항공기에 비해 추진효율이 높고, 동익(rotor)에서 발생하는 회전 토크를 정익(stator)에서 상쇄시키며 추력 조종면(moving flap)에 의해 비행 자세가 제어되므로 비교적 비행 안정성이 높은 장점이 있다[3].

Martin 등[4]은 10인치의 수직이착륙 덕티드팬 무인항공기의 로터에 대해서 풍동실험을 통한 성능 측정을 수행하였으며, 열선을 이용하여 덕티드팬 출구의 덕트 내부와 외부를 측정하였다. 낮은 로터 회전수에서 점성 손실과 팁간극의 영향을 확인 하였으며, 로터, 팁 와류 그리고 덕트 경계층의 영향을 유동 가시화 하였다. Fleming 등[5]은 추력이 있는 경우에 대해 기존 모델과 보조 조종장치를 설치한 모델을 정지/전진 비행시의 풍동 실험을 수행하였다. 보조 조종장치의 사용으로 피칭 모멘트가 50% 향상되어 덕티드팬 무인항공기의 기동성 향상을 확인하였다. Akturk 등[6]은 수직/단거리 이착륙 덕티드팬 무인항공기에 대해 정지 상태와 외풍이 존재 할때의 전진 비행 상태에서의 전산유체(Computational Fluid Dynamics, CFD) 해석과 입자화상속도계측(Particle Image Velocimetry, PIV)을 이용한 유동장 계측을 통해 외풍 조건에서의 전진 비행시 덕티드팬 입구에서의 덕트 전단에서 유동 박리에 의한 영향으로 덕티드팬 출구 유동장에 미치는 영향을 분석하였다. 덕트 전단 형상에 의한 유동 박리로 인한 입구 유동장의 변형으로 추력이 감소함을 확인하였다.

덕티드팬 무인항공기의 안정적인 정지비행을 확인하기 위해 비정상 3차원 유동장 측정이 필요하다. 유동장 측정 결과는 고성능 덕티드팬 재설계에 반영되며, 덕티드팬 무인항공기 개발시 조종면 제어를 위한 기본데이터로 활용된다.

본 연구에서는 동익만 존재할때와 덕티드팬의 경우에 대해서 정지/전진 비행시 추력 특성을 측정하여 동익만의 추력 특성과 덕티드팬의 정익

과 덕트의 영향을 평가하고, 45° 경사 열선으로 비정상 3차원 유동장을 측정 및 분석하여 안정적인 비행 특성을 확인하고자 한다.

II. 연구내용 및 방법

2.1 실험장치

소형 무인항공기 추진용 덕티드팬의 추력 특성 및 비정상 3차원 유동장을 측정하기 위해 사용된 실험장치의 구성도를 Fig. 1에 나타내었다.

Figure 2는 한양대학교 소형 아음속 풍동의 시험부(test section)내에 설치된 덕티드팬을 나타낸 것이다. 시험부의 크기는 800×800×1,200 mm으로 시험부 크기에 대한 시험 모델의 사이즈의 비인봉쇄율(Blockage ratio)은 1.9%로 허용 봉쇄율 5% 이내로 만족한다. 풍동의 최대유속은 60m/s, 난류강도는 0.2%이내, 유속변화량은 평균유속의 1.0%이내 이다. 덕티드팬의 정지 및 전진 추력 특성은 소형 아음속 풍동의 밸런스 시스템을 이용하여 측정되었다. 소형 아음속 풍동의 밸런스

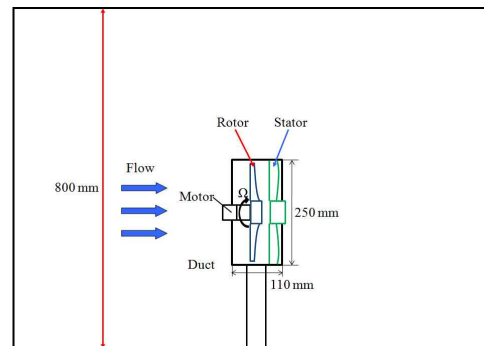


Fig. 1. Schematic diagram of the ducted fan

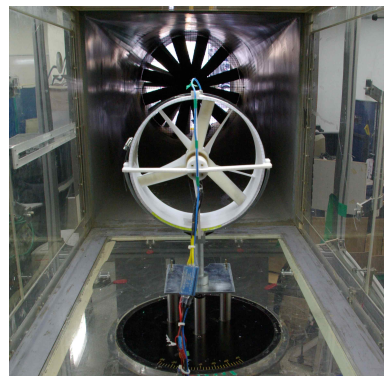


Fig. 2. Front view of the ducted fan

Table 1. Specifications of the ducted fan

Parameter	Rotor	Stator
Fan diameter	250 mm	250 mm
Tip diameter	248 mm	250 mm
Hub diameter	49.6 mm	49.6 mm
Airfoil	NACA 65 series	
Chord length	27.1 mm	37.4 mm
at mid span		
Blade angle	20.5 deg.	78.8 deg.
at 0.75 span		
Stagger angle	69.5 deg.	11.2 deg.
Number of blades	3	5
Rotational speed	7,000 rpm	-

시스템은 CAS社의 6분력 내장형 저울로 5kg의 측정용량과 0.5%의 오차를 나타낸다.

Table 1은 한양대학교에서 설계한 덕티드팬의 제원을 나타낸 것으로, 덕티드팬의 직경은 250 mm, 동익의 직경은 248mm(팁 간극은 1mm), 동익의 허브팁 비는 0.2이다.

2.2 추력 측정방법

소형 무인항공기 추진용 덕티드팬의 설계 결과를 검증하고 추력 특성을 확인하기 위해 정지 및 전진 추력 특성을 측정하였다.

덕티드팬의 정지 비행 추력 특성은 비행 속도 $V_\infty=0\text{m/s}$ 으로 고정시키고, 동익의 회전수를 0~7,000rpm으로 1,000 rpm씩 변화시켰다. 덕티드팬의 전진 비행 추력 특성을 측정하기 위해 동익의 회전수를 7,000rpm으로 고정시키고, 덕티드팬의 비행 속도인 자유 흐름 속도를 $V_\infty=0\sim 15\text{m/s}$ 로 3m/s의 간격으로 변화시키며 추력과 동력을 측정하였다.

덕티드팬의 정지 상태($V_\infty=0\text{m/s}$) 및 전진 상태($V_\infty \neq 0\text{m/s}$)에서의 성능변수는 다음과 같이 정의된다[7].

$$\begin{aligned}
 \text{전진비,} & \quad J = \frac{\pi V_\infty}{\Omega R} \\
 \text{추력 계수,} & \quad C_T = \frac{\pi^2 T}{4\rho\Omega^2 R^4} \\
 \text{동력 계수,} & \quad C_P = \frac{\pi^3 P}{4\rho\Omega^3 R^5}
 \end{aligned} \tag{1}$$

$$\text{프로펠러 효율,} \quad \eta = J \frac{C_T}{C_P}$$

여기서 ρ 는 밀도, T 는 추력, P 는 동력을 나타낸다.

2.3 비정상 3차원 유동장 측정방법

2.3.1 45° 경사 열선 보정

비정상 3차원 유동장을 측정을 수행하기 위해 45° 경사 열선의 보정 실험이 수행되었다. 보정 실험은 Grande와 Kool [8]의 방법을 이용하였다.

Figure 3은 덕티드팬의 비정상 3차원 유동장을 측정하기 위해 사용된 KANOMAX社의 45° 경사 열선(모델명: 0253R)을 나타낸 것이다. 여기서 φ 는 절대 유동각, $\theta_0, \theta_p, \theta_y$ 는 각각 프로브 형상각, 프로브 피치각 그리고 프로브 요각을 나타낸 것이다. 45° 경사 열선의 유동 벡터와 열선 벡터 사이의 관계는 식 (2)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\cos\varphi = \cos\theta_0 \cos\theta_p \cos\theta_y + \sin\theta_0 \sin\theta_p \tag{2}$$

45° 경사 열선과 유동이 수직일 때, 유효냉각 속도(V_e)와 열선 유속계의 전압(E)사이의 관계식은 King's law[9]에 의해 식 (3)과 같이 표현된다. 여기서 A, B 그리고 n 은 각각 속도 보정 실험을 통해 속도와 전압과의 곡선적합(curve fitting)에서 얻어지는 보정 계수이다.

$$E^2 = A + BV_e^n \tag{3}$$

Figure 4는 45° 경사 열선 프로브의 속도 보정 결과를 나타낸 것으로, 풍동의 유속을 덕티드팬의 실제 운용 조건을 포함하는 유속 범위인 0~50m/s으로 변화시키며 KANOMAX社의 일정한 풍속계(모델명: 1011)의 전압과 유효 냉각 속도와 상관을 분석하였다.

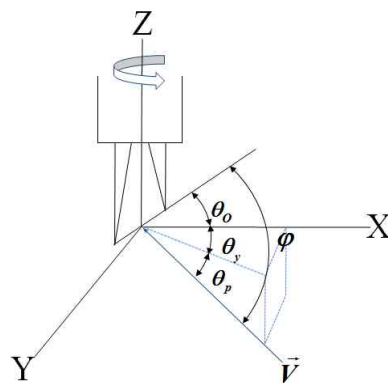


Fig. 3. 45° slanted hot-wire configuration

Figure 5는 45° 경사 열선의 프로브 요각 보정 실험 결과를 나타낸 것이다. 45° 경사 열선의 요각 보정 실험은 실제 유동 속도, 유동각 및 프로브 각 등의 상호 관계를 구하기 위하여 36m/s의 유속에서 프로브 요각의 범위를 -90°~+90°로 5° 간격으로 변화시키며 수행되었다.

Grande와 Kool[8]은 유효 냉각 속도와 실제 유동의 속도 비를 45° 경사 열선 프로브의 피치각, 요각 및 유동각의 함수로 가정하여 다음과 같이 나타내었다.

$$\frac{V_c}{V} = \cos\varphi \tag{4}$$

$$\sin\varphi = A_2\cos\theta_p\cos\left(\frac{\theta_y}{A_1}\right) + A_2\tan\theta_0\sin\theta_p \tag{5}$$

여기서 φ 는 프로브의 요각 보정실험을 통해 얻어지는 매개 변수이고, 보정 상수 A_1 , A_2 는 비선형 적합곡선을 이용하여 계산되었다. 45° 경사 열선 프로브의 유효 속도에 대한 측정정확도는 약 2%의 오차, 열선 프로브 요각에 대한 측정정확도는 약 6%의 오차를 나타낸다.

2.3.2 비정상 3차원 유동장 측정

덕티드팬의 비정상 3차원 유동장 측정은 로터의 전, 후방, 덕티드팬의 입구, 동익과 정익 사이 그리고 출구의 유동단면에서 수행되었다. 덕티드팬의 난동성분을 포함하는 비정상 3차원 유동장은 5개 유동단면의 측정 위치에서 45° 경사 열선의 요각을 120° 간격으로 3번 회전시키는 Whitfield 등[10]의 방법을 사용하여 측정되었다.

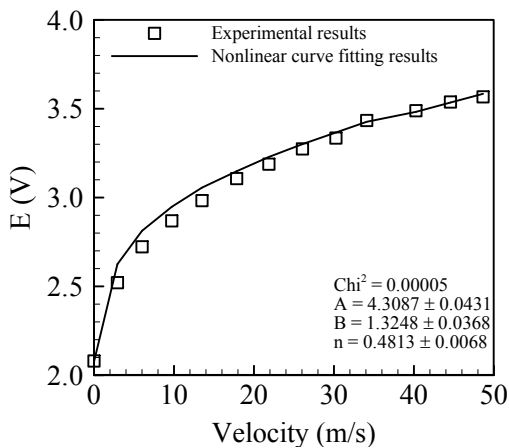


Fig. 4. Velocity calibration results of the 45° slanted hot-wire

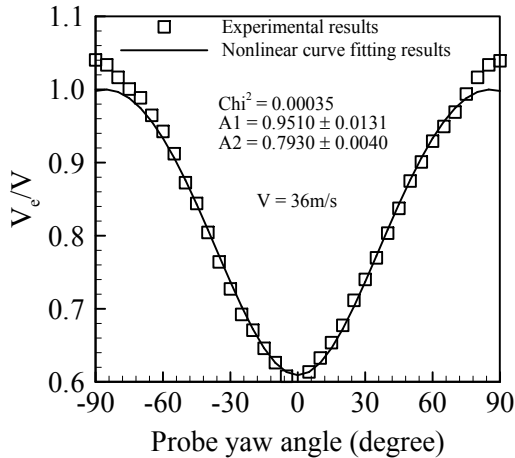


Fig. 5. Probe yaw angle calibration results of the 45° slanted hot-wire

Figure 6은 45° 경사 열선을 이용한 덕티드팬의 비정상 3차원 유동장 측정에 대한 데이터 획득 및 처리 과정과 열선 프로브의 설치위치를 나타낸 것이다. 45° 경사 열선은 이송장치에 의해 측정점에 따른 정확한 이송이 가능하다. 열선풍속계에서 출력된 아날로그 전압값은 저역통과 필터(low pass filter)에서 잡음(noise)이 제거된 후 A/D(Analog to Digital)변환기를 통해 디지털 신호로 변환되어 저장된다. 출력 전압값은 덕트 케이싱에 장착된 근접센서에 의해 동기화되어 1,000개의 전압 데이터를 1,000세트를 측정하였고, 출력 전압 값의 난동 성분은 위상평균(phase-locked averaging)기법 [11]을 사용하여 제거되었다. 덕티드 팬의 입구에서는 100 세트에서 수렴하였고, 로터 후방의 팁 부근에서는 1,000세트 이하에서 수렴하였다.

Figure 7은 덕티드팬의 비정상 3차원 유동장 측정 위치를 나타낸 것이다. Fig. 7 (a)는 동익의 전·후방, Fig. 7 (b)는 덕티드팬의 전방, 동익과 정익 사이, 덕티드팬의 후방으로 각각 유동단면에 대해 반경방향으로 17개의 측정점이 존재한다. 덕티드팬의 동익은 3개의 블레이드로 구성되어 있고, 1개 유로(passage)에서 100개의 데이터가 원주방향으로 획득되어 10개 유로에 대해 분석되었다. 정익은 5개의 블레이드로 구성되어 있고, 1개 유로에서 60개의 데이터가 획득되어 16.67 유로에 대해 분석되었다.

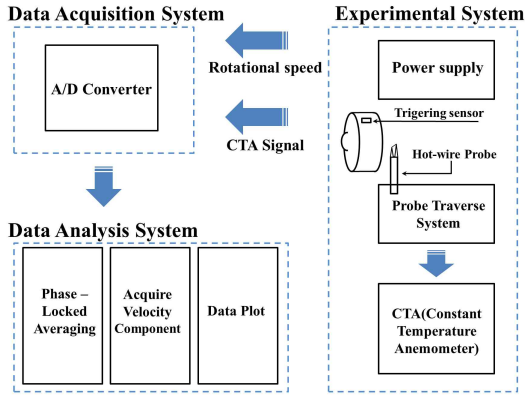


Fig. 6. Schematic diagram of the data acquisition and the reduction system

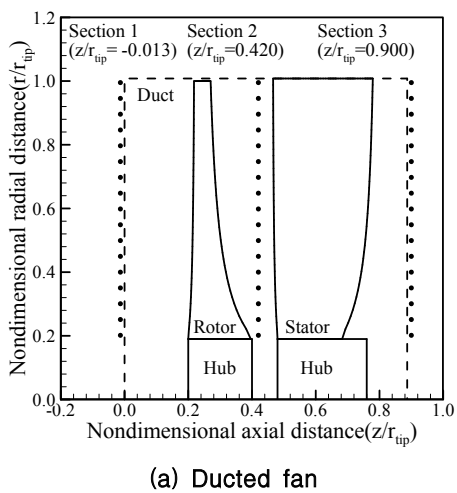
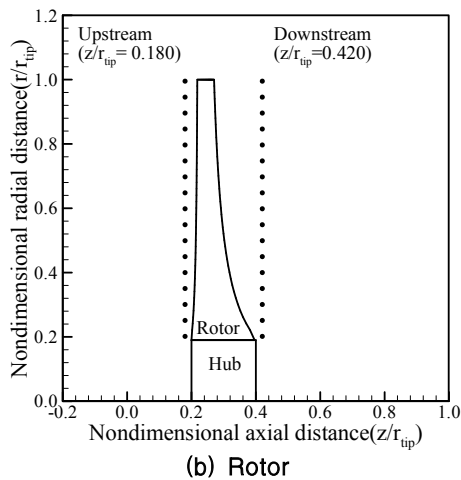


Fig. 7. Flow measurement location

III. 결과 및 고찰

3.1 추력 측정 결과

소형 무인항공기 추진용 덕티드팬의 정지 및 전진 비행시의 추력 특성은 한양대학교 소형 아음속 풍동의 밸런스 시스템에서 측정되었다.

Figure 8은 덕티드팬의 정지비행 추력 특성을 확인하기 위해서 동익의 추력 특성과 덕티드팬의 추력특성을 비교하여 나타낸 것이다. 덕트와 정익의 영향으로 인해 덕티드팬의 정지추력은 동익의 정지 추력에 비해 약 6% 정도 증가하였고, 소요동력은 약 8% 정도 감소하는 성능 특성을 나타내었다.

Figure 9는 소형 무인항공기 추진용 덕티드팬의 전진비행 추력 특성을 확인하기 위해서 동익만의 추력특성과 덕티드팬의 추력특성을 비교한 것

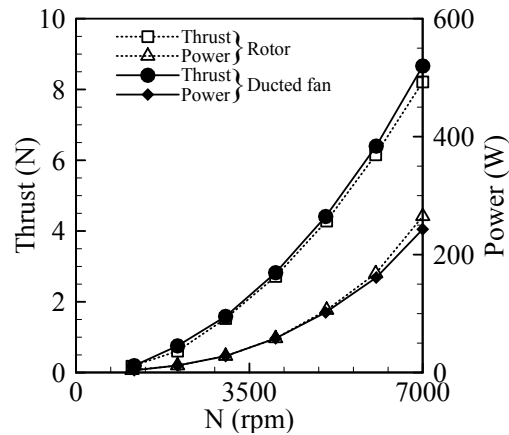


Fig. 8. Thrust performance curves of the rotor and the ducted fan

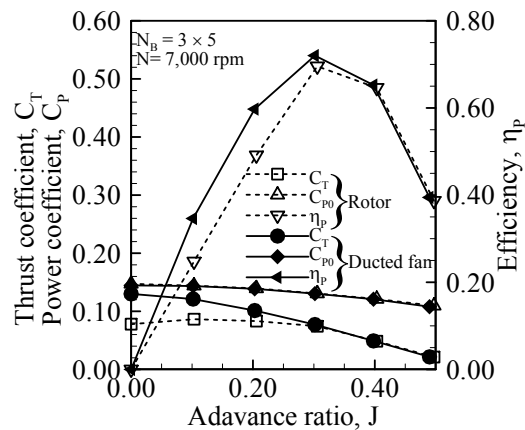


Fig. 9. Characteristic curves of the rotor and ducted fan for various advance ratios

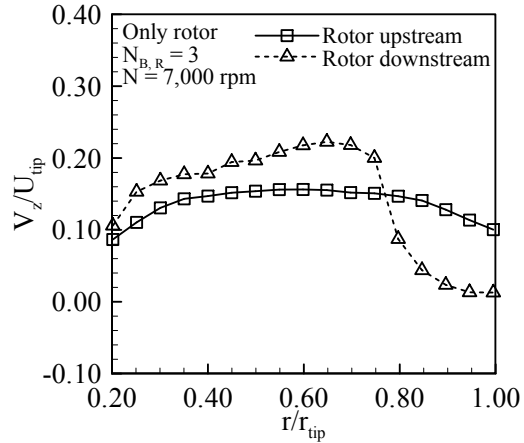
진비(J)가 0.300일 때 최고효율은 약 72.66%로, 동이다. 동익의 경우에는 전진비(J)가 0.300일 때 최고효율은 약 69.11%를 나타내었다. 덕티드팬은 전익의 경우에 비해 덕티드팬의 전진비행시의 추진효율은 약 3.55% 증가하였다. 이것은 덕트와 정익의 영향으로 추력이 약 7.4% 증가하였고 소요동력이 약 4.8% 감소하였기 때문이다.

3.2 비정상 3차원 유동장 측정 결과

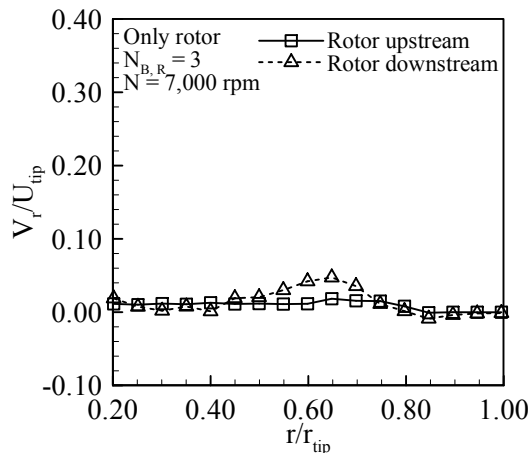
동익의 전·후방, 덕티드팬의 전방, 동익과 정익 사이, 덕티드팬 후방의 유동단면에서 경사 열선을 이용하여 비정상 3차원 유동장을 측정하였다.

Figure 10은 동익으로만 구성된 경우에 대한 축방향, 반경방향 그리고 원주방향 속도성분을 동익 블레이드 팁의 회전속도($U_{tip}=90.9\text{m/s}$)로 무차원하여 나타낸 것이다. Fig. 10 (a)는 동익의 전·후방에서의 축방향 속도 성분을 나타낸 것이다. 동익 전방의 블레이드 팁 부근에서의 축방향 속도의 감소는 입사각의 증가를 유발하게 되므로 유동손실을 증가시키는 원인으로 작용하게 된다. 동익의 후방에서 축방향 속도 성분은 평균반경에서 가장 크게 증가하였으며, 팁 와류의 영향으로 $r/r_{tip}=0.8$ 부근에서 블레이드 팁까지 축방향 속도 성분이 크게 감소한다. Fig. 10 (b)는 동익의 전·후방에서 반경방향 속도 성분을 나타낸 것으로, 동익의 전방에서는 반경방향 속도 성분이 거의 발생하지 않았지만, 동익 후방의 평균반경에서는 이차유동의 영향으로 반경방향 속도 성분이 다소 증가하였다. Fig. 10 (c)는 동익의 전·후방에서 원주방향 속도 성분을 나타낸 것으로, 동익의 후방에서는 동익 블레이드의 회전으로 인해 원주방향 속도가 다소 증가하는 경향을 나타내었고, 특히 $r/r_{tip}=0.8$ 에서 1.0까지는 블레이드 팁 와류에 의한 영향으로 원주방향 속도 성분의 방향이 변한다.

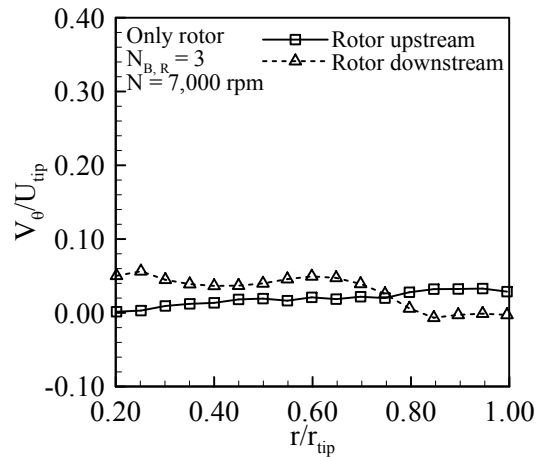
Figure 11은 덕티드팬에서의 축방향, 반경방향 그리고 원주방향 속도성분을 동익 블레이드 팁에서의 회전속도($U_{tip}=90.9\text{m/s}$)로 무차원하여 나타내었다. Fig. 11 (a)는 덕티드팬의 전방, 동익과 정익 사이 그리고 덕티드팬 후방에서 축방향 속도 성분을 나타낸 것으로, 덕티드팬 전방(Section 1)에서 축방향 속도 성분은 비교적 균일한 유동을 나타냈다. 동익으로만 구성된 경우인 Fig. 10 (a)와 비교하였을 때 팁 부근에서 축방향 속도 성분이 감소하지 않는데 이는 덕티드팬 케이싱의 영향으로 블레이드 전방의 팁 부근에서 속도가 감소하는 현상을 방지하여 유동손실을 저감하는 효과를 얻을 수 있었다. 동익과 정익사이인



(a) Axial velocity



(b) Radial velocity



(c) Tangential velocity

Fig. 10. Circumferential averaged velocity distributions of the rotor

Section 2의 팁 부근인 $r/r_{tip}=0.80$ 에서 팁와류의 영향으로 인해 축방향 속도 성분이 크게 감소한다. 덕티드팬 출구인 Section 3의 정익 블레이드 팁 부근에서 동익 후방에서 감소한 축방향 속도 성분이 증가했는데, 이는 정익의 영향으로 팁와류에 의한 손실을 저감해준다. 그리고 허브에서의 유동박리에 의해 축방향 속도가 감소하였다. Fig. 11 (b)는 덕티드팬의 반경방향 속도 성분을 나타낸 것으로, 덕티드팬의 입구인 Section 1과 동익의 후방인 Section 2의 블레이드 팁 부근에서 반경방향 속도 성분이 감소하는 경향을 나타냈지만 덕티드팬의 출구 영역인 Section 3에서는 정익의 영향으로 모든 영역에서 균일한 경향이 나타났다. Fig. 11 (c)는 덕티드팬의 원주방향 속도 성분을 나타낸 것으로, 동익 후방의 영역인 Section 2에서 블레이드 허브에서 팁 부근인 $r/r_{tip}=0.80$ 까지 선회 속도 성분이 발생하고, 블레이드 팁 부근에서 감소하는 경향을 나타냈다. 덕티드팬 출구 영역인 Section 3에서 원주방향 속도 성분이 균일하게 나타났다. 동익에 덕트를 설치하였을 때, 동익으로 구성되어 있는 경우에 비해 비교적 안정적인 속도 성분을 확인하였으며, 선회 속도 성분은 정익에 의해 회수되었음을 확인하였다.

Figure 12~15는 동익만 존재할 때 동익의 전방과 후방에서 축방향, 원주방향 속도 성분을 동익 블레이드 팁 속도($U_{tip}=90.9\text{m/s}$)로 무차원하여 윤곽을 나타낸 것이다.

Figure 12는 동익의 전방과 후방에서 축방향 속도 분포의 윤곽을 나타낸 것이다. Fig. 12 (a)는 동익의 전방에서 측정된 결과로 동익의 허브에서 평균반경까지 비교적 균일한 분포를 나타내지만 평균반경에서 팁 부근까지 유속이 감소하였다. Fig. 12 (b)는 동익 후방에서의 영역에서의 축방향 속도 분포이며, 허브에서의 유동 박리와 동익 블레이드 팁 부근에서 팁 누설 유동에 의해 동익의 허브와 팁 부분에서 축방향 속도 성분이 크게 감소되었다.

Figure 13은 동익의 전, 후방에서 측정된 원주방향 속도 성분을 나타낸 것으로, 동익의 전방영역인 Fig. 13 (a)에서 선회속도 성분은 비교적 균일하게 나타났다. Fig. 13 (b)는 동익 후방에서의 원주방향 속도 분포이다. 허브에서 평균반경까지 선회속도 성분이 증가하였고, 동익 블레이드 팁 부근에서 팁 와류의 영향으로 인해 원주방향 속도 성분은 감소하였다.

Figure 14~15는 덕티드팬의 입구, 정익과 동익 사이 그리고 덕티드팬의 출구의 영역에서 축방향 속도 성분을 동익 블레이드 팁 속도($U_{tip}=90.9\text{m/s}$)로 무차원하여 나타낸 윤곽선이다.

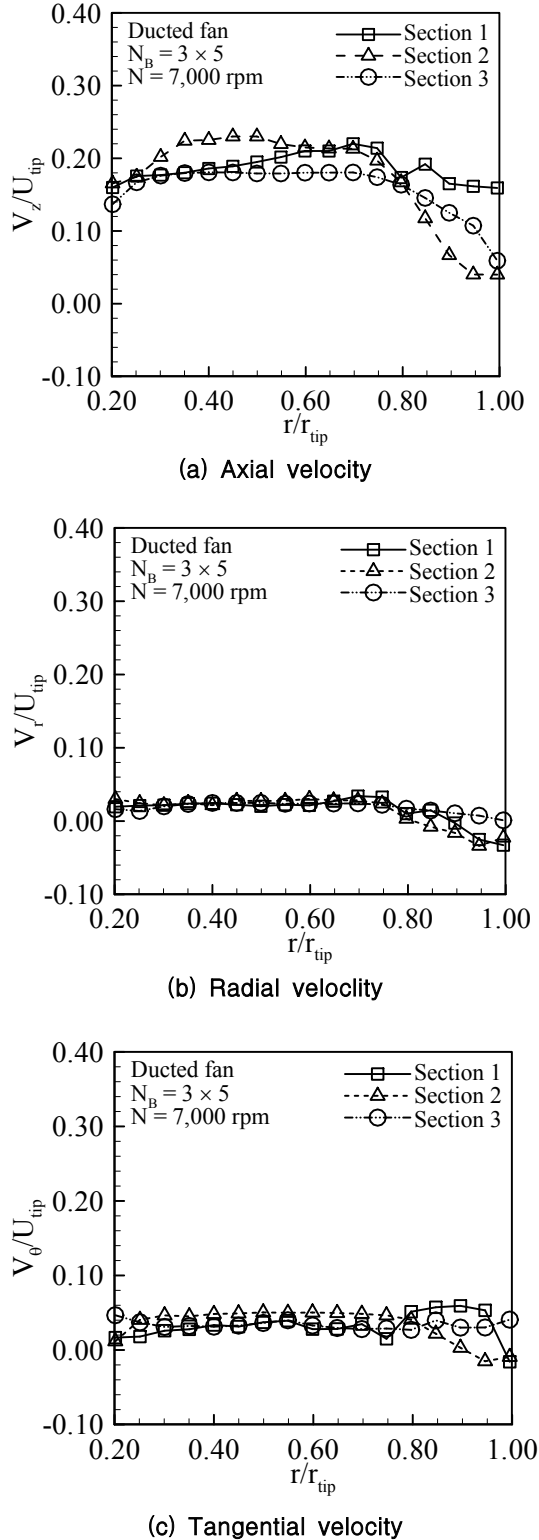
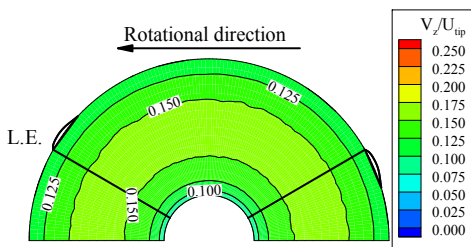
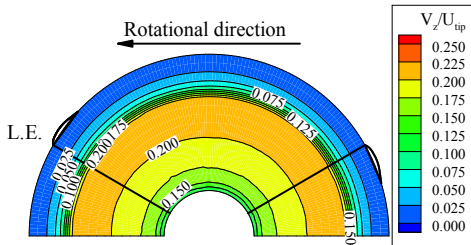


Fig. 11. Circumferential averaged velocity distributions of the ducted fan

Figure 14 (a)는 덕티드팬 전방에서 축방향 속도 분포를 나타낸 것으로 동익의 허브와 블레이드 팁 부근에서 평균반경에 비해 약한 유속으로 흡입되었다. Fig. 14 (b)는 동익과 정익 사이의 영역으로 허브 근방에서 허브 경계층의 영향으로 약한 유속이 나타났으며, 평균반경에서 강한 유속이 발생하였다. 동익 블레이드 팁 부근에서는 팁 누설 유동에 의해서 축방향 속도 성분이 감소하는 결과를 나타내었다. Fig. 14 (c)는 덕티드팬 후방에서 측정된 결과로 축 방향 속도 성분이 정익을 지나면서 다소 감소하며 정익 블레이드의 앞전을 지나 유속이 감소됨을 확인하였다. Figure 15는 덕티드팬의 각 Section에서 무차원된 원주방향 속도 분포를 나타낸 것이다. Fig. 15 (a)는 덕티드팬의 입구에서 측정된 결과로 평균 반경에서 $V_{\theta}/U_{tip}=0.04$ 이하의 선회속도 성분이 발생되었다. Fig. 15 (b)는 덕티드팬에서 정익과 동익 사이의 영역으로 $V_{\theta}/U_{tip}=0.05$ 이하의 선회 속도 성분이 측정되었다. 덕티드팬의 입구영역과 비교했을때 대부분의 반경방향에서 동익의 회전에 의한 영향으로 동익 블레이드 허브에서 평균 반경까지 선회속도 성분이 증가하였다. Fig. 15 (c)는 덕티드팬의 출구영역으로 정익의 영향으로 인해 동익에 의해 발생된 선회속도 성분이 대부분 제거됨을 확인하였다. 정익 블레이드 팁 부근에서 밀집된 형태의 등고선이 존재하는데, 이것은 동익 블레이드의 팁 부분에서 발생된 팁 와류의 영향 때문이다.

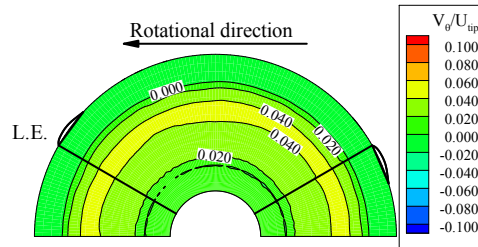


(a) Rotor upstream

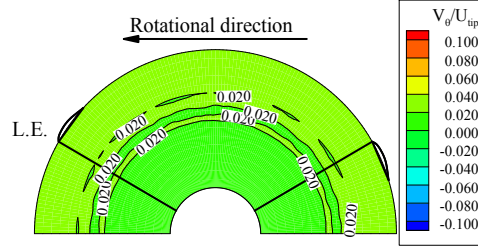


(b) Rotor downstream

Fig. 12. Axial velocity contour of the rotor

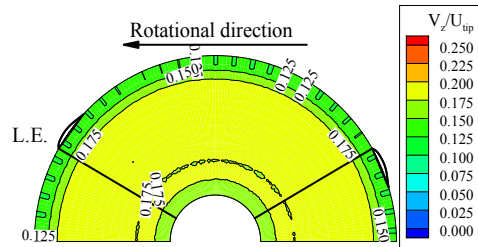


(a) Rotor upstream

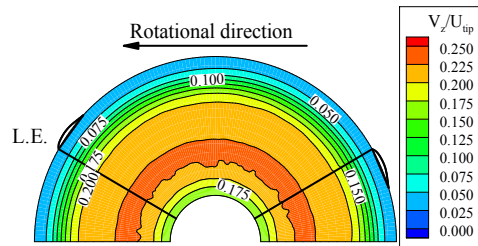


(b) Rotor downstream

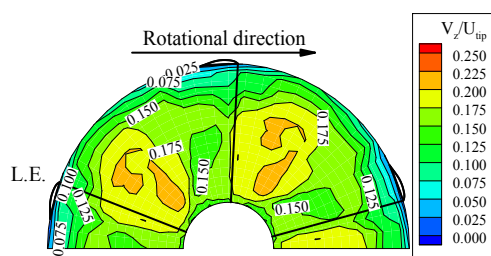
Fig. 13. Tangential velocity contour of the rotor



(a) Section 1



(b) Section 2



(c) Section 3

Fig. 14. Axial velocity contour of the ducted fan

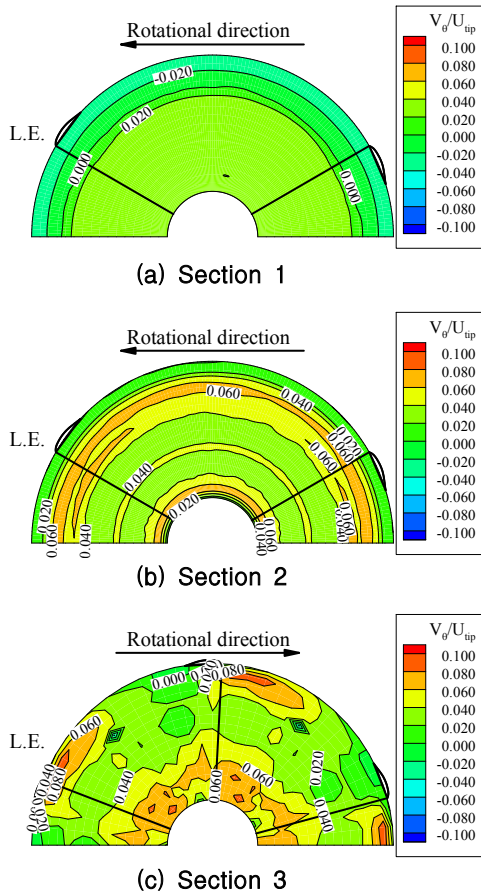


Fig. 15. Tangential velocity contour of the ducted fan

IV. 결 론

본 논문에서는 소형 무인기 추진용 덕티드팬의 공력특성 및 비정상 3차원 유동장을 측정하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 덕티드팬의 추력 특성은 설계 요구 조건에 만족하였고, 덕티드팬의 동익에 의해 발생된 선회속도 성분은 정익뒤에서 대부분 제거되어 안정적인 비행이 가능함을 확인 하였으며, 덕트와 정익의 영향으로 동익만 존재할 때 보다 약 3.55%의 추진 효율이 증가되었다.
- 2) 동익 블레이드 허브 근방에서 유동 박리로 인해 축방향 속도 성분이 감소하였다. 동익 블레이드 팁 부근에서는 와류의 발생으로 속도 성분이 감소함을 확인하였다.
- 3) 향후 고성능 소형 무인기 추진용 덕티드팬을 설계하기 위해서는 덕트 단면 설계가 필수적이며 허브 경계층의 영향을 줄이기 위해 모터의

직경을 줄이는 기술이 요구된다. 또한 팁 부근의 와류를 줄이기 위해 팁 간극 조절에 대한 연구를 수행한다면 고성능과 고효율의 덕티드팬의 설계가 가능할 것으로 기대된다.

후 기

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

참고문헌

- 1) Peter, V. B., "UAVs : an Overview," *Air & Space Europe*, Vol. 1, No. 516, 1999, pp. 43~47.
- 2) Andy, K., Osgar, J., and Paul, G., 2007, "Ducted Fan UAV Modeling and Simulation in Preliminary Design," AIAA Modeling & Simulation Technologies Conference and Exhibit, pp. 1-20.
- 3) L. Lipera., J. D. Colbourne, M. B. Tischler., M. H. Mansur., M. C. Rotkowitz. and P. Patangui., "The Micro Craft iSTAR Micro Air Vehicle: Control System Design and Testing," American Helicopter Society 57th Annual Forum, Washington, DC, May 9-11, 2001.
- 4) Martin, Preston. and Tung, Chee., "Performance and Flowfield Measurements on a 10-inch Ducted Rotor VTOL UAV," Proceeding of the 60th Annual Forum of the American Helicopter Society, Baltimore, MD, June 7-10, 2004.
- 5) Fleming, J., Jones, T., Lusardi, J., Gelhausen, P. and Enns, D., "Improved Control of Ducted Fan VTOL UAVs in Crosswind Turbulence," AHS 4th Decennial Specialist's Conference on Aeromechanics, San Francisco, CA, Jan 21-23, 2004.
- 6) Akturk, A., Shavaliikul, 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, Jan 5-8, 2009.
- 7) Mark H. Williams, Dalton, W. N. and Jinsoo Cho, "Unsteady Aerodynamic Analysis of Ducted Fans," *AIAA Journal of Propulsion and*

Power, Vol.7, No.5, 1991, pp. 800-804.

8) Grande, G., and Kool, P., "An Improved Experimental Method to Determine the Complete Reynolds Stress Tensor with a Single Rotating Slanting Hot Wire," *The Institute of Physics*, Vol. 14, 1981, pp. 196-201.

9) Bruun, H. H., *Hot-Wire Anemometry*, Oxford University Press, 1995.

10) Whitfield, C., Kelly, J. C. and Barry, B., "A Three Dimensional Analysis of Rotor Wakes," *Aero Quarterly*, Vol. 23, 1972, Part 4.

11) Lakshminarayana, B., 1981, "Techniques for Aerodynamics and Turbulence Measurements in Turbomachinery Rotors," *Journal of Engineering for Power*, Vol. 13, pp. 374-392.