

소형 무인기 추진용 덕티드 팬의 공력특성에 관한 실험적 연구

김재경* · 최현민** · 차봉준*** · 이상효**** · 조진수*****

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

Jaekyeong Kim* · Hyunmin Choi** · Bongjun Cha*** · Sanghyo Lee**** · Jinsoo Cho*****

ABSTRACT

The experimental analysis on a ducted fan for the propulsion system of a small UAV were performed. To investigate the aerodynamic characteristics of the ducted fan, flow fields at inlet and outlet were measured using a hot-wire anemometry. Thrusts were measured with the six-component balance with due regard to the cross wind. To reproduce the cross wind effect, the ducted fan was aligned to 90° rotated direction against flow direction in the wind tunnel. In this paper, the variation of the flow fields and thrust according to the cross wind were analyzed.

초 록

본 연구에서는 소형 무인기의 추진체로 사용되는 덕티드 팬의 공력특성 연구를 위해 덕티드 팬 입/출구의 3차원 유동장 측정과 추력 특성 분석을 수행하였다. 3차원 유동장 측정은 정온형 열선유속계를 통하여 수행되었으며, 추력은 육분력 밸런스를 이용하여 측정하였다. 측풍의 영향을 고려하기 위해 덕티드 팬을 풍동시험기내 유동방향에 대하여 90° 회전시켜 설치하였다. 풍동시험을 통하여 4.5 m/s의 측풍으로 인한 덕티드 팬 유동장 및 추력의 변화를 분석하였다.

Key Words: Ducted fan(덕티드 팬), UAV(무인기), Cross wind(측풍), Wind tunnel test(풍동 시험), Hot-wire anemometry(열선유속계)

1. 서 론

무인항공기는 미국 및 유럽 등의 항공 선진국에서는 1980년대부터 본격적으로 개발되기 시작하였고, 2000년대 초반부터는 항공우주산업의 새로운 핵심동력으로 성장하여 전세계적으로 50여 개국에서 운용되고 있으며, 연간 25억 달러 이상 시장규모로 발전되었다.

미국 및 유럽 등의 항공 선진국에서는 군사적

* 한양대학교 항공공학과
** 한양대학교 기계공학과
*** 한국항공우주연구원 KHP 개발실
**** 국방과학연구소
***** 한양대학교 기계공학부
연락처, E-mail: jscho@hanyang.ac.kr

인 목적으로 고정익 무인기를 개발하여 장거리/고고도 정찰용으로 사용하고 있다. 또한, 최근에는 수직이착륙이 가능하고 제자리 정지 비행을 통한 지속적인 감시가 가능한 헬리콥터형 회전익 무인기도 개발되었다. 그러나, 기존의 고정익 무인기나 헬리콥터형 회전익 무인기는 고가의 비행체와 지상통제 장비 그리고 다수의 운용 인력을 필요로 하므로 미래전투체계(FCS)에서 개인이나 소규모 부대에서 활용하기에 어려움이 많아, 최근에는 덕티드 팬 추진장치를 이용하여 개인휴대가 가능한 초소형 무인항공기의 개발이 시도되고 있다.

VTOL 형태의 항공기는 정지비행뿐만 아니라 수평축에 대해 피칭각을 주어 빠른속도의 전진 비행도 가능하다. 덕티드형식은 추진효율과 수평비행에서 양력도 증가시키는 효과를 준다.

지난 30년간 충분한 추진력으로 단시간에 이착륙을 가능하게 하는 덕티드 팬 형태에 대한 다양한 연구가 이뤄지고 있다. BELL사의 X-22A는 이러한 덕티드 팬을 사용한 좋은 응용사례이다. 1970년대에 들어서 덕티드 플로펠러는 소음이 적은 추진체로 알려져 이와 관련한 연구로 개발되기 시작했다. 이후, 1990년대 시콜스키사의 Cypher와 Micro-Craft's Lift Augmented Ducted Fan (LADF)이 개발되면서 덕티드 팬이 무인항공기 분야에 본격적으로 적용되기 시작하였다[1].

덕티드 팬은 동일한 동력하중(power loading)을 갖는 일반 테일 로우터에 비해 보다 큰 정지 추력을 발생시키며, 덕트에 의해 팬의 익단 와류형성이 차단됨에 따라, 와류와 팬 날개짓의 간섭에 의한 공력 소음이 줄어들게 된다[2]. 따라서, 덕티드 팬을 이용한 무인기는 경량화를 통해, 수직 이착륙에 대하여 매우 효과적일 뿐만 아니라, 적은 소음영역을 가지는 특성으로 근접감시에 매우 적합한 것으로 알려져 있다.

일반적으로 덕티드 팬을 통과하는 유동은 매우 복잡하다. 팬 블레이드의 틱과 덕트 사이의 간격은 팬의 반경에 비해 매우 작으며, 따라서 틱 간극은 덕티드 팬을 통과하는 유동에 매우 큰 영향을 미치게 된다. 또한, 틱 간극과 더불어

In-flow lip 영역의 구조적 특성은 덕티드 팬 시스템의 성능을 결정하는 주요 요인이 된다[1].

국내의 덕티드 팬 무인항공기는 외풍의 교란이 존재하는 외부 환경에서 사용되므로 외풍에 의한 무인 항공기의 비행 불안정성 및 전진비행시 덕티드 팬에 유입되는 공기의 비균일 유동특성으로 인한 공기역학적 불안정성이 발생하고 있다.

본 연구에서는 열선유속계를 이용하여 무인항공기용 소형 덕티드 팬의 입구 및 출구 영역에서 비정상 3차원 유동장을 측정하였다. 이를 통하여, 덕티드 팬의 입/출구 유동장 특성을 분석하였으며, 풍동시험을 통하여 측풍효과를 고려한 유동장 분석을 수행하였다. 또한 육분력 밸런스를 이용하여 덕티드 팬의 추력특성을 분석하였으며 측풍효과를 고려한 조건에서 추력의 변화를 측정하였다.

2. 시험장치 및 측정방법

2.1 실험장치

본 연구를 위하여 사용된 실험장치를 Fig. 1에 나타내었다. 덕티드 팬은 일반 R/C용 덕티드 팬을 사용하였다. 덕티드 팬의 제원을 Table 1에 나타내었다. 덕티드 팬의 진동으로 야기되는 교란을 피하고 안정적인 시험데이터 획득을 위해 4500 RPM 조건에서 실험을 실시하였다. 덕티드 팬의 구동을 위해 12V, 50A를 제공할 수 있는 전원공급장치를 사용하였다. 데이터 시작 지점을

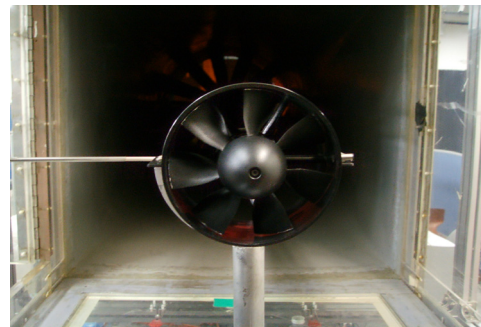


Fig. 1 Front view of the ducted fan

Table 1. Specification of ducted fan

Number of blades	8
Number of stators	6
Rotational speed	4500 rpm
Fan diameter	127 mm
duct diameter	135 mm
Shaft diameter	54 mm

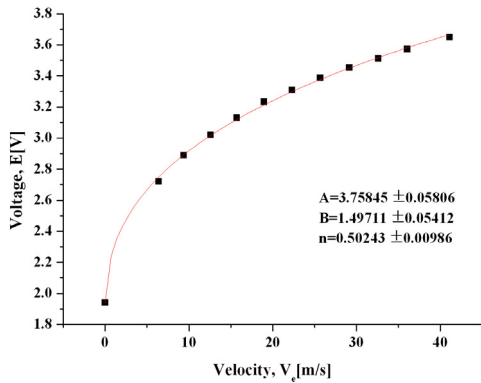


Fig. 2 Velocity calibration

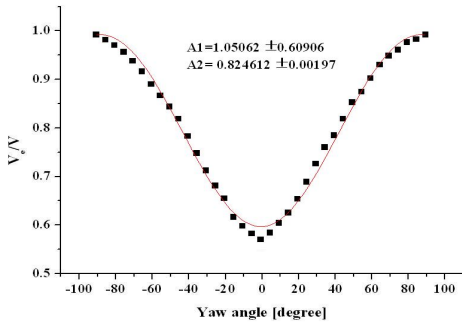


Fig. 3 Probe yaw angle calibration

동일하게 맞추기 위하여 덕트 측면에 근접센서를 장착하여 동일한 시점에 데이터 획득을 시작하도록 하였다. 높은 RPM에서 검출 신호를 얻기 위해 본 근접센서는 5 kHz의 높은 주파수 응답성을 갖는 모델로 선정되었다.

측풍의 영향을 인가하기 위해 중형아음속 풍동을 사용하였으며, 측풍은 14 m/s를 인가하였으며, 덕티드 팬의 비정상 유동장 계측을 위해 KANOMAX사의 45° 경사 열선 프로브를 사용

하였다. 일반적으로 유체의 속도장을 계측하기 위해 사용되는 열선 프로브(hot-wire probe)는 전류에 의해 가열되는 매우 가늘고 짧은 금속 열선(hot-wire)과 지지대(supporter)로 이루어져 있다. 열선 프로브는 일정온도 유속계(CTA)에 연결되어 고온의 열선이 저온의 주위 유체 유동과의 대류 열전달 현상에 의해 냉각되면 열선의 온도가 감소되어 온도의 함수인 열선의 전기 저항이 감소되게 된다. 이러한 대류 열전달 현상을 이용하여 유체의 속도, 온도 및 밀도 등을 측정할 수 있게 된다.

2.2 실험 방법

2.2.1 속도 및 요각보정

덕티드 팬의 비정상 유동장 측정을 위해 먼저 45° 경사열선의 보정 실험을 수행하여 보정계수들을 구하였다. 덕티드 팬의 비정상 공력특성을 파악하기 위한 열선의 보정실험은 Grande와 Kool[3]의 방법으로 수행되었다.

열선의 속도 보정 및 요각 보정 실험 과정은 박현수 등[4]에 자세히 설명되어 있다. Fig. 2는 45° 경사 열선의 속도보정 결과를 나타낸 것으로, 보정 상수 A, B, n 은 비선형 적합곡선(nonlinear curve fitting)을 이용하여 계산되었다.

경사 열선의 요각 보정 실험은 실제 유동속도, 유동각 및 프로브 각 등의 상호 관계를 구하기 위하여 19m/s의 속도에서 프로브 요우각의 범위를 -90° ~ +90°로 5° 간격으로 변화시키며 수행되었다. Fig. 3에 45° 경사열선의 프로브 요우각

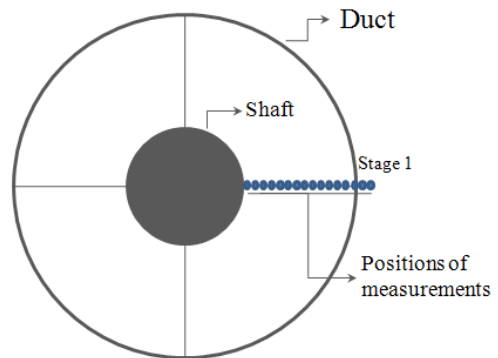


Fig. 4 Measuring position of the ducted fan

보정 결과를 나타내었으며, 보정 상수 A_1, A_2 는 비선형 적합곡선을 이용하여 계산되었다.

2.2.2 데이터 획득 방법

덕티드 팬의 입/출구 3차원 유동장을 측정하기 위해 45° 경사 열선을 이용한 측정 데이터 획득 지점과 과정을 Fig. 4, Fig. 5에 각각 나타내었다.

45° 경사 열선 프로브는 Section 3에서 측정되었으며 덕티드 팬의 출구와 입구에서 측방향으로 $z/R=0.05$ 인 위치로 설정하였다. Fig. 4에 입구 및 출구에서의 데이터 획득 지점을 자세히 나타내었다. 데이터 측정지점은 반경방향으로 16개 지점에서 3mm 간격으로 측정하였다.

측풍의 영향을 받지 않은 경우와 받는 경우로 나누어 Stage 3에서 덕티드 팬 입/출구의 데이터를 측정하였다.

3차원 비정상 유동장에 대한 경사 열선의 신호 값은 일정 온도 유속계(CTA)에서 전압값으로 출력된다. 정온형 유속계의 저역 통과기(low-pass filter)를 통해 초기 신호(row signal)는 노이즈(noise)가 제거되어 아날로그 신호인 전압값으로 출력되고 신호처리장치(signal conditioning device)인 A/D 변환기(A/D converter)를 통해 컴퓨터에 디지털 신호로 저장된다.

각 측정 지점에서 1000개의 샘플링 데이터를 1000회 반복하여 동일 시작점에서 데이터 값을 획득하였다.

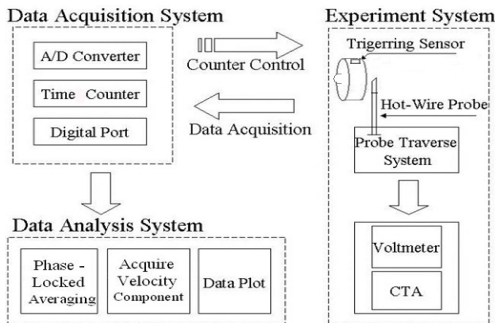


Fig. 5 Schematic of data acquisition using 45° slanted hot-wire anemometer

3. 시험결과 및 분석

덕티드 팬의 3차원 유동장은 입구 및 출구에서 측풍이 작용하는 경우와 작용하지 않는 경우로 나누어 분석되었다.

Table 2. Results of the six-component balance

Condition		results of the six-component balance		
Fan	cross wind	Fx	Fy	Fz
On	Off	2.689	-0.34	1.33
		Mx	My	Mz
		0.077	-0.41	0.13
Off	On	Fx	Fy	Fz
		-3	-2.61	-2.40
		Mx	My	Mz
On	On	-0.32	-0.43	-0.31
		Fx	Fy	Fz
		-0.87	-2.57	0.56
		Mx	My	Mz
		-0.16	-1.03	-0.27

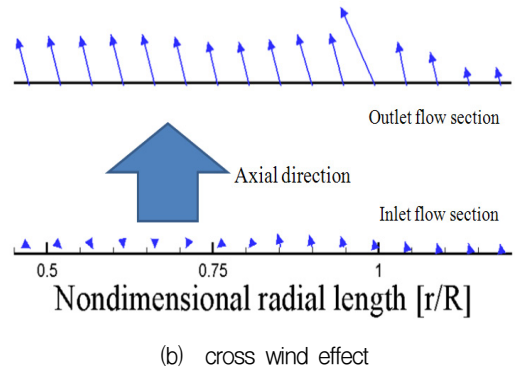
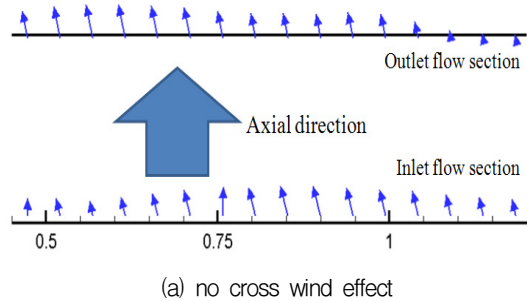
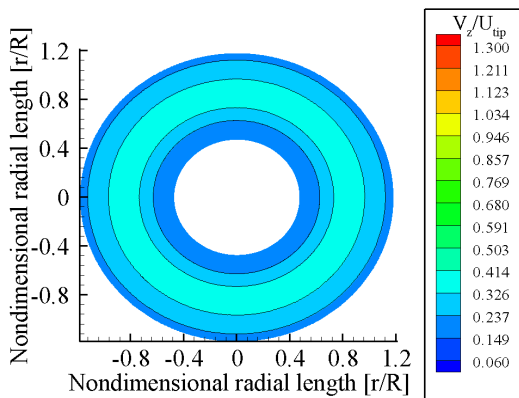


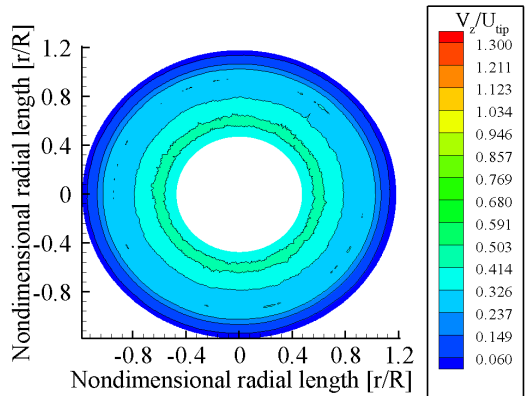
Fig. 6 Inlet & outlet vector field according to the cross effect

Fig. 6 (a)에서 보면, 축풍이 작용하지 않을 때 덕티드 팬의 입/출구 유동은 허브에서 팁까지 비교적 균일한 형태로 나타남을 알 수 있다. 그러나 (b)의 축풍이 작용하는 경우를 살펴보면, 입구 유동에서 허브와 팁 전반에 걸쳐 축풍에 대한 교란으로 인하여 축방향 성분이 매우 작게 나타남을 알 수 있다. 또한, 그림 (b)의 축풍이 작용하는 출구 유동장을 보면 축풍으로 인한 덕티드 팬 유도속도 증가로 인해 출구의 유동이 가속되는 경향을 나타내고 있다. Figure 7은 축풍의 영향에 따른 덕티드 팬의 입구 및 출구의 축방향 유동손실을 알아보기 위해 축방향 속도 성분을 원주방향으로 시간 평균한 결과이다. 입구와 출구 유동의 전체적인 경향을 살펴보면 덕티드 팬의 경우 축방향 속도성분은 입구에서 팬의 Mid-span 부근에서 흡입된 속도성분이 출구에서는 허브쪽으로 빠져나가는 특성을 가짐을 알 수 있다.

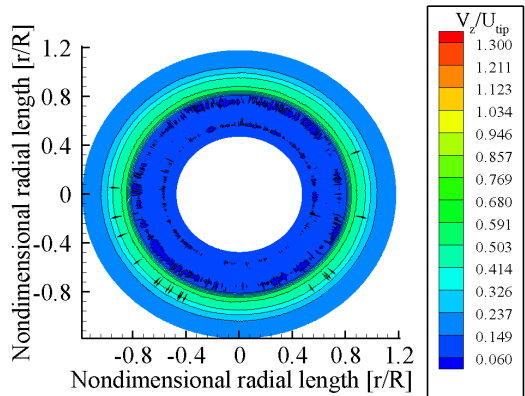
Table 2에 육분력 밸런스를 이용하여 추력 및 모멘트 성분의 결과 값을 나타내었다. 축풍으로 인한 성분만을 분석하기 위해 Table 2.에 나타난 것과 같이 3가지 경우에 대하여 측정하였다. 덕티드 팬이 작동하고 축풍의 유무 케이스를 분석하면 추력성분이 50% 이상 감소함을 알 수 있으며, 축방향 모멘트가 증가하는 결과를 보였다.



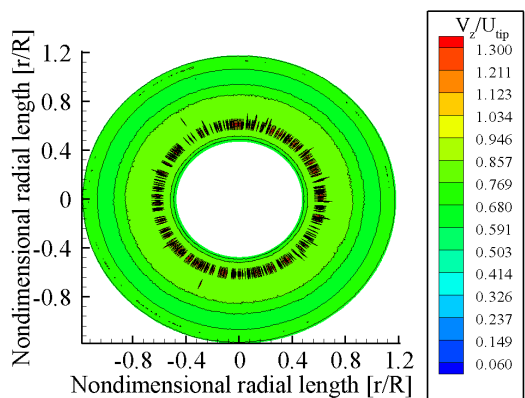
(a) Axial velocity contour at inlet with no cross wind effect



(b) Axial velocity contour at outlet with no cross wind effect



(c) Axial velocity contour at inlet with the cross wind effect



(d) Axial velocity contour at outlet with the cross wind effect

Fig. 7 Axial velocity contour at Inlet & outlet according to the cross effect

본 연구에서는 소형 무인기 추진용 덕티드 팬의 3차원 비정상 유동장을 측정하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

측풍의 영향을 받는 경우와 측풍의 영향을 받지 않는 경우를 비교하여 측풍의 영향으로 인해 덕티드 팬 입구 및 출구 유동에 속도 손실이 발생하였고 측방향 속도성분이 감소함을 알 수 있었다. 특히, 측풍의 영향을 받을 때 덕티드 팬 입구의 흡입유동 두께가 감소되는 경향이 나타남을 알 수 있었다. 덕티드 팬의 입구 및 출구 유동장 분석을 통하여 덕티드 팬의 입구 유동은 Mid-span 부위에서 가장 큰 측방향 속도성분을 발생시키고 출구의 허브쪽으로 진행됨을 알 수 있었다. 이것은 본 실험에 사용된 덕티드 팬의 블레이드의 피치가 큰 이유에 기인한 것으로 판단된다.

덕티드 팬이 측풍의 영향을 받을 때 추력저하 및 불안정성 발생 현상을 이해하기 위해 육분력 벨런스와 정온형 열선 유속계를 통한 3차원 유동장을 측정하였다. 이를 통해, 벨마우스를 통해 흡입유동을 최적화하고 출구 유동을 허브와 팁에 걸쳐 고르게 분포시키는 것이 무인기 제어 측면에 효과적일 것으로 판단된다.

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI주관) 위탁연구결과 중 일부이며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Chang, I. C., and Rajagopalan, R. G., "CFD Analysis for Ducted Fans with Validation," AIAA 2003-4079.
2. 안존, "덕티드팬의 손실모델과 성능해석," 항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2005, pp. 327-332.
3. 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
4. 박현수, 조이상, 조진수, "엇회전식 축류팬의 3차원 비정상 유동에 관한 실험 적 연구," 대한기계학회 논문집 B권, 제 28권, 제 9호, 2004, pp. 1005-1014..