

<학술논문>

DOI <http://dx.doi.org/10.3795/KSME-A.2014.38.5.513>

ISSN 1226-4873(Print)  
2288-5226(Online)

## 무인비행체 블레이드 형상 변화에 따른 단일로터의 제자리 비행 추력성능 분석

윤재현\* · 최하영\*\* · 이종수\*†

\* 연세대학교 기계공학부, \*\* 동양미래대학교 기계공학부

### CFD-based Thrust Analysis of Unmanned Aerial Vehicle in Hover Mode: Effects of Single Rotor Blade Shape

Jae Hyun Yun\*, Ha-Young Choi\*\* and Jongsoo Lee\*†

\* School of Mechanical Engineering, Yonsei Univ.

\*\* Dept. of Mechanical Engineering Dongyang Mirae Univ.,

(Received September 25, 2013 ; Revised February 3, 2014 ; Accepted March 8, 2014)

**Key Words:** Multi-Rotor Unmanned Aerial Vehicle(멀티로터 무인비행체), Hovering(제자리 비행), Thrust(추력), Computational Fluid Dynamics Simulation(전산유체해석), Blade Element Theory(깃 요소 이론), Blade Parameters(블레이드 설계인자)

**초록:** 무인비행체는 소형화, 경량화가 중요하기 때문에 동력장치에 한계가 있다. 공력성능을 향상을 위해 항공기의 크기나 무게에 영향을 주지 않는 블레이드의 형상의 변화를 주는 것이 가장 효율적이다. 본 연구에서는 제자리 비행을 하는 멀티로터 무인비행체에 있어 단일 로터 블레이드의 테이퍼 비율, 비틀림 각도 등에 따른 추력성능의 변화를 전산유체해석 시뮬레이션을 통해 수행하였다. 전산유체해석 코드인 ADINA-CFD를 통해 얻은 수치 결과를 깃 요소 이론(blade element theory, BET)과 비교하였으며, 블레이드의 형상 변화가 추력성능에 영향을 미치는 것을 확인하였다.

**Abstract:** An unmanned aerial vehicle (UAV) should be designed to be as small and lightweight as possible to optimize the efficiency of changing the blade shape to enhance the aerodynamic performance, such as the thrust and power. In this study, a computational fluid dynamics (CFD) simulation of an unmanned multi-rotor aerial vehicle in hover mode was performed to explore the thrust performance in terms of the blade rotational speed and blade shape parameters (i.e., taper ratio and twist angle). The commercial ADINA-CFD program was used to generate the CFD data, and the results were compared with those obtained from blade element theory (BET). The results showed that changes in the blade shape clearly affect the aerodynamic thrust of a UAV rotor blade.

- 기호설명 -

$R$  : 블레이드 길이  
 $r$  : 블레이드 임의의 위치 길이  
 $c$  : 시위길이  
 $b$  : 블레이드 개수  
 $\theta$  : 피치 각

$\theta_r$  : 블레이드 첫 단 피치 각  
 $\theta_t$  : 블레이드 끝 단 피치 각  
 $\Omega$  : 회전 각속도  
 $Re$  : 레이놀즈 수  
 $\rho$  : 공기 밀도  
 $\mu$  : 공기 점성계수  
 $V_{avg}$  : 평균 속도  
 $V_r$  : 블레이드 임의의 위치의 속도  
 $v$  : 속도

† Corresponding Author, jleej@yonsei.ac.kr

© 2014 The Korean Society of Mechanical Engineers

$v_i$	: 유도속도
$\vec{v}$	: 속도 벡터
$t$	: 시간
$\vec{\tau}$	: 점성응력
$\overline{f^B}$	: 유체 물체력
$\vec{q}$	: 열 유량
$q^B$	: 열 발생 특정 속도
$E$	: 총 에너지
$C_L$	: 양력계수
$\alpha$	: 받음 각
$\phi$	: 유도 각도

## 1. 서 론

산업에서 인간이 담당했던 역할들이 과학 기술의 발달과 함께 점차 무인화 되어 가고 있다. 항공기 부문도 예외는 아닐 수 없다. 미국을 비롯한 선진국들은 이미 오래 전부터 정부차원에서 무인항공기 개발을 적극적으로 지원하고 있으며, 막대한 예산을 투입하여 고성능, 고정밀도로 신뢰성 있는 무인항공기 개발에 박차를 가하고 있다. 그동안 군 당국에서 독점해오던 무인항공기 기술이 활발해짐에 따라 농업현장, 경찰, 소방서, 무선통신, 기상예측, 방송촬영 현장 등 민수 시장으로 확장 되면서 여러 형태의 무인 항공기 들이 개발 되고 있다.

무인항공기의 형태로는 크게 고정익 항공기, 회전익 항공기 2 가지 형태로 크게 나누어 진다. 고정익 항공기는 일반적인 비행기 형태의 항공기의 형태이며, 회전익 항공기는 헬리콥터 같은 형태의 항공기이다. 무인항공기는 대부분 수직 이·착륙이 어려워 상용화에 어려움이 있다. 이러한 문제점을 해결하기 위해 공간에 제약 없이 수직으로 이·착륙이 가능한 항공기 들이 많이 개발 되고 있다.

본 논문에서는 수직 이·착륙이 가능한 회전익 항공기를 다루고자 한다. 회전익 항공기의 종류에는 일반적인 헬리콥터 형태의 단일 로터식 헬리콥터, 두 개의 로터가 같은 축에 붙어 있는 형태인 동축 반전 로터식 헬리콥터가 있다. 현대의 무인항공기는 수직 이·착륙이 가능하며, 소형화, 기동성, 경제성, 안정성, 그리고 청정성 등이 중요시 되면서 멀티콥터 형태의 무인항공기의 개발이

활발히 이루어 지고 있으며, 현재 많은 기업에서 쿼드콥터 형태의 무인항공기들을 내놓고 있다.<sup>(1-3)</sup>

본 연구에서는 회전익 항공기의 종류인 멀티콥터가 제자리 비행을 한다는 가정하에 블레이드의 형상 변화에 따른 추력 성능의 변화를 연구 하였다. 모델 선정을 위해 3 차원 CAD 소프트웨어를 이용하여 쿼드콥터를 모델링 하였으며, CAE 소프트웨어인 ADINA-CFD<sup>(4)</sup>를 사용하여 블레이드의 추력 값을 계산할 수 있었다.

## 2. 쿼드콥터 모델

멀티콥터의 종류에는 3 개의 로터로 이루어진 트라이콥터, 4 개의 로터가 대칭적으로 이루어진 쿼드콥터, 6 개의 로터가 대칭적으로 이루어진 헥사코어 등이 있다.

본 연구에서는 형상이 변화되는 블레이드의 공력성능을 단일로터로 알아보고자 하였으며, 대상은 로터가 4 개로 구성된 쿼드콥터이다. 쿼드콥터는 4 개의 로터로 이루어져 있으며, 로터가 대칭적으로 회전하기 때문에 비행에 있어 안정적이고 제작이 단순하여 시중에서 쉽게 접할 수 있는 쿼드콥터를 선정 하였다.<sup>(5)</sup>

3 차원 CAD 소프트웨어를 이용하여 Fig. 1 과 같이 쿼드콥터 형상을 정의 하였으며, 4 개의 로터의 성능 분석에 앞서, 블레이드 형상 변화에 따라 변화하는 추력 성능을 분석하기 위해 1 개의 로터를 대상으로 유동 해석을 수행하였다.

본 연구에서 고려한 블레이드의 형상은 3 가지이며, Fig. 2 에 나타내었다. 블레이드 형상에 대한 구분은 Table 1 에 나타내었다. 여기서, Case A 는  $c=0.02m$  의 일정한 시위길리와 길이 방향으로 일정한 피치 각을 갖는 블레이드, Case B 는  $c=0.02m$  의 일정한 시위길리에 대해 길이 방향으로 피치 각이 선형적으로 비틀림의 변화를 갖는 블레이드, Case C 는 블레이드의 중심에서 길이 방향으로  $r=0.045m$  지점까지 시위길리가 증가하고, 다시 블레이드의 끝 단 까지 시위길리가 작아지는 테이퍼 형상을 가지며, 선형적인 비틀림의 변화를 갖는다. 3 가지 경우의 블레이드 형상에 적용되는 치수 및 형상관련 데이터를 Table 2 에 나타내었다. 모델에 사용된 단면은 시위 선을 기준으로 위, 아래 형상이 대칭으로 이루어진 NACA0012 를 선정하였다. 피치 각은  $10^\circ$ 에서  $30^\circ$  까지  $10^\circ$ 간격으로, 회전 각 속도는 600rpm 에서 1400rpm 까지 400rpm 간격의 조건으로 추력의 변화를 계산하였다.<sup>(6)</sup>

**Table 1** Model specification

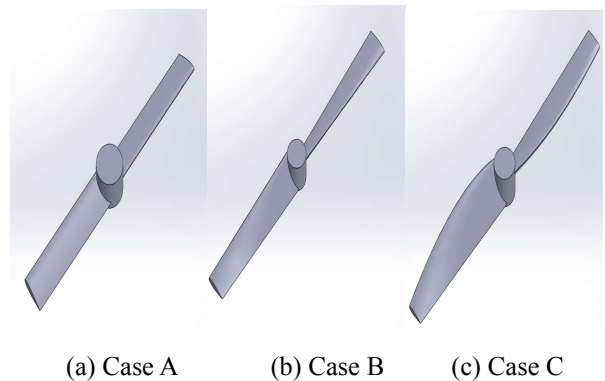
	Twist angle	Chord
(a) Case A	Fixed	Fixed
(b) Case B	Linearly changed	Fixed
(c) Case C	Linearly changed	Linearly changed

**Table 2** Model parameters

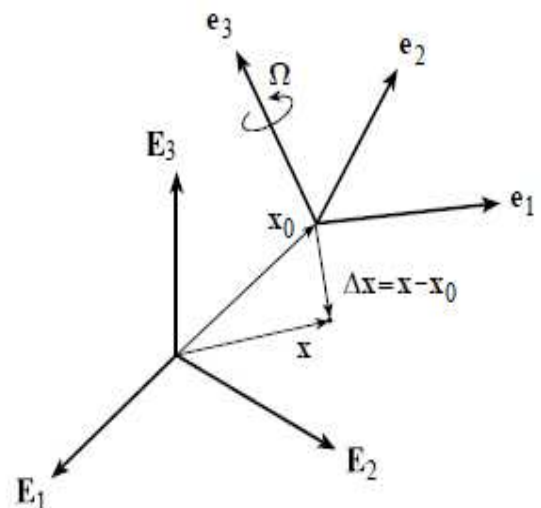
Parameter		Value	Unit
Airfoil		NACA0012	
# of blades		2	
Radius		R = 0.120	m
Twist angle	Fixed	1) $\theta=10$ 2) $\theta=20$ 3) $\theta=30$	deg
	Linearly changed	1) $\theta_r=10, \theta_t=0$ 2) $\theta_r=20, \theta_t=0$ 3) $\theta_r=30, \theta_t=0$	deg
Chord	Fixed	c=0.020	m
	Linearly changed	c=0.020 (at r=0.000) c=0.025 (at r=0.045) c=0.012 (at r=0.120)	m
Rotational speed		1) $\Omega = 600$ 2) $\Omega = 1,000$ 3) $\Omega = 1,400$	rpm



**Fig. 1** Quadcopter CAD Model



**Fig. 2** Blade Model



**Fig. 3** Rotating coordinate frame

### 3. 유동해석

#### 3.1 해석 조건 및 지배방정식

유동해석을 위하여 블레이드의 크기와 회전속도 등을 고려하여 레이놀즈 수를 계산하였다.<sup>(7)</sup>

$$Re = \frac{\rho c V_{avg}}{\mu} \quad (1)$$

물성 조건으로는 점성계수  $1.781 \times 10^{-5} \text{ kg/m}\cdot\text{s}$ , 공기밀도  $1.23 \text{ kg/m}^3$  으로 식 (1)을 통해 해석조건

에서 최대 회전 각속도인 1400rpm 을 고려하여  $Re \approx 1500$  의 값을 얻을 수 있었으며, 이는 층류 영역 ( $Re \leq 2100$ )에 해당된다.

본 연구에서 사용된 ADINA 에서는 회전체의 해석을 하기 위해서 Rotating Reference Frame 기법을 사용하였다. Fig. 3 은  $\Omega$  의 각속도로 회전하는 성

분의 고정좌표와 회전좌표를 나타낸다. 비정상 상태의 비압축성, 3 차원, 점성 유동장으로 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 해석을 수행하였으며, 유동해석을 위한 지배방정식은 다음과 같다.<sup>(4)</sup>

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}_r) = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho \vec{v}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v} - \vec{\tau}) = \vec{f}^B + \vec{f}_c \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho E_r}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}_r E_r - \vec{\tau} \cdot \vec{v}_r + \vec{q}) = (\vec{f}^B \cdot \vec{f}_c) \cdot \vec{v}_r + \vec{q}^B \quad (4)$$

여기서 식 (2), (3), (4)는 각각 연속 방정식, 운동량 방정식, 에너지 방정식을 타내고 있다. 하지만, 비압축성 해석에서 열에 대한 효과가 중요하지 않는 경우에는 에너지 방정식은 포함하지 않는다. 밀도의 변화가 없고, 일정하다 가정하면 비압축성에 대한 연속 방정식과 운동량 방정식은 다음과 같이 간단하게 표현된다.<sup>(8)</sup>

$$\rho \cdot \nabla \vec{v} = 0 \quad (5)$$

$$\rho \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \rho \vec{v} \cdot \nabla \vec{v} - \nabla \vec{\tau} = \vec{f}^B + \vec{f}_c \quad (6)$$

3.2 전산유체해석

본 연구는 블레이드 형상 변화에 따른 추력의 값을 비교 하려 한다. 추력의 값을 얻기 위해서 전산유체해석 프로그램인 ADINA-CFD 를 사용하여 계산 하였다. 경계 조건은 Fig. 4 에 표현 하였으며, 블레이드는 벽면조건(Wall condition)을 주었고, 원통 형태의 부분은 블레이드의 회전 운동을 묘사하기 위해 회전하는 부분과 회전하지 않는 부분에 회전(Sliding mesh)조건을 이용하였다. 외곽의 사각형 부분은 유동장으로 벽면에서의 마찰이 없는(Slip condition) 조건을 부여하였다.

본 연구에서의 로터는 비교적 낮은 레이놀즈 수로 유체의 흐름은 블레이드의 유선을 따라 완만한 흐름을 나타내며, 난류현상이 생기지 않는다. 이에 외부 유동장을 작게 형성하였고, 외부 유동장의 크기 변화에 따른 출력의 값이 미미한 변화를 보였다. 따라서, 본 연구에서는 해석 수행시간을 단축하고자 외부 유동장의 크기를 작게 형성하여 3 가지의 형상의 에어포일 모두 같은 조건으로 설정 하여 해석을 수행하였다.<sup>(9)</sup>

전산유체해석 계산을 위한 격자 구성을 Fig. 5

에 나타내었으며, 블레이드의 회전 운동을 하는 영역과 외부 유체 영역 부분으로 나누어 사각형 격자로 생성하였다. 격자의 개수는 (a)의 경우 298,079 개, (b)는 27,080 개의 격자가 생성 되었다.

3.3 블레이드 유동해석 결과

전산유체해석을 통해 압력과 유체의 속도를 얻을 수 있었으며, 블레이드의 형상이 변화 됨에 따라서 압력과, 유체의 속도가 다르게 나타나지는 것을 확인할 수 있었다. 블레이드의 압력분포를 Fig. 6 에 나타내었으며, 블레이드 위, 아래면 사이의 분포 차이를 고려할 때 피치 각이 일정한 블레이드(Case A)에 비해 비틀림을 갖는 블레이드(Case C)에서 압력 분포차이가 비교적 넓은 영역에 나타나는 것을 확인할 수 있다. 또한, 속도 분포의 결과인 Fig. 7 에서도 동일한 블레이드 회전 속도에 있어 형상의 변화가 있는 블레이드(Case B, Case C) 경우 유도속도(Induced velocity)가 더 증가하는 것을 알 수 있다.

추력은 블레이드 위, 아랫면의 압력의 차이에

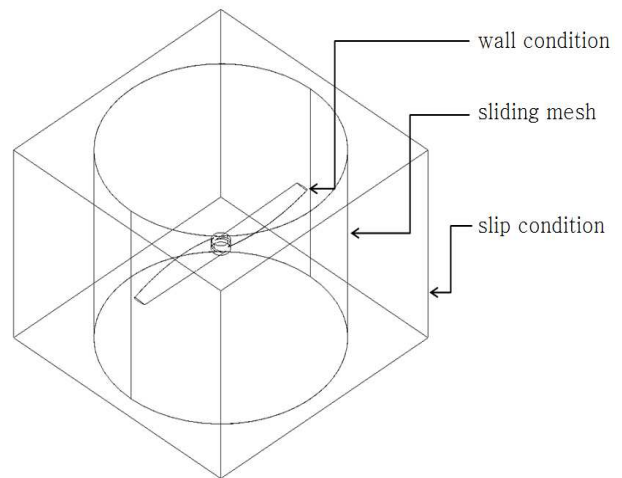
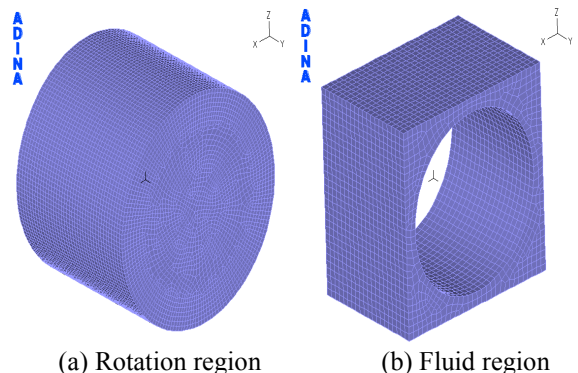
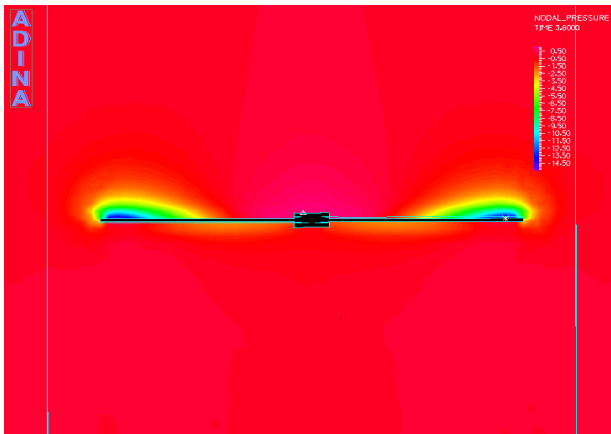


Fig. 4 Boundary Condition

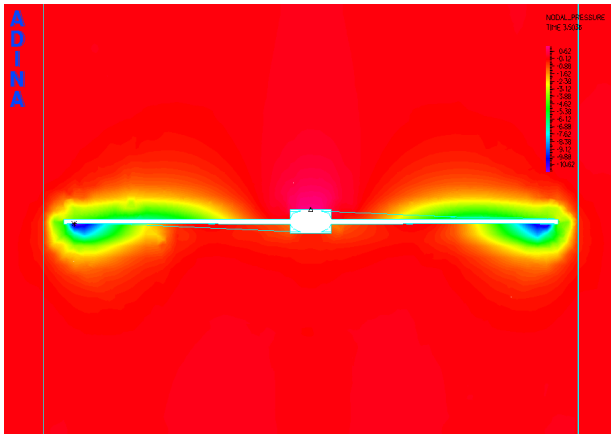


(a) Rotation region (b) Fluid region

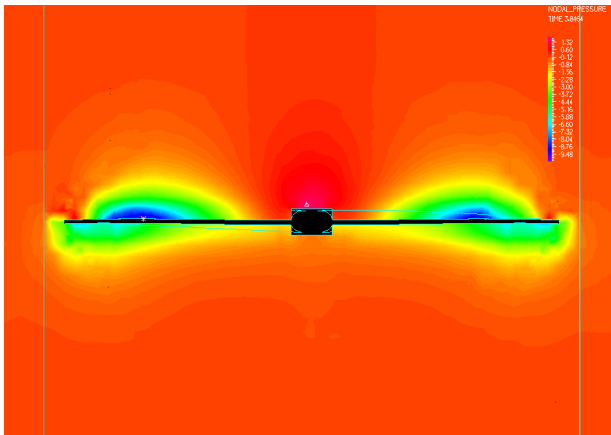
Fig. 5 Mesh generation



(a) Case A



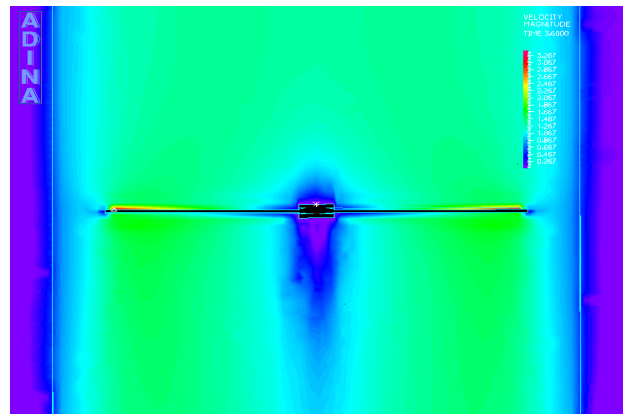
(b) Case B



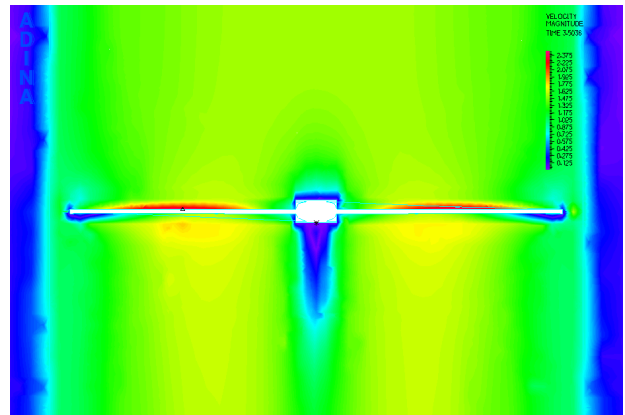
(c) Case C

**Fig. 6** Pressure distribution with  $\Omega = 1400\text{rpm}$

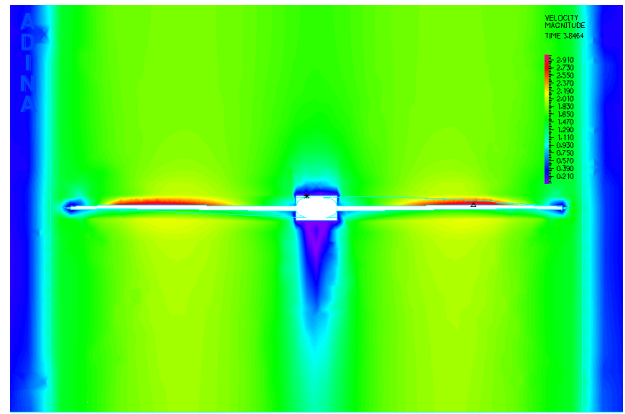
의해 생성된다. 유동해석결과 Fig. 6의 압력 분포에서 피치 각이 일정한 블레이드(Case A)는 위, 아랫면의 압력의 차이가 블레이드 끝 단에서만 보여진다. 하지만, 비틀림을 가지는 블레이드(Case B, Case C)의 경우에는 블레이드 위, 아랫면에 압력의 차이가 블레이드 전체적으로 넓은 영역에서 나타나 지는 것을 보이고 있다. 또한, Fig. 7에서의 속도



(a) Case A



(b) Case B



(c) Case C

**Fig. 7** Velocity distribution with  $\Omega = 1400\text{rpm}$

분포에서도 비틀림을 가지는 블레이드(Case B, Case C)가 일정한 피치 각을 가지는 블레이드(Case A)에 비해 유도속도(induced velocity)가 더 빠른 흐름을 보이면서 비틀림을 가지는 블레이드(Case B, Case C)가 더 높은 추력이 나타날 것으로 예측된다.

#### 4. 깃 요소 이론

전산유체 해석 코드로 얻어진 결과 값과 깃 요소 이론(blade element theory, BET)식<sup>(10,11)</sup> 계산 값의

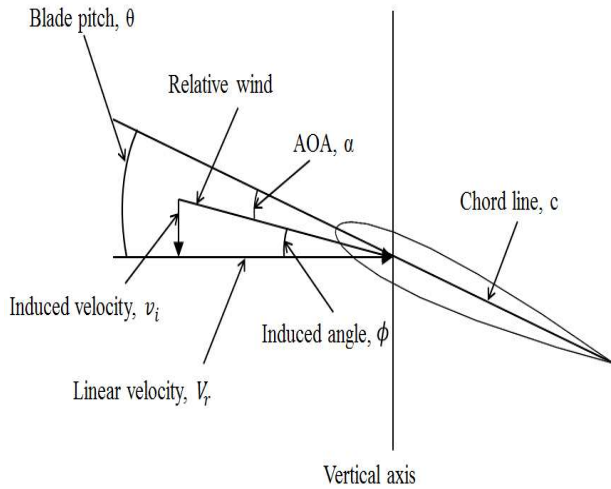


Fig. 8 Sectional of blade airfoil

비교 검증을 통해 추력 값을 확인하였다. 식 (7)은 3 가지 형상 중 변화가 가장 많은 블레이드에 대한 식을 표현하였다.

$$T = \frac{1}{2} b \rho \int_r^R V_r^2 c C_L dr \quad (7)$$

블레이드의 개수는 2 개로 정해져 있으며, 비압축성 유체로 밀도의 변화는 없다고 가정 하여 두 항은 적분기호 밖으로 나오게 된다. 회전속도, 시위길이, 양력계수는 블레이드의 길이에 따라 변화됨으로 적분을 통하여 계산하게 된다.

양력계수는 전산해석이나 풍동 실험을 통해 얻을 수 있다. 하지만 에어포일 이론을 통하여 (8)과 같은 식으로 값을 얻을 수 있다.

$$C_L = 2\pi\alpha \quad (8)$$

식 (8)의 받음 각은 블레이드의 속도와, 유도속도, 유도각도는 블레이드 피치 각에 따라 결정된다. 블레이드 단면에서 작용하는 유동 성분을 Fig. 8에서 보여주고 있다. 블레이드 단면은 초기 받음 각이 주어지지만, 블레이드가 회전함으로써 공기의 유입으로 인하여 유도속도가 발생하게 된다. 로터의 회전 각속도와 유도속도를 통해 유도 각을 계산하고, 블레이드의 피치 각과 유도 각의 차이로 비틀림을 갖는 블레이드의 길이방향에 따른 받음 각을 계산할 수 있으며, 다음과 같은 관계식을 갖는다.

$$V_r = \Omega r \quad (9)$$

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (10)$$

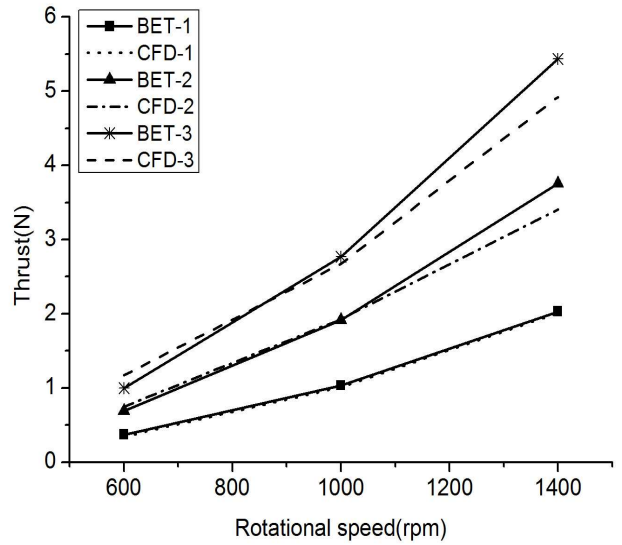


Fig. 9 Comparison between CFD and BET (Case C)

$$\phi = \tan^{-1} \frac{v_i}{V} \quad (11)$$

$$\alpha = \theta - \phi \quad (12)$$

Case C의 형상과 같이 비틀림과 시위길이의 변화가 있는 블레이드의 추력 식을 다시 나타내면 아래의 식 (13), (14)와 같다.

$$T = \frac{1}{2} b \rho \int_r^R V_r^2 \left( c_{\min} + \frac{r(c_{\max} - c_{\min})}{R} \right) \left[ 2\pi \left\{ \left( \theta - \frac{r\theta}{R} \right) - \left( \tan^{-1} \frac{v_i}{\Omega r} \right) \right\} \right] dr \quad (13)$$

$$T = \frac{1}{2} b \rho \int_r^R V_r^2 \left( c_{\min} - \frac{r(c_{\max} - c_{\min})}{R} \right) \left[ 2\pi \left\{ \left( \theta - \frac{r\theta}{R} \right) - \left( \tan^{-1} \frac{v_i}{\Omega r} \right) \right\} \right] dr \quad (14)$$

전산유체해석을 통해 얻어진 추력 값과 깃 요소 이론 식 (13), (14)를 통해 계산된 추력 값을 서로 비교 하였다. 식 (13)은 Case C의 블레이드의 시작 지점에서부터  $r=0.045m$  지점까지 시위길이가 증가하는 부분에 해당하는 식이며, 식 (14)는 블레이드의 시위길이가  $r=0.045m$  에서부터  $r=0.120m$  끝 단 지점까지의 시위길이가 감소하는 부분에 해당한다. 두 식을 이용하여 시위길이가 증가하는 부분과 감소하는 부분의 추력 식을 계산하고, 식 (13), (14)의 계산 값을 합하여 추력의 값을 얻어 전산유체 해석을 통해 얻어진 추력의 값과 비교하였다.

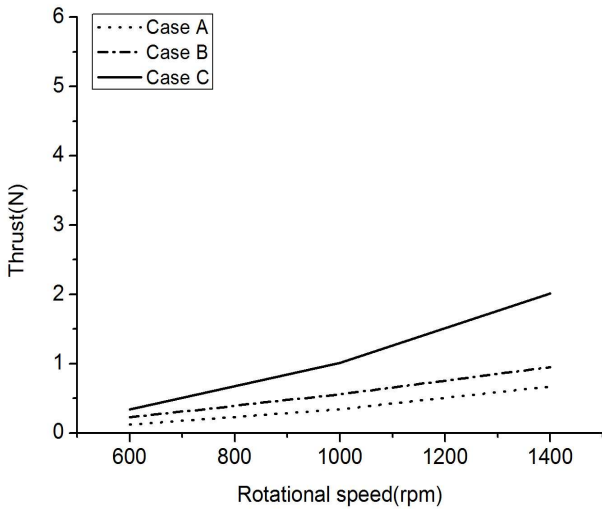


Fig. 10 Thrust with linearly changed twist angle  $\theta_r = 10^\circ$

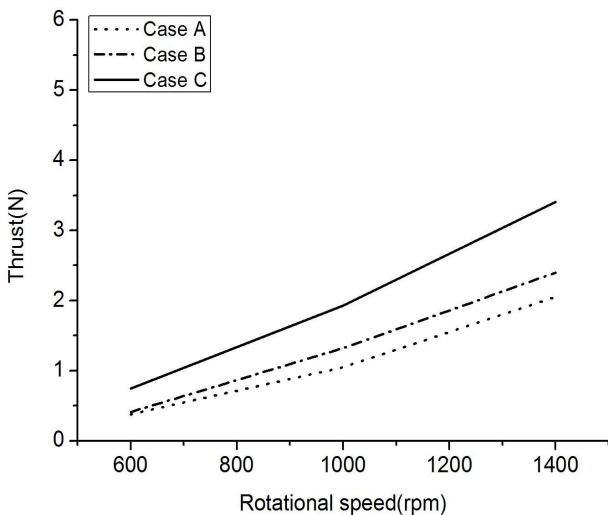


Fig. 11 Thrust with linearly changed twist angle  $\theta_r = 20^\circ$

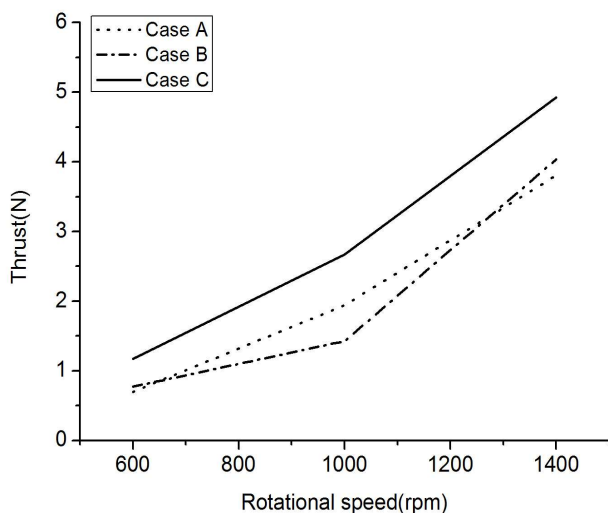


Fig. 12 Thrust with linearly changed twist angle  $\theta_r = 30^\circ$

블레이드의 형상변화가 가장 많은 Case C의 비교 결과를 Fig. 9에 나타내었다. 실선으로 표시된 결과는 깃 요소 이론 식에 의한 추력 값이며, 점선으로 표시된 결과는 전산유체해석을 통해 얻어진 추력의 값이다. 예를 들어, BET-2, CFD-2는 Table 1에서 정의한 Case C에 대해 Table 2에 표시된 2)의 조건에 해당하는 선형적 변화를 하는 비틀림(linearly changed twist angle)과 시위 길이의 형상조건(linearly changed chord)을 나타낸다. 두 추력의 비교 결과를 보면 전산유체해석을 통한 추력의 값이 깃 요소 이론을 통해 얻어진 추력의 값보다 아래 있음을 보이고 있다. 이는 에어포일 이론에 의해 얻어진 양력계수의 값에서 차이를 갖는다고 판단된다. 실험을 통해 얻어진 양력계수의 값과 에어포일 이론을 통해 얻어진 양력계수의 값을 비교한 결과 블레이드의 피치 각이 작을 경우 일치함을 보이지만, 피치 각이 커지면서 에어포일 이론으로 계산된 양력계수 값이 약간의 큰 값을 갖는 것이 보여지고 있다.<sup>(12)</sup> 하지만 위 결과를 볼 때 두 값은 비교적 일치한다고 판단된다.

## 5. 추력 성능 파라미터 분석

전산유체해석을 통해 얻어진 결과로 동일한 블레이드 회전 속도에 있어 형상 변화에 따른 추력 성능을 비교하였다. 좀 더 객관적인 비교를 위하여 Case A와 같은 형상으로 시위길이의 변화가 없고, 비틀림 각도의 변화가 없이 일정한 피치 각과 일정한 시위길이를 갖는 블레이드를 포함하여 추력 성능을 비교 하였다.

3가지의 형상의 블레이드를 비틀림 각도 별로 얻어진 값을 Fig. 10, 11, 12에 나타내었다. 동일한 블레이드 회전 속도에 있어 형상의 변화가 비교적 많이 바뀌는 것이 일정한 형태의 형상을 가진 블레이드 보다 좀 더 좋은 성능을 나타내고 있음을 보여주고 있다. 형상이 많이 바뀌는 블레이드의 값이 더 좋은 이유는 회전 하는 블레이드의 끝 단에서는 상대적으로 큰 속도를 갖게 되는데 블레이드의 끝 단으로 갈수록 와류가 생기게 되면서 내리 흐름이 생성된다. 이러한 와류 현상을 테이퍼형상의 블레이드 끝 단의 면적이 작아지게 되면서 블레이드 끝 단의 와류 현상을 감소시켜 좀더 좋은 추력 성능을 나타낸 것으로 판단된다.

## 6. 결론

본 연구에서는 로터가 4개인 쿼드콥터의 블레

이드의 형상 변화에 따른 추력 성능을 분석 하였다. 4 개의 로터의 성능 분석에 앞서, 블레이드 형상 변화에 따라 변화하는 추력 성능을 분석하기 위해 1 개의 로터에 대해 유동 해석을 수행하였다. 전산유체해석을 통해 얻어진 결과로 형상 변화에 따른 추력성능 비교에서 동일한 블레이드 회전 속도에 있어, 형상의 변화가 비교적 많이 바뀌는 것이 일정한 형태의 형상을 가진 블레이드 보다 좀 더 좋은 추력 성능을 나타나고 있음을 보여준다. 이는 블레이드의 끝 단으로 갈수록 와류가 생기게 되면서 내리 흐름이 생성되는데, 길이 방향으로 시위길이가 작아지는 테이퍼진 형상인 블레이드의 경우 끝 단의 면적이 작아지게 되면서 블레이드 끝 단의 와류 현상을 감소시켜 좀더 좋은 추력 성능을 나타낸 것으로 판단된다. 이 연구를 통해서 멀티콥터의 성능을 향상 시키고자 할 때, 전체적인 형상이나, 무게에 영향을 주지 않고, 블레이드의 형상의 변화로 성능을 향상 시킬 수 있음을 보여준다. 향후 4 개의 로터 회전 시 유동흐름의 간섭 영향을 고려한 블레이드 형상 변화에 따른 연구가 필요할 것으로 판단 된다.

## 후 기

이 논문은 2011 년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 기초연구사업 지원을 받아 수행된 것임(2011-0024829).

## 참고문헌 (References)

- (1) Aleksandrov, D. and Penkov, I., 2013, "Optimization of Lift Force of Mini Quadrotor Helicopter by Changing of Gap Size Between Rotors," *Solid State Phenomena*, Vol.198, pp.226~231
- (2) Thipuopas, C., 2010, "Survey of Micro air Vehicles in an International Even & Utilization in Thailand," *The First TSME International Conference on Mechanical Engineering*.
- (3) Yun, J. H., Ko, J. C. and Lee, J., 2012, "Aerodynamic Performance Analysis of Fan-Bladed Rotors in Tandem Arrangement," *The Korean Society of Mechanical Engineers Spring Annual Meeting*, pp.331~334.
- (4) ADINA System 8.8 Release Notes, 2012, ADINA R&D, Inc.
- (5) Punds, P., Mahony, R., Corke, P., 2010, "Modelling and Control of a Large Quadrotor Robot," *Control Engineering Practice*, Vol.18, No.7, pp. 691~699.
- (6) Kovalovs, A., Barkanov, E. and Gluhihs, S., 2007, "Numerical Optimization of Helicopter Rotor Blade Design for Active Twist Control," *Taylor & Francis*, Vol. 11, Issue. 3, pp. 3~9.
- (7) Kim, T. H., An, S. J., Jo, Y. D., Moon, K.M., Bae, B. Y. and Yang, D. H., 2009, "A Study on the Composite Blade Performance Variation by Attaching Erosion Shield for Hovercraft," *Journal of the Korean Society of Marine Engineering*, Vol. 33, No. 7, pp. 1017~1025.
- (8) Steijl, R. and Barakos, G., 2007, "CFD Analysis of Rotor-Fuselage Interactional Aerodynamics," 45<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, p. 1278.
- (9) Kim, C. S., Kim, C. A. and Rho, O. H., 1999, "Incompressible/Compressible Flow Analysis over High-Lift Airfoils Using Two-Equation Turbulence Models," *Korean Society for Computational Fluids Engineering*, Vol. 4, No. 1.
- (10) Pounds, P., Mahony, R., Gresham, J., Corke, P. and Roberts, J., 2004, "Towards Dynamically-Favourable Quad-Rotor Aerial Robots," *In Proceedings of the 2004 Australasian Conference on Robotics & Automation. Australian Robotics & utomation Association*.
- (11) Naidoo, Y., Stopforth, R. and Bright, G., 2004, "Quad-Rotor Unmanned Aerial Vehicle Helicopter Modelling & Control," *International Journal of Advanced Robotic System*, Vol. 8, No. 4, pp. 139~149.
- (12) Abbott, I. H. and Von Doenhoff, A.E., 1959, *Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data*, Dover Publications.