

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(10), 833-844(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.10.833

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

비행 조건의 영향을 고려한 쿼드콥터형 무인비행체의  
로터 공력 특성 예측

박선후\*, 은원종\*\*, 신상준\*\*\*

Prediction for Rotor Aerodynamics of Quadcopter Type Unmanned  
Aerial Vehicle Considering Gust and Flight Conditions

SunHoo Park\*, WonJong Eun\*\* and SangJoon Shin\*\*\*

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University\*<sup>\*\*\*</sup>  
Research and Development Team of Networks Business, Samsung Electronics Co., Ltd.\*\*

## ABSTRACT

This paper aims to predict the aerodynamic characteristics of individual rotor for the gust and flight conditions. Transformation procedure into the wind frame is conducted to analyze the gust. Hover, forward, and climb flight conditions of an individual rotor are analyzed using the blade element momentum theory (BEMT) considering the rigid blade flapping motion. XFOIL is used to derive aerodynamic results. Validation for hover, forward flight, and climb conditions are conducted using the present BEMT. In addition, a static experimental environment is constructed. The experimental results and the present BEMT are compared and verified.

## 초 록

본 연구에서는 무인 회전익기의 종류인 쿼드콥터의 로터 블레이드에 대해 바람 및 비행 조건의 따른 공력특성을 예측하고자 한다. 돌풍 및 비행 조건들을 고려하기 위해 바람의 좌표계 변환 개념을 제시하였다. 강체 블레이드 플레핑 운동방정식을 고려한 깃 요소 및 운동량 이론을 이용해 개별 로터의 제자리, 전진, 상승 비행을 해석하였다. XFOIL을 사용하여 공력결과를 도출하였고, 개발된 BEMT를 이용하여 제자리 비행, 전진, 상승 조건의 검증을 수행했다. 또한 제자리 비행 실험 환경 구축 및 실험 결과와 개발된 BEMT의 비교 및 검증을 수행하였다.

**Key Words** : Quadcopter(쿼드콥터), Blade-element Momentum theory(깃 요소 및 운동량 이론), Rigid Blade Flapping(강체 블레이드 플레핑 운동), Gust(돌풍), Flight condition(비행 조건)

## Nomenclature

$\rho$	: density of air	$N_b$	: number of the blades
$R$	: radius of blade	$r$	: length in the dimensionless span direction
$c$	: chord length of the airfoil	$C_{l\alpha}, C_{l\beta}$	: lift coefficient slope and offset
$\Omega$	: rotational speed	$\sigma$	: solidity
$U_x, U_y, U_z$	: wind velocity in the fuselage frame	$T$	: rotor thrust
$V_x, V_y, V_z$	: wind velocity of the gust or draft	$H$	: rotor drag
$V_f$	: forward relative wind	$Y$	: rotor sideward force
$V_c$	: descending relative wind	$Q$	: torque
$U_{xh}, U_{yh}, U_{zh}$	: wind velocity in the hub frame	$M_x$	: roll moment
$R_p, R_r$	: rotational matrix from the fuselage frame to hub frame	$M_z$	: pitch moment
$\alpha_p, \beta_r$	: tilt angle of pitch and roll	$\beta_f$	: flapping angle
$U_{xb}, U_{yb}, U_{zb}$	: wind velocity in the blade frame	$\dot{\beta}_f$	: flapping angular velocity
$R_h$	: rotational matrix from the hub frame to the fuselage frame	$\gamma$	: Lock number
$\Psi$	: azimuth angle	$\overline{M_\beta}$	: aerodynamic flap moment
$U_R, U_T, U_P$	: wind velocity in the radial, tangential, perpendicular direction of the rotor blade	$\omega_{\beta 0}$	: non-rotating natural frequency
$y$	: radial span length	$\beta_p$	: pre-cone angle
$dy$	: element length of the blade	$e$	: equivalent hinge offset
$\alpha$	: angle of attack	$a$	: speed of sound
$\theta$	: pitch angle of the blade	$I_{\beta f}$	: moment of inertia of blade
$V_{id}$	: induced velocity	$\beta_{0f}, \beta_{1cf}, \beta_{1sf}$	: flap angle coefficient of the 1 <sup>st</sup> harmonic response
$\phi$	: inflow angle	$\theta_0$	: initial built-in twist angle
$\lambda_i$	: induced inflow ratio	$\theta_{tw}$	: built-in twist angle slope
$\Gamma$	: incident yaw angle	$\mu$	: advance ratio
$dL, dD$	: two-dimensional aerodynamics lift, drag	$C_T$	: thrust coefficient
$dF_z, dF_x, dM_z$	: two-dimensional normal force, tangential force, moment	$C_P$	: power coefficient
$C_l, C_d, C_m$	: two-dimensional aerodynamic coefficient of lift, drag, moment	$\mu_z$	: vertical advance ratio
$F$	: Prandtl tip loss function		

## 1. 서 론

최근 무인기에 대한 관심이 세계적으로 급증함에 따라, 많은 연구들이 수행되고 있다. 택배 운송, 정찰 감시, 항공 촬영 등 많은 분야에서 무인기가 사용되고 있으며 무인기 관련 기술 확장을

위한 노력들이 수반되고 있다[1-2]. 그 중 쿼드로터 형 무인기에 대한 관심이 급증함에 따라 이를 실생활에 사용하기 위한 자세 제어와 위치 제어 등에 대한 연구[3-4], 또는 인공지능과 결합된 자세 제어[5] 등과 같은 연구도 활발히 수행되고 있다. 특히 쿼드로터 형 무인기의 비행 제어를

활용한 연구 외에도 개별 로터 블레이드의 풍동 실험 등을 통해 공력 특성에 대한 연구들[6-10]도 수행되었다. 최근, NASA에서 쿼드로터 블레이드 사이의 간섭을 전산유체역학(CFD)를 이용하여 해석하는 연구 또한 수행되었다[11]. 쿼드로터 형 무인기에 대한 연구가 진행됨에 따라 무인기의 안정성 확보의 문제가 대두되고 있다. 그 중 무인 비행체의 추락의 많은 원인을 제공하는 돌풍, 난기류 등이 있다. 이러한 문제들을 해결하기 위해 비교적 정확한 로터의 공력 특성 예측이 필요하다. 그러나 위와 같은 연구의 경우 실험과 함께 검증된 사례가 적다. 또한 쿼드로터 형 무인기의 경우 안전한 운용을 위해서는 전진 비행 속도에 따른 안정성 불균형 혹은 제자리 비행 상황에서 유입되는 외풍에 대한 항력의 예측이 필요하다. 이는 블레이드 플레핑으로 발생하는 불규칙한 양력 및 항력 예측이 필요하다. 그러나 이 역시 돌풍과 마찬가지로 실험과 함께 검증된 사례가 적다[6,8,14,15].

따라서 본 논문에서는 다양한 비행조건을 고려한 로터의 성능 예측을 위해 깃 요소 및 운동량 이론(blade element momentum theory, BEMT)을 적용하고 해석 결과와 실험결과를 비교 및 검증하였다. 돌풍 및 비행조건에 따른 상대적인 바람의 고려를 위해 쿼드로터 형 무인기의 동체 좌표계에서 로터의 블레이드 좌표계까지 좌표계 변환을 수행하였다. 또한 참고문헌[14]의 경우 블레이드 플레핑에 대한 고려를 하였으나 실험을 통한 로터특성에 대한 검증이 없었고, 참고문헌[6,8,15]들의 경우 전진비행을 수행하였으나 플레핑을 고려하지 않은 BEMT를 적용하여 실험 결과값과 경향성이 다른 것을 확인하였다. 따라서 본 연구는 참고문헌[6,8,14,15]에서 수행되지 않은 부분을 확장하여 플레핑을 고려한 BEMT와 전진 비행 실험 결과를 비교 및 검증하였다. 제자리 비행, 상승, 전진 비행 조건의 검증을 위해 XFOIL에서 도출된 공력 결과와 스펜 방향으로의 시위 길이 등을 사용하였다. 또한 본 연구의 목표 기체인 DJI Matrice 100의 블레이드인 DJI 1345T의 공력 특성을 예측하기 위해 제자리 비행 실험을 수행하였고 기 개발된 BEMT와 비교 및 검증하였다.

## II. 본 론

이번 장에서는 돌풍 및 쿼드로터의 비행 시의 효과를 고려한 BEMT 이론을 기술하고자 한다.

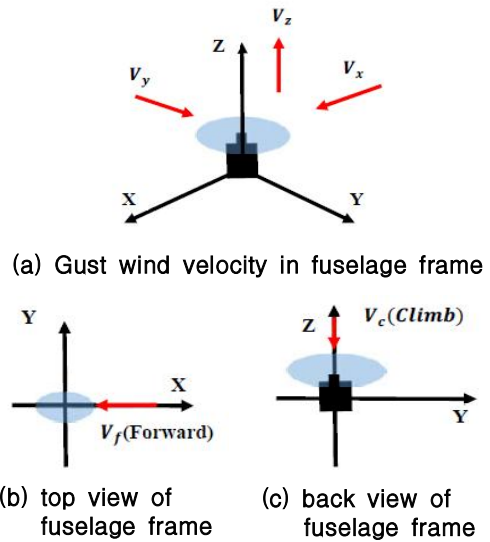


Fig. 1. fuselage frame notation

전진 비행, 돌풍 혹은 외풍 등을 고려하기 위해 기체에서 로터 허브로 그리고 허브 좌표계에서 블레이드 좌표계로의 변환을 수행했다. 또한 추가적으로 기존의 BEMT에 돌풍 및 비행 조건을 고려한 공기력을 도출하였고 강체 블레이드 플레핑 운동방정식을 적용하여 전진비행을 고려했다.

### 2.1 좌표계 변환

외풍 및 비행조건에 따른 유입류를 고려하기 위해서는 먼저 동체 좌표계에서 바람에 대한 정의가 필요하다.

따라서 Fig. 1(a)와 같이 기체에 외풍을 3축의 방향으로 나뉘서 정의하며 기체의 전진 혹은 상승을 Fig. 1(b), (c)와 같이 상대적인 바람으로 표현해 기체가 전진하는 경우에는 앞에서 불어오는 상대적인 속도인  $V_f$ 로, 상승하는 경우는 위에서 내려오는 바람의 속도인  $V_c$ 로 표현했다. 식은 (1)과 같다.

$$\begin{bmatrix} U_x \\ U_y \\ U_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_x - V_f \\ V_y \\ V_z - V_c \end{bmatrix} \quad (1)$$

동체 좌표계에서 로터의 축 좌표계로의 변환은 동체 좌표계에서 롤(roll), 피치(pitch) 방향의 기울임을 반영하여서 바뀌게 된다. 이는 Fig. 2(a)와 (b)에서 볼 수 있듯이 롤 방향의 경우  $\beta_r$ 의 각도로 반영되며 피치 방향의 경우  $\alpha_p$ 를 통해 변

환을 수행한다. 식 (2)와 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} U_{xh} \\ U_{yh} \\ U_{zh} \end{bmatrix} = R_p R_r \begin{bmatrix} U_x \\ U_y \\ U_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$R_p = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_p) & 0 & -\sin(\alpha_p) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\alpha_p) & 0 & \cos(\alpha_p) \end{bmatrix},$$

$$R_r = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\beta_r) & \sin(\beta_r) \\ 0 & -\sin(\beta_r) & \cos(\beta_r) \end{bmatrix}$$

이 때  $R_p$ 는  $\alpha_p$ 에 대해,  $R_r$ 은  $\beta_r$ 에 대한 회전행렬이며  $U_{xh}$ ,  $U_{yh}$ ,  $U_{zh}$ 는 허브 좌표계에서의 속도를 나타낸다.

허브 좌표계에서 블레이드 좌표계로의 변환은 방위각에 따른 계산이 필요하다. 따라서 이를 Fig. 2(c)와 같이 허브 좌표계에서 방위각에 따른 블레이드 위치를 의미하며 이 때 식은 (3)과 같다.

$$\begin{bmatrix} U_{xb} \\ U_{yb} \\ U_{zb} \end{bmatrix} = R_h \begin{bmatrix} U_{xh} \\ U_{yh} \\ U_{zh} \end{bmatrix}, \quad R_h = \begin{bmatrix} \cos(\Psi) & \sin(\Psi) & 0 \\ -\sin(\Psi) & \cos(\Psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$\Psi$ 는 축 좌표계의 평면에서의 블레이드의 위치를 나타내는 방위각이다. 그리고 이는  $R_h$  변환행렬에 의해서  $U_{xb}$ ,  $U_{yb}$ ,  $U_{zb}$ 의 블레이드 좌표계로 변환된다. 이를 이용해 전진비행 및 돌풍을 고려하였다.

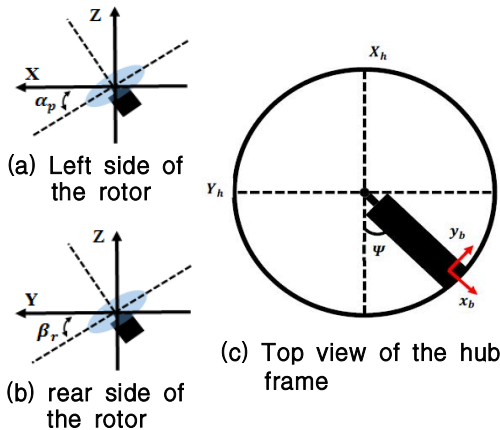


Fig. 2. Hub frame and blade frame transformation

## 2.2 BEMT를 이용한 공기력 계산

BEMT는 깃요소 이론과 운동량 이론의 결합 해석 방법이다[12]. 운동량 이론만을 이용한다면, 블레이드에서 발생하는 단면 항력의 영향을 고려할 수 없다. 따라서 본 논문에서는 정밀한 예측을 위해 깃 유한요소 이론과 결합한 형태인 BEMT를 사용했다. 먼저 Fig. 3(a)에서 볼 수 있듯이 익형 단면의 2차원 공기력은 순환이론을 통해서 구할 수 있다. 이 때 블레이드에 작용하는 속도는 식 (4)와 같다.

$$\begin{bmatrix} U_R \\ U_T \\ U_P \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_{xb} \\ -U_{yb} + \Omega y \\ -U_{zb} + V_{id} \end{bmatrix} \quad (4)$$

이 때  $V_{id}$ 은 유도 속도이다. 이를 Fig. 3(b)의  $dy$  부분의 단면 수직 공기력과 시위 방향 공기력 그리고 공기력에 의한 토크가 도출되며 식 (5)로 표현된다.

$$\begin{aligned} dF_z &= dL \cos(\phi) - dD \sin(\phi) \\ dF_x &= dL \sin(\phi) + dD \cos(\phi) \cos(\Gamma) \\ dF_r &= dD \sin(\Gamma) \\ dM_z &= dF_x y \end{aligned} \quad (5)$$

이 때,

$$\left\{ \begin{aligned} dL &= \frac{1}{2} \rho U_{2d}^2 c(y) (C_l) dy \\ dD &= \frac{1}{2} \rho U_{2d}^2 c(y) (C_d) dy \\ dM &= \frac{1}{2} \rho U_{2d}^2 c^2(y) (C_m) dy \\ U_{2d} &= \sqrt{(U_P^2 + U_T^2)} \\ V_{id} &= \lambda_i \Omega R \\ \phi &= \tan^{(-1)} \frac{U_P}{U_T} \\ \Gamma &= \tan^{(-1)} \left( \frac{U_R}{U_T} \right) \\ \alpha &= \theta - \phi \end{aligned} \right.$$

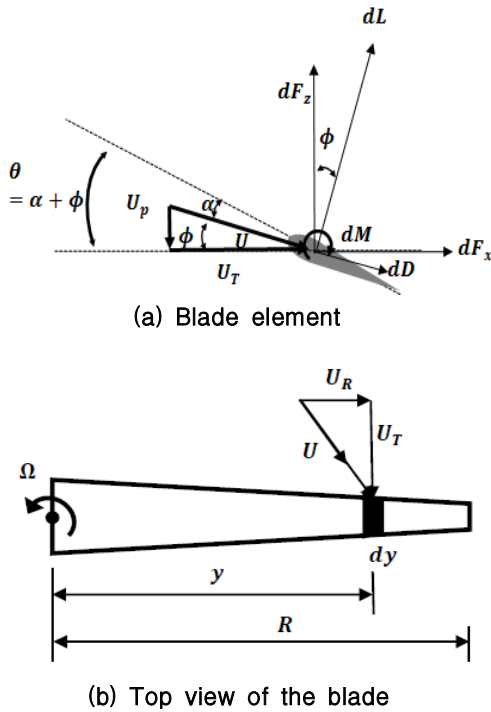


Fig. 3. Blade element aerodynamic force

$U_p$ 와  $U_T$ 의 경우 Fig. 3(a)에서 볼 수 있듯이 익형의 수직방향과 접선 방향의 속도 성분이고  $c(y)$ 의 경우 스패 방향으로 익형들의 시위 길이를 나타낸다.  $U_{id}$ 의 경우  $U_p, U_T$ 의 속도의 합이며,  $V_{id}$ 는 유입류 비율(inflow ratio)에 회전속도를 곱한 형태로 표현된다. 그리고  $\phi$ 는 유입류 각도(inflow angle)로  $U_p$ 와  $U_T$  사이의 각도이다.  $\Gamma$ 는 편요각(incident yaw) 각도로 스패 방향에 대해서 나타낸다. 유효받음각의 경우 Fig. 3(a)에서 볼 수 있듯이 피치 각도에서 유입류 각도를 뺀 형태로 구해진다. 또한  $C_l, C_d$ 의 경우 각 익형의 받음각과 마하수, Reynolds 수에 의해 결정되는 C81 table 값을 사용하였다. 또한  $dL, dD, dM$ 의 경우 2차원 익형에 대한 양력, 항력, 모멘트의 식이며, 이는 익형에 작용하는  $U_p, U_T$ 로 표현된다.

운동량 이론에 원형 디스크 이론을 적용한 식 (6-1)과 깃 유한 요소 이론의 식 (6-2)를 결합하여서 유입류를 도출하게 된다.

$$dC_T = 4F\lambda(\lambda - \lambda_c)rdr \quad (6-1)$$

$$dC_T \cong \frac{1}{2}\sigma C_l r^2 dr = \frac{1}{2}2\sigma(C_{la}(\theta - \phi) + C_{lb})r^2 dr \quad (6-2)$$

이 때,

$$\left\{ \begin{aligned} F &= \begin{cases} \frac{2}{\pi} \cos^{(-1)}(e_{ro}^{-f}) & \text{when } r < 0.5 \\ \frac{2}{\pi} \cos^{(-1)}(e_{tip}^{-f}) & \text{when } r \geq 0.5 \end{cases} \\ f_{tip} &= \frac{N_b(1-r)}{2r\phi} \\ f_{ro} &= \frac{N_b r}{2(1-r)\phi} \\ \lambda_c &= \frac{-U_z}{\Omega R} = \frac{V_c}{\Omega R} \\ r &= \frac{y}{R}, \sigma(r) = \frac{(N_b c(r))}{\pi R} \end{aligned} \right.$$

$F$ 는 블레이드 끝단에서의 손실을 정의한 Prandtl's tip-loss 함수와, 허브 근처에서의 손실을 정의한 hub-loss로 나누어 적용했다. 또한 이 때  $N_b$ 는 블레이드의 개수이며,  $r$ 은 무차원화된 스패방향의 길이이다.  $\lambda_c$ 는 외풍에 의한 유입류이다.  $\sigma(r)$ 은 고형비(solidity)로 시위 길이의 함수이다.  $r$ 의 경우 0.5로 정의하였는데 tip-loss 함수와 hub-loss 함수가  $r$ 이 0.5일 때 같은 값을 가지게 된다. 따라서 이를 기준으로 적용하였으며  $r$ 이 0을 제외한 0.1~0.9 사이일 때 추력 계수, 토크 계수가 미비한 오차를 보였다.

따라서 식 (6)을 2~10 스텝의 반복 계산을 통해 수렴된 유입류 값을 도출하고 이를 이용하여서 식 (7)과 같이 로터의 3방향의 공기력과 3방향의 모멘트를 도출할 수 있다.

이는  $dL, dD, dM$ 을 모두  $U$ 에 다시 대입하여 6분력 공기력 및 모멘트를 계산하였다. 이 때,  $T, H, Y, Q, M_x, M_y$ 는 각각 추력, 항력, 측면 항력, 토크, 롤 방향 모멘트, 피치 방향 모멘트이다.

$$U = \sqrt{(U_p^2 + U_T^2 + U_R^2)}$$

$$T = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R dF_z d\psi$$

$$H = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R (dF_r \cos\psi + dF_x \sin\psi) d\psi$$

$$Y = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R (dF_r \sin\psi - dF_x \cos\psi) d\psi \quad (7)$$

$$Q = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R (rdF_x) d\psi$$

$$M_x = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R (dM \cos(\psi) + r dF_z \sin(\psi)) d\psi$$

$$M_y = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R (dM \sin(\psi) - r dF_z \cos(\psi)) d\psi$$

## 2.3 강제 블레이드 플레핑을 고려한 BEMT

로터 시스템의 경우 전진 비행을 하게 되면 전진 면(advancing side)과 후퇴 면(retreating side)이 발생하게 되어 양력 불균형이 발생하게 된다. 이는 블레이드의 플레핑 등을 발생시키는 원인이 된다. 이는 식 (7)의 항력, 측면 항력, 롤, 피치 방향 모멘트를 발생시키게 된다. 따라서 전진 비행 시 발생하는 추력과 토크를 제외한 4분력의 공기력과 모멘트의 정밀한 예측이 필요하다. 이를 위해서는 먼저 식 (5)의  $dF_z$ ,  $dF_r$ 와 식 (4)의  $U_p$ 에 플레핑에 대한 고려가 필요하다. 식 (8)로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} dF_z &= (dL \cos(\phi) - dD \sin(\phi)) \cos \beta_f \\ dF_r &= -dL \sin \beta_f + dD \sin(\phi) \\ U_p &= \lambda \Omega R \cos(\beta_f) + r \dot{\beta}_f + \mu \Omega R \cos(\psi) \cos(\beta_f) \end{aligned} \quad (8)$$

이 때  $\beta_f$ 는 플레핑 각도이며,  $\dot{\beta}_f$ 는 플레핑 각속도이다. 이 때 플레핑에 대한 지배 방정식은 식 (9)와 같다.

$$\frac{\partial^2 \beta_f}{\partial \Psi^2} + \nu_{\beta_f}^2 \beta_f = \gamma \overline{M}_\beta + \frac{\omega_{\beta 0}^2}{\Omega^2} \beta_p \quad (9)$$

이 때,

$$\begin{aligned} \nu_{\beta_f} &= \sqrt{1 + \frac{e S_{\beta_f}}{I_{\beta_f}} + \frac{k_{\beta_f}}{I_{\beta_f} \Omega^2}} = \sqrt{1 + \frac{3}{2} \frac{e}{R} + \frac{\omega_{\beta 0}}{\Omega^2}} \\ \gamma &= \frac{\rho a c R^4}{I_b} \end{aligned}$$

$\overline{M}_\beta$ 는 공기역학적 플레핑 모멘트이며,  $\gamma$ 는 Lock number이다.  $\nu_{\beta_f}$ 는 무차원화된 플레핑 고유 진동수이다.  $e$ 는 등가 경첩 오프셋이며,  $\omega_{\beta 0}$ 는 비회전 고유 진동수이며,  $\beta_p$ 는 플레핑의 pre-cone 각도이다.  $I_b$ 는 블레이드의 회전축에서의 관성모멘트이며,  $I_{\beta_f}$ 는 힌지에서의 관성모멘트이다. 식 (9)의 플레핑 각도는 피치 각도와 연관되어

있는데 본 연구에서는 식 (10)과 같이 플레핑의 응답특성을 방위각에 대해 다음과 같이 가정하고 수행했다.

$$\beta_f(\Psi) = \beta_{0f} + \beta_{1cf} \cos(\Psi) + \beta_{1sf} \sin(\Psi) \quad (10)$$

$\beta_{1cf}$ ,  $\beta_{1sf}$ 는 1차 주기함수에 대한 계수이다. 식 (10)을 방위각으로 미분 후 식 (9)에 대입을 하여 식 (11)과 같이 식 (10)의 1차 주기성 응답 계수인  $\beta_{0f}$ ,  $\beta_{1cf}$ ,  $\beta_{1sf}$ 를 도출하였다. 이 때 계산의 용이성 및 블레이드의 물성 도출의 어려움으로 다음과 같은 가정들을 세우고 수행했다. 첫째로, 블레이드를 균일한 보로 가정했다. 또한 이를 이용하여서 Lock number의 식을 간략화 했다. 두 번째는 블레이드의 비틀림 각도를 1차 선형 방정식으로 가정하여서 수행했다. 세 번째는 2차원 에어포일의 양력 기울기를 각 익형의 평균값을 사용하였으며, 시위 길이 역시 평균값을 사용했다. 네 번째는  $\nu_{\beta_f}$ 가 1인 경우 articulated 로터로 모델링이 되지만 프로펠러의 경우 경첩 경계 조건(hinged) 형태가 아닌 무힌지(hingless) 형태로 식 (11)을 유도했다.

$$\begin{aligned} \nu_{\beta_f}^2 \beta_{0f} &= \gamma \left[ \frac{\theta_0}{8} (1 + \mu^2) + \frac{\theta_{tw}}{10} (1 + \frac{5}{6} \mu^2) - \frac{\lambda}{6} \right] \\ (\nu_{\beta_f}^2 - 1) \beta_{1sf} &= \gamma \left[ \frac{1}{8} (-\beta_{1sf}) (1 + \frac{1}{2} \mu^2) - \frac{\mu}{6} \beta_{0f} \right] \\ (\nu_{\beta_f}^2 - 1) \beta_{1cf} &= \\ & \gamma \left[ \frac{1}{8} (\beta_{1cf}) (1 - \frac{1}{2} \mu^2) + \frac{\mu}{3} \theta_0 - \frac{\mu}{4} \lambda + \frac{\mu}{4} \theta_{tw} \right] \end{aligned} \quad (11)$$

식 (11)을 통해 플레핑 각도와 플레핑 각속도인  $\beta_f$ 와  $\dot{\beta}_f$ 를 도출하였다.

이를 기 개발된 BEMT에 적용하기 위해서는 2.2절에서 정의하였던 식들의 수정이 필요하다. 먼저 식 (4)에 정의된  $U_p$ 에 대해서  $\beta_f$ 와  $\dot{\beta}_f$ 에 대한 추가적인 수식을 정의하면 다음과 같이 식 (12)처럼 표현된다.

$$U_p = \lambda \Omega R \cos(\beta_f) + r \dot{\beta}_f + \mu \Omega R \cos(\Psi) \sin(\beta_f) \quad (12)$$

기존의 식 (4)와는 달리 플레핑 각도와 각속도가 유입류에 영향을 미치게 된다. 또한 식(5)의  $dF_z$ ,  $dF_r$ 도 수식도 플레핑 각도를 고려해야 한다. 이를 식 (13)에 표시하였다.

$$dF_z = (dL \cos(\phi) - dD \sin(\phi)) \cos(\beta_f) \quad (13)$$

$$dF_r = -dL \sin(\beta_f) + dD \sin(\Gamma)$$

식 (12)와 (13)을 BEMT에 추가함으로 전진 비행 조건에서의 플라핑 효과를 적용하였다.

### III. 해석/실험 결과

본 장에서는 본문에서 제자리 비행, 상승, 전진 비행의 조건에 대해 본 논문에서 개발된 BEMT 프로그램을 검증하였다. 그리고 본 연구의 목표 기체인 DJI Matrice100 1345T 블레이드로부터 발생하는 추력 및 토크에 대한 제자리 비행 실험 환경 구축 및 개발된 BEMT 프로그램과 비교 및 검증을 수행하였다.

#### 3.1 비행 조건에 따른 검증

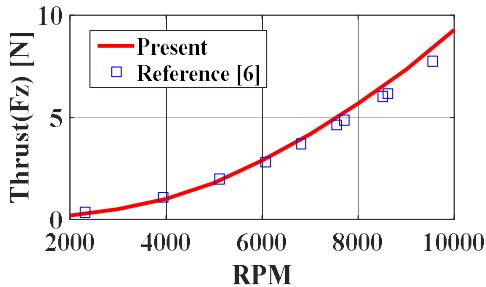
비행 조건에 따른 로터에서 발생하는 6분력을 해석하기 위해서 개발된 BEMT 프로그램은 총 3 가지 비행 조건인 제자리 비행 조건[6]과 상승 비행에 대한 조건[7], 그리고 전진 비행 조건[6]에 대

해 검증을 수행했다. 제자리 비행, 전진 비행 조건의 검증은 블레이드 Graupner 9×5의 실험 결과를 이용하였고 상승 조건의 경우 블레이드 APC 10×5에 대해 검증을 수행했다. 먼저 제자리 비행 조건은 RPM에 따라 추력과 토크의 비교를 Fig. 4에서 나타내었다. 이 때 사용된 단면은 NACA5510이며 공력결과는 XFOIL을 통해 도출했다. 상승 조건의 경우 상승비에 따른 추력 계수와 동력 계수의 비교를 하였고 단면 형상은 참고문헌[7]에서 주어진 것처럼 NACA 익형들을 사용하였다. 실험 값의 경우 Brandt에 의해 수행된 풍동 결과 값을 사용하였다[13]. Fig. 5에서의 상승비와 추력 계수, 동력 계수들은 식 (14)로부터 유도된다. 이 때 해석조건은 5,000, 6,000 RPM으로 회전하는 로터에 대해서 비교 및 검증을 수행했다. 식 (14)에서 볼 수 있는 것처럼 각 변수는 무차원 수이다.

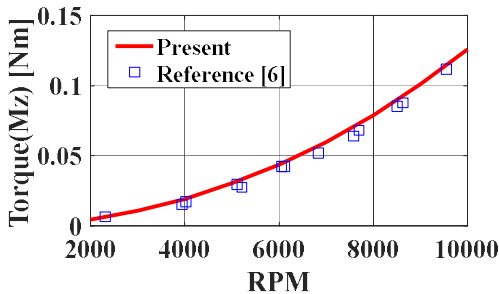
$$\mu_z = \frac{U_{zb}}{2\Omega_{rpm}R}$$

$$C_T = \frac{T}{\rho(2R)^2(\Omega_{rpm}(2R))^2} \quad (14)$$

$$C_P = \frac{((2Q_{rpm}\pi))}{\rho(2R)^3(\Omega_{rpm}(2R))^2}$$



(a) Comparison of BEMT and experiment thrust



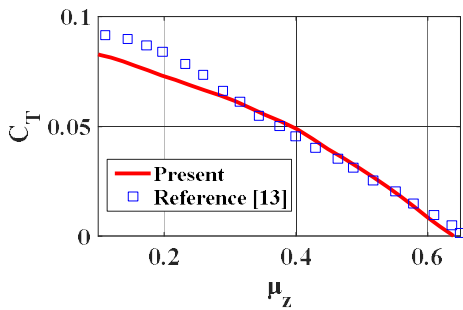
(b) Comparison of BEMT and experiment torque

Fig. 4. Comparison between BEMT and experiment in hover condition for Graupner 9X5

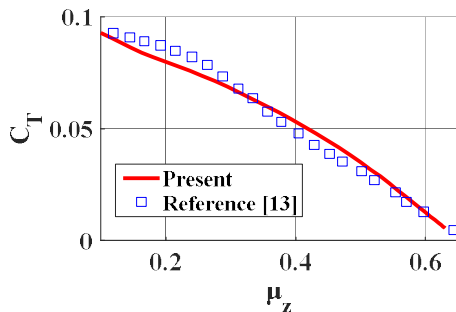
이 때  $\Omega_{rpm}$ 의 단위는 rev/s이다. 비교 결과, 추력 계수와 동력 계수의 경향성이 실험값과 유사함을 확인할 수 있었고 평균 오차는 10% 미만으로 신뢰성을 확보하였다고 판단하였다.

따라서 본 연구에서 개발된 BEMT가 상승비행 조건 비교적 정확하게 모사하였다.

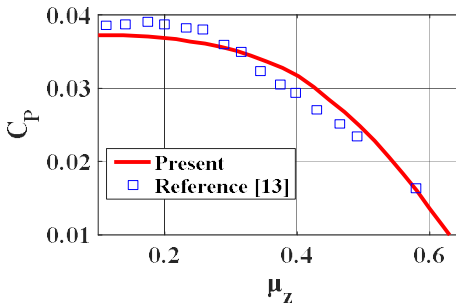
전진 비행 조건의 경우 제자리 비행 조건에서 사용하였던 블레이드 Graupner 9×5를 사용하여서 수행하였다[6]. 해석 조건은 다음과 같다. 전진 속도는 6 m/s이고 로터의 기울임 각도가 0°, 30°, 60°, 90°인 경우에 대하여 추력, 토크와 전진 방향의 항력을 비교하였다. 항력의 경우 본 연구에서 수행된 강체 블레이드 플라핑 운동이 고려된 BEMT와 참고문헌 [6]에서 수행된 BEMT 결과도 같이 실험 결과와 비교하였다. 이 때 식 (9)에서 무차원화된 회전 고유 주파수를 구성하는 요소 중 등가 경첩 오프셋과 비회전 고유 주파수의 경우 실험 값 및 참고자료가 없어 블레이드의 비회전 고유 주파수를 5Hz로 가정하였다. 또한 블레이드를 무힌지(hingeless)로 가정하였고 등가 경첩 오프셋인  $e$ 를 블레이드가 2%, 4%, 6%, 8% 경우들에 대해 해석하였다.



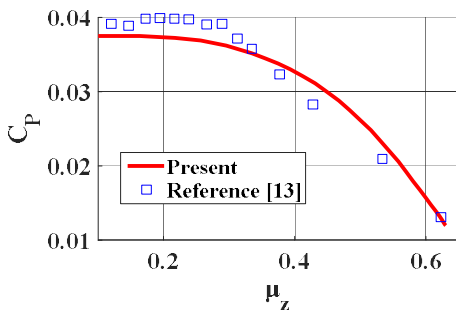
(a) rotating condition - 5,000RPM



(b) rotating condition - 6,000RPM



(c) rotating condition - 5,000RPM



(d) rotating condition - 6,000RPM

Fig. 5. Comparison between BEMT and experiment in climb condition for APC 10x5

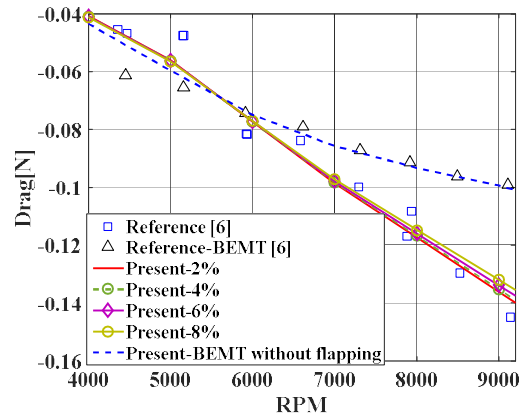


Fig. 6. Comparison of drag for each equivalent hinge offset position

각도에 따른 항력을 비교하기 전에 Fig. 6의 전진 각도가 30°이며 등가 경첩 오프셋이 2%, 4%, 6%, 8% 4가지 경우에 대응하는 항력 조건을 실험값과 비교 및 검증은 수행하였다. 참고문헌[6]의 BEMT는 실험값과 오차가 많이 발생하며 본 논문에서도 강체 블레이드 플래핑 운동을 적용하지 않은 BEMT는 참고문헌 [6]과 유사한 경향성을 보임을 Fig. 6에 나타냈다. 그러나 플래핑 운동을 반영한 BEMT의 경우 실험 값과 비교한 평균 오차가 10% 이내로 좋은 경향성을 보였다. 이를 통해 쿼드콥터 블레이드의 정확한 비행 조건 모사를 위해서는 플래핑 운동에 대한 고려가 필요하다. 또한 Fig. 6에서 볼 수 있는 것과 같이 무한지의 등가 오프셋이 2%일 때가 실험값과 비교한 평균 오차가 적으며 8%일 때가 오차가 높은 결과를 도출하였다.

따라서 이를 통해서 실제 블레이드의 구조적 실험을 통해서 가정으로 진행하였던 Lock number, 블레이드의 관성 모멘트, 블레이드의 강성 등의 정확한 값을 사용하여 전진비행을 고려하게 된다면 실험값과 유사한 결과를 도출할 수 있을 것이다.

Figure 7의 경우 전진 각도가 0°, 30°, 60°, 90°인 경우에 대해서 해석을 수행하였다. 이 때 Figs. 7 (a), (c) 등 추력 및 토크의 경우 실험값과 비교 시 실험값의 경향성을 잘 예측함을 확인하였다. 각도가 0°인 경우 추력과 토크는 실험값과 비슷한 경향성을 가지나 항력에 대하여서는 실험값의 섭동경향을 모사하지 못하고, 0°의 값으로 수렴하는 결과를 확인하였다. 현 연구 결과에서는 0°, 30°, 60°, 90°에 사용된 블레이드의 단면 형상을 모두 단일 NACA형상으로 모사하였지만



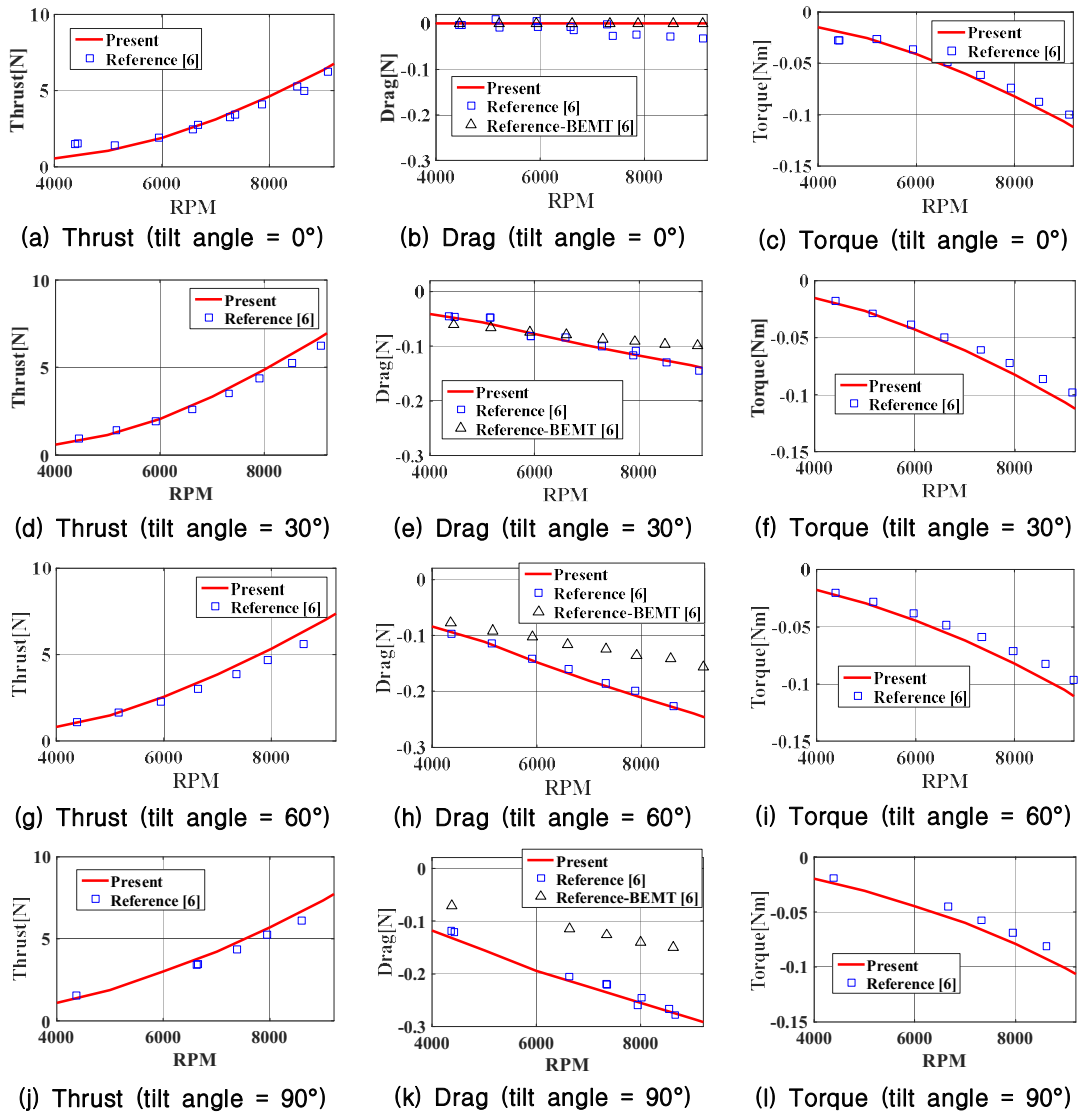


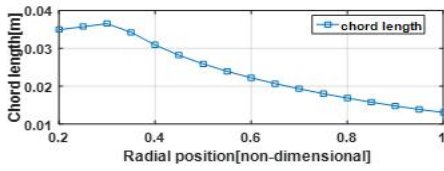
Fig. 7. Comparison between BEMT and experiment in forward flight for Graupner 9x5

3차원 스캐닝을 하게 되어 스팬방향으로 다른 단면형상 정보를 도출하게 되면 Fig. 7의 결과보다 더 정확한 결과를 도출할 수 있다.

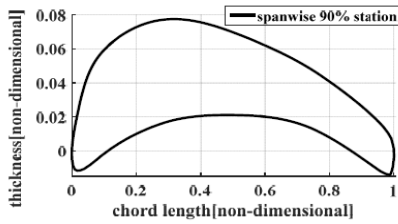
### 3.2 실험 환경 구축 및 검증 수행

본 연구의 목표 기체인 DJI Matrice 100의 로터특성을 파악하기 위해서는 DJI 1345T 블레이드의 스팬방향에 따른 시위 길이, 단면 형상, 비틀림 각도에 대한 정보가 필요하다. 따라서 참고 문헌[6-8]들에서 수행하였던 방법들과 같이 3차원 스캐닝을 진행하여 블레이드의 단면 정보와 스팬 방향으로의 시위 길이와 비틀림 각도를 도

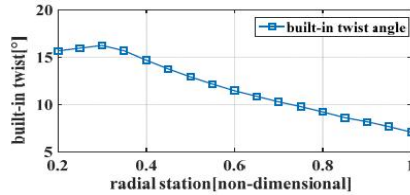
출하였다. Fig. 8(a), (c)는 시위 길이 및 비틀림 각도를 Fig. 8(b)는 스팬 위치 90%의 익형을 확인할 수 있다. 익형의 경우 뒷전이 뭉툭한 형태로 측정되었으며, XFOIL을 이용하여 익형 단면별로 공력결과를 도출하였다. 이 때 XFOIL의 공력 계산 조건의 경우는 Mach 수와 Reynolds 수를 Fig. 8(b)과 같은 스팬 방향으로의 익형들의 시위 길이와 익형의 위치에 따른 회전 속도를 이용하여서 공력데이터를 도출하였다. Mach 수의 범위는 DJI 1345T의 운용 RPM에 따른 룩업 테이블 형태로 구현하여 개발된 BEMT에 적용하였다.



(a) chord length of DJI 1345T CW



(b) blade section profile

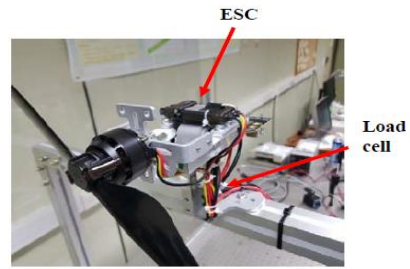


(c) built-in twist angle of DJI 1345T CW

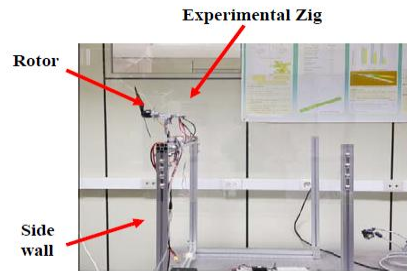
Fig. 8. DJI 1345T CW blade configuration

이를 검증하기 위해 Fig. 9와 같이 제자리 비행 실험 설비를 구성하였다. 제자리 비행 실험 설비에 사용된 테스트 베드는 ‘1580 series’ 제품을 사용하였다.

현 설비의 경우 추력과 토크 센서의 측정범위는  $-5\sim 5$ [N],  $-1.5\sim 1.5$ [Nm]이며 측정 값의 오차는 0.5%이다. 측정 값의 경우 테스트 베드에서 제공되는 측정 장치를 이용하여서 저장하게 되며 추력 및 토크 로드셀은 8 Hz 간격으로 측정하였다. 또한 RPM, 전압, 전류 등은 50 Hz로 측정하였다. 센서의 보정의 경우 ‘1580 series’ 안내서에서 제공된 로드셀 보정 방식을 수행하였고, 측정된 데이터의 경우 10초 동안 측정값을 기록하고 RPM에 따른 평균 추력과 토크값을 기록하였다. 후류의 영향을 최소화하기 위해 프로파일을 이용한 추가 설비 장치를 설치하였고 외부 환경에 영향을 최대한 받지 않는 유동의 흐름을 구현하기 위해 풍동과 비슷하게 측면 벽을 설치하였다. Fig. 9를 통해 얻어진 추력과 토크를 기 개발된 BEMT를 이용하여서 검증을 수행하였고 그 결과 Figs. 10, 11에서 볼 수 있듯이 추력과 토크 모두 실험값과 비교해 평균 오차 5% 이내로 정확한 결과를 도출하였다.



(a) front view of the experimental setup



(b) side view of the experimental setup

Fig. 9. Experiment setup

그러나 Fig. 9의 측정 설비를 풍동 실험에 사용할 경우 항력을 포함한 4분력의 공기력과 모멘트의 측정이 어렵다. 따라서 새로운 로드셀을 결합한 형태의 설비로 수정하여 실험할 예정이다.

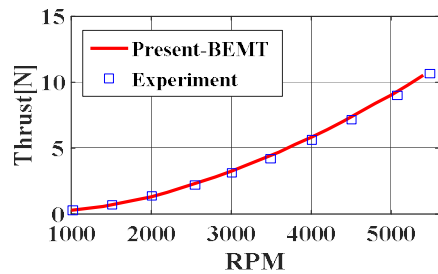


Fig. 10. Comparison of BEMT and experiment thrust for DJI 1345T CW

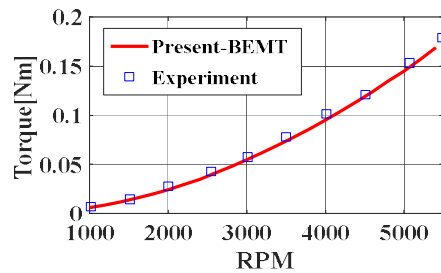


Fig. 11. Comparison of BEMT and experiment torque for DJI 1345T CW

#### IV. 결 론

본 논문에서는 돌풍 및 쿼드콥터의 비행조건에 따른 효과를 고려하기 위한 BEMT를 개발 및 검증을 수행하였다. 먼저 제자리 비행, 상승, 전진 조건에서의 실험값과 본 연구에서 개발된 BEMT와의 비교 및 검증을 수행하였다. 전진 비행의 경우에는 플라핑 운동을 고려하지 않은 참고문헌들과 달리 이를 고려함으로써 전진 비행시 플라핑에 대한 필요성을 확인하였고, 참고문헌[6] 실험 결과와 유사한 경향성을 보임을 확인하였다. 또한 3차원 스캐닝과, 제자리 비행 실험을 통하여 실험환경 구축을 수행하였으며 실험 결과와 개발된 BEMT와 비교 및 검증을 수행했다.

추후 연구에서는 6분력 로드셀을 추가한 설비를 설계하여 목표 블레이드인 DJI 1345T에 대해서 각 비행 조건에 대해서 풍동 실험을 통한 검증이 필요하다. 또한 풍동 실험을 통해 개별 로터의 특성에 대해 파악한 후 쿼드콥터의 6자유도 동역학 방정식과 결합하여 비행 시뮬레이션 검증을 위해 DJI Matrice 100의 비행시험 결과가 필요할 것으로 예상된다.

#### 후 기

본 연구는 국토교통부/국토교통과학기술진흥원 무인비행체 안전지원 기술개발사업의 연구비 지원(과제번호 18USTR-B127901-02)에 의해 수행되었습니다.

#### References

- 1) Lee, D., Lim, H., Kim, H. J., Kim, Y., and Seong, K. J., "Adaptive Image-Based Visual Servoing for an Underactuated Quadrotor System," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 35, No. 4, 2012, pp. 1335~1353.
- 2) Johnson, R. D., "Unmanned Aircraft System Traffic Management (UTM) Project," NASA ARC-E-DAA-TN55386, 2018.
- 3) Mellinger, D., Michael, N., and Kumar, Vijay, "Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors," *The International Journal of Robotics Research*, Vol. 31, No. 5, 2012, pp. 664~674.
- 4) Hoffmann, G. M., Huang, H., Waslander,

S. L., and Tomlin, C. J., "Quadrotor Helicopter Trajectory Tracking Control," *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences*, 2008.

5) Bansal, S., Akametalu, A. K., Jiang, F. J., Laine, F., and Tomlin, C. J., "Learning Quadrotor Dynamics Using Neural Network for Flight Control," 2016 IEEE 55th Conference on Decision and Control (CDC) ARIA Resort & Casino, 2016.

6) Theys, B., Dimitriadis, G., Hendrick, P., and Schutter, J. D., "Experimental and Numerical Study of Micro-Aerial-Vehicle Propeller Performance in Oblique Flow," *Journal of Aircraft*, Vol. 54, No. 3, 2017, pp. 1076~1084.

7) MacNeil, R., and Verstraete, D., "Blade element momentum theory extended to model low Reynolds number propeller Performance," *The Aeronautical Journal*, Vol. 121, No. 1240, 2017, pp. 835~857.

8) Khan, W., and Nahon, M., "A propeller model for general forward flight conditions," *International Journal of Intelligent Unmanned Systems*, Vol. 3, Issue 2-3, 2015, pp. 72~92.

9) McCrink, M., and Gregory, J. W., "Blade Element Momentum Modeling of Low-Re Small UAS Electric Propulsion Systems," *33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA AVIATION Forum*, 2015.

10) Michael, Ol., Cale, Z., and Logan, M., "Analytical-Experimental Comparison for Small Electric Unmanned Air Vehicle Propellers," *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2008.

11) Diaz, P. V., and Yoon, S., "High-Fidelity Computational Aerodynamics of Multi-Rotor Unmanned Aerial Vehicles," NASA-ARC-E-DAA-TN49783, 2018.

12) Leishman, J. G., *Principles of Helicopter Aerodynamics*, 2nd ed., Cambridge University Press, Cambridge, UK, 2006.

13) Brandt, J. B., "Small-Scale Propeller Performance at Low Speeds," M.S. Thesis, Department of Aerospace Engineering, University of Illinois at Urbana-Champaign, Illinois, 2005.

14) Hoffmann, G. M., Huang, H., Waslander, S. L., and Tomlin, C. J., "Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment," *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, 2007.

15) Theys, B., Dimitriadis, G., Andrianne, T., Hendrick, P., and Schutter, J. D., "Wind Tunnel Testing of a VTOL MAV Propeller in Tilted Operating Mode," *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 2014.