

멀티콥터형 PAV(Personal Air Vehicle)의 동축반전 프로펠러에 대한
성능해석김영태 · 박창환 · 김학윤[†]
한서대학교 항공시스템공학과

Performance analysis of Coaxial Propeller for Multicopter Type PAV (Personal Air Vehicle)

Young Tae Kim , Chang Hwan Park and Hak Yoon Kim[†]
Department of Aeronautical System Engineering, Hanseo University

Abstract

Performance analyses were performed on a propeller developed for use in a PAV (Personal Air Vehicle) under 600 kg Maximum Take-Off Weight (MTOW). The actuator disc theory and CFD analyses were used to estimate the hovering time with regards to MTOW variation for a given battery weight. The interference induced power factor kint was introduced to account for the effect of flow interference between the propellers and to estimate the performance of counter-rotating propellers. The Maximum Figure of Merit (FM) value of the propeller pitch was determined and the design RPM range for the required power inversely obtained from the CFD results. Previous research indicate that the flight time of large multi-copter is limited by the available battery energy density. Similarly, the propeller pitch settings and spacing are important factors in reducing the kint value.

초 록

최대이륙중량 600 kg급의 멀티콥터형 PAV(Personal Air Vehicle)에 사용될 프로펠러의 성능해석을 하였다. 배터리의 중량을 고정하고 최대중량 변화에 따른 정지비행 가능 시간을 추정하기 위하여 Actuator disc 해석과 CFD 해석을 병행하여 수행하였고 결과를 비교하였다. 동축반전형 프로펠러 사이의 유동간섭 영향을 고려하기 위하여 유도동력 간섭계수(kint)를 도입하였고, 이를 이용하여 하나의 프로펠러에 대한 해석 결과로 동축 반전 프로펠러의 성능을 추정하였다. 피치각을 변화시키며 전산해석을 수행하여 Figure of Merit (FM)이 최대가 되는 피치각의 범위를 찾았으며 요구추력에 대한 프로펠러의 설계 RPM 을 역 추적하였다. 연구결과는 현용 배터리의 비에너지 밀도로 대형 멀티콥터의 비행시간은 매우 한정적이며 프로펠러 간섭계수의 값을 줄이기 위한 피치 및 프로펠러 간격 설정이 중요하다는 것을 보여준다.

Key Words : Multicopter(멀티콥터), Rotorcraft(회전익기), Concept design(개념 설계), CFD(전산유체역학), Propeller Performance(프로펠러 성능)

1. 서 론

현재 통상 멀티콥터로 지칭되는 드론은 Jani

Hirvinen과 그의 팀이 Arduino 플랫폼을 기반으로 DIY 드론인 Ardu-Copter를 처음 출시하면서 발전이 시작되었다[1]. 드론은 가볍고 고성능인 Micro Electro Mechanical Systems (MEMS) 센서류와 리튬-이온 배터리, 강력한 Brushless Direct Current (BLDC) 모터 기술과 고성능 프로세서 등이 결합되면서 탁월한 비행안정성 및 제어성을 확보하여 경량 카

Received: Mar. 12, 2019 Revised: Apr. 17, 2019 Accepted: May. 10, 2019

[†] Corresponding Author

Tel: +82-10-2481-0062, E-mail: heligyro@hanseo.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

메라를 탑재한 3차원 근거리 영상정보 수집의 수단으로 각광받게 되었다. Ardu-Copter의 제어 알고리즘이 개방됨에 따라 과거 군사용으로만 개발되던 드론은 멀티콥터 형태의 레저, 농업, 건설, 택배 등 다양한 민간용 드론의 개발로 이어졌으며 최근에는 사람이 탑승 가능할 정도의 Sky taxi 개념 드론까지 개발되고 있다. 이는 강력한 모터를 여러 개 사용하는 분산추진(Distributed propulsion)의 장점이 부각되었기 때문이다. PAV급의 경량 비행체는 단일 내연기관을 사용할 때 도심지 진입에 요구되는 엔진 고장율(Engine failure rate)을 비행시간당 10^{-9} 이하로 맞출 수 없으므로 추력대 중량비(Thrust to weight ratio)가 매우 큰 BLDC 모터를 여러 개 채용한 분산추진 방식으로 이 문제를 해결할 수 있다. 이 개념을 먼저 도입하여 가능성을 보여준 것이 독일의 e-Volo사이며 동사에서 개발된 Volocopter는 18개의 소형 모터를 사용한 분산추진 방식의 전기비행체이다[2].

그렇지만 이러한 플랫폼은 단일 내연기관과 로터를 사용하는 헬리콥터 방식과 비교할 때 구조의 복잡성과 대량의 프로펠러 사용으로 인한 중량증가가 단점이다. 분산 모터추진의 다른 방식으로서 주목을 끈 것은 2016년 미국 라스베가스에서 열린 국제 가전 박람회(CES)에서 Ehang사에 의해 선보인 Ehang 184인데 이는 동축반전 프로펠러 4기를 장착한 쿼드콥터 형태이며 최대 100 kg의 유상하중을 운반하는 자동조종 PAV로서 배터리에 저장된 에너지에 의해 23분간 비행 가능한 것으로 알려졌다[3].

전기추진 항공기는 실용적, 실험적 개발이 학문적 연구보다 앞서 나가고 있으나 학술적 관점에서 Sky taxi의 관련 연구동향과 상용화 실현 가능성을 연구하거나 [4], 다양한 크기의 전기추진 수직 이착륙 항공기 컨셉에 대한 연료 방식 및 추진시스템에 따른 비교 연구를 회전익 항공기 해석 틀을 이용하여 연구하는 등 [5], 회전익 항공기의 설계와 개발에 의해 확보된 해석기법을 전기추진 비행체에 적용하는 연구 활동이 활발해지고 있다.

현재까지 용어가 정착되지 않았지만 전기추진 소형 비행체, PAV, 또는 유인 드론의 경우 촬영의 목적으로 널리 사용되는 소형 드론과 달리 한정된 배터리와 높은 유상하중(Payload)을 가지고 비행을 해야 하므로

효율성 및 안전성, 그리고 비행지속성을 극대화 한 설계를 하여야 한다. 따라서 현재 이와 같은 조건들을 모두 충족하는 플랫폼에 대한 연구들이 많이 진행되고 있으나 본 연구에서는 동축 반전 전기추진 멀티 프로펠러 방식의 플랫폼을 설정하고 프로펠러 성능 해석에 대한 연구를 하였다.

동축반전 방식은 헬리콥터나 멀티콥터에서 모두 발생하는 와류고리상태(Vortex Ring State, VRS)에 잘 들어가지 않는 장점이 있으나 단일 프로펠러에 비해 효율이 낮은 것으로 알려져 있다[6]. 따라서 이를 Ehang184나 Airbus의 flying taxi Vahana[7]와 같이 유인드론 급에 사용되기 위해서는 효율성을 극대화 하는 설계를 하여야 한다. 상하 로터가 동일한 회전속도를 갖는 동축 반전 로터에 대한 연구는 회전익 분야에서 많이 수행되었으나 상하 모터의 회전속도가 다른 동축 반전 프로펠러에서 프로펠러 사이의 유동간섭 현상이나 피치각, 회전속도 차이, 프로펠러 사이간격 등의 영향과 상관관계에 대한 연구결과는 많지 않다.

본 연구에서는 최대이륙중량 600 kg급의 동축반전 멀티콥터 형태의 PAV를 대상으로 하여 주어진 배터리와 프로펠러로 정지비행 가능시간을 추정하는 연구를 수행하였다. 프로펠러에 대한 구체적인 정보 없이 유도 동력 간섭계수(Interference induced power factor; k_{int})와 단순 Actuator disc 이론으로 정지비행 시간을 추정하였고, 구체적인 프로펠러 제원으로부터 설계된 프로펠러를 STAR-CCM+(13.03.11)으로 피치를 변화시키며 해석한 후 그 결과를 Actuator disc이론으로 계산한 것과 비교하였다.

2. 본 론

2.1 해석대상 및 방법

본 연구의 해석 대상인 대형 멀티콥터는 최대이륙 중량 600 kg 이내로서 프로펠러 8기를 갖는 동축반전 쿼드콥터(Fig. 1). 컨셉 단계에서 설정된 자중(Empty weight)은 150 kg이며 배터리의 무게를 200 kg으로 고정하였다. 따라서 최대 유상하중은 250 kg며 설정된 배터리의 무게를 가지고 유상하중이 250 kg까지 증가할 때 정지비행 가능한 시간을 추정하고자 하였다. Li-ion Battery의 에너지 밀도는 Mohd Tariq의 논문

을 참고하여 135 Wh/kg(0.486 Mj/kg)로 설정하였다 [8]. 자중에 비해 상대적으로 많은 화석연료를 싣고 비행하는 수송기는 비행시간 누적에 따라 연료의 무게가 감소하여 비행능력이 증가하는 장점이 있지만 배터리 전기추진 비행체는 비행시간의 증가에 따라 배터리의 무게가 변하지 않고 에너지 밀도가 낮으므로 비행가능 시간 확보는 중요한 문제다. 설정된 배터리의 에너지 밀도는 현재 실용적으로 사용되는 값이다. 최적 효율의 프로펠러 개발을 위한 설계 팩터 조사가 연구의 목적이지만 이를 위하여 먼저 프로펠러의 형상을 고정하였다. 해석에 사용된 프로펠러는 월드컴퍼(주)에서 개발한 것으로 블레이드 단면은 허브로부터 NACA 4421, 4415, 4412, 4408로 구성되어 있다. 선형 비틀림 각 20.4° 로 구성되어 있으며, 직경 1.8m의 3엽이며 Fig. 2와 같은 형상을 가지고 있다. 허브 근처는 상대적으로 낮은 유속으로 인해 해석결과에 미치는 영향이 적을 것으로 판단되어 단순화하여 형상을 설계를 하였다.



Fig. 1 MTOW 600kg PAV to be considered

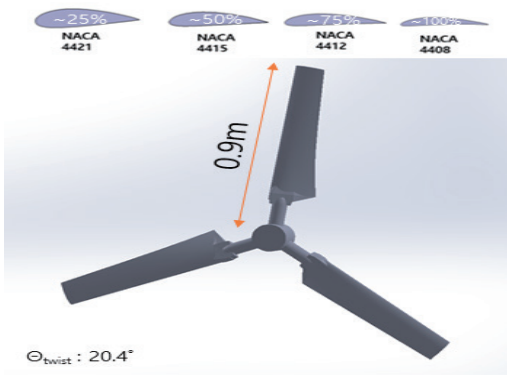


Fig. 2 Propeller geometry and dimensions

Actuator disc 이론은 구체적인 프로펠러의 제원값 없이 간략한 계산으로 유도속도와 추력, 토크, 유도동력(Induced power) 등을 추정할 수 있는 장점이 있지만 형상동력(Profile power)을 경험식이나 실험식으로 추가하여야 한다. 특히 동축 반전 로터 또는 프로펠러의 경우 프로펠러 사이의 유동 간섭에 의해 성능 변화가 발생되므로 이 효과를 고려해 주어야 하는데 이는 일찍이 Payne 등에 의해 고찰되었고 유도동력 간섭계수(k_{int})가 도입되었다[9]. 연구자에 따라 다양한 값이 제시되고 있지만 본 연구에서는 최댓값 $k_{int} = \sqrt{2}$ 로 고정하였다. 정지비행 가능시간을 추정하는데 있어서 배터리는 에너지밀도만 고려하였지만 모터의 에너지 손실율은 고려하여야 한다. 모터의 효율은 89~96%의 범위에 있지만 여기에서는 0.9로 주었다[10]. 따라서 주어진 형상의 PAV에서는 1기의 프로펠러에 대한 해석을 수행하고 고정된 모터효율과 간섭계수를 적용하여 산술적으로 4기의 동축반전 프로펠러 동력을 계산하여 비행가능시간을 예측할 수 있다. Actuator disc 이론으로 예측되는 비행시간은 프로펠러의 유도동력(Induced power)만에 의한 것이므로 실제와 차이가 있다. 따라서 유동의 점성효과 및 압축성효과까지 고려한 프로펠러의 성능을 산출하기 위한 전산유체 해석을 수행하여 추력과 토크 등을 구하면 형상동력(Profile power)을 역산할 수 있다. 프로펠러는 깃 끝 속도를 고정하고 피치각을 변화시키면서 해석을 수행하여 그 결과로부터 프로펠러의 효율곡선(FM)을 얻을 수 있으며 주어진 프로펠러를 사용할 경우 최적 피치각 및 RPM 설정에 대한 정보를 얻을 수 있다. 또한 프로펠러 주변의 유동특성을 조사함으로써 FM 값을 높이기 위한 프로펠러 설계 개선 정보를 얻을 수 있다. 본 연구에서는 회전수를 1575 RPM으로 일정하게 놓고 피치각 변화에 대한 해석을 수행하여 비행체의 필요 동력(Required power)을 계산하였고 이에 의한 비행시간을 예측하였다.

2.2 Actuator disc 해석

프로펠러 직경 1.8m의 원판에 운동량 변화 이론을 적용하면 유도속도와 유도동력 등을 구할 수 있다. 주어진 비행체 하중(W)을 모터의 갯수 N_m 으로 나눈 프로펠러 1개당 필요 정지비행 추력은 T_h 며 동축반전인 두 프로펠러 사이에 유동간섭이 전혀 없다고 할 때 동축반

전 프로펠러 1기당 필요 유도동력 $(P_i)_{iso}$ 은 (1)과 같이 구할 수 있다. 이것과 상하 프로펠러가 충분히 밀착하여 동축반전 프로펠러 4기가 W/4에 해당하는 하중을 균등 분담한다고 할 때 필요한 유도동력 $(P_i)_{coax}$ 의 비로 나타내면 식 (2)와 같은 유도동력 간섭계수 k_{int} 값이 얻어진다. 프로펠러 사이의 유동 간섭의 양을 정확히 계측할 수 없을 때는 프로펠러 하나의 추력값 계산에 의해 $(P_i)_{coax}$ 을 (3)식과 같이 구할 수 있다. 이는 Leishman에 의해 [11]에서 고찰되었다. 따라서 동축반전 프로펠러 4기를 장착한 쿼드콥터의 정지비행 항속시간(Hovering endurance ; E_h)은 식 (4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$(P_i)_{iso} = 2 \left(\frac{T_h^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \right) \quad (1)$$

$$k_{int} = \frac{(P_i)_{coax}}{(P_i)_{iso}} = \left(\frac{2(T_h)^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \right) \left(\frac{2(T_h)^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \right)^{-1} = \sqrt{2} \quad (2)$$

$$(P_i)_{coax} = k_{int} (P_i)_{iso} \quad (3)$$

$$E_h = \frac{E k_e}{4(P_i)_{coax}} \quad (4)$$

여기서, k_e 는 모터의 효율이며 E는 주어진 에너지 밀도를 갖는 배터리의 무게에 저장된 총 전기에너지(총 전기에너지 = 에너지 밀도 * 배터리 무게)이다.

2.3 CFD(Computational Fluid Dynamics) 해석

유한체적기법을 기반으로 한 상용 CFD 코드인 STAR-CCM+ 을 사용하여 프로펠러의 깃 끝 회전속도는 165.73 m/s(M 0.5)로 주고 해석하였으며 그에 따라 압축성 유동조건에서 수행하였다. 난류 모델은 강한 역압력 구배 및 경계층 유동박리 예측 성능이 우수하다고 알려진 Menter의 $k-\omega$ SST 모델을 사용하였고 정상상태의 해석을 수행하였다.

일반적으로 프로펠러의 성능 연구를 수행하는 기법으로는 유동장을 회전 영역과 비 회전 영역으로 분리하고, 회전 좌표계와 비 회전 좌표계의 각각의 영역에 대해서 해석을 수행하여, 회전 좌표계에서 계산된 속도에 회전체의 회전속도를 고려하여 해석을 수행하는 기법인 Moving Reference Frame (MRF)과 실제 이동을

통해 비정상 유동으로 해석을 수행하는 Sliding Mesh (SM) 기법 등이 있다[12,13]. 이명수 등[14]의 연구에서 두 기법의 성능 결과를 비교 하였으며, 본 연구에서는 두 기법의 차이가 적으므로 계산시간 단축에 유리한 MRF기법을 사용하여 해석하였다.

Table.1에서와 같이 총 3종류의 격자를 사용하여 격자 테스트를 수행하였으며, Medium 격자와 Fine 격자에서 예측된 추력 및 토크는 1% 미만의 차이를 보였다. 본 연구에서는 계산 시간을 고려하여 Medium 격자를 선정하였으며, 격자는 총 1,150 만개이다. Fig. 3와 같이 Polyhedral 격자로 생성하였으며, 벽면으로부터 Volume격자의 증가 비는 1.05로 생성하였다. 벽면에는 Prism layer를 사용하였으며 증가 비는 1.2이다. y^+ 는 벽면에서 벽면 근처의 첫 번째 격자와의 무차원화 된 거리이며, 본 연구에 수행 된 격자의 경우 y^+ 는 정체점 부근을 제외하고 모든 벽면에서 5미만의 값을 가지므로 벽 근처의 난류유동의 특성을 캡처하는데 충분할 것으로 판단된다. 계산 영역의 모든 경계에서는 자유류 조건을 적용하기 위하여 Static pressure를 대기압으로 고정하여 사용하였다. Boundary 크기는 전면부는 4D, 후면부는 16D, 높이는 10D이며, 회전영역은 1.2D * 0.25D로 설정하였다 (Fig. 4)[15].

Table 1 Results of mesh test

	Coarse	Medium	Fine
Cell (* 10 ⁶)	7.1	11.5	27.5
Thrust (N)	972.74	990.18	994.16
Torque (Nm)	107.24	106.85	106.70

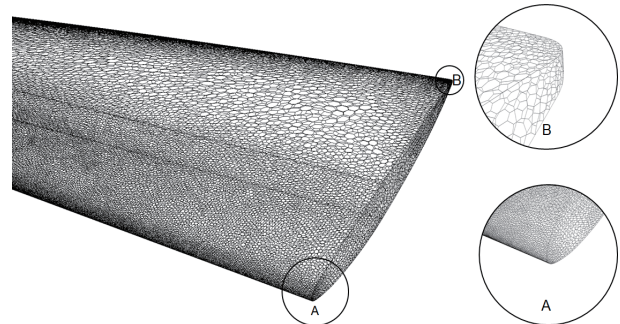


Fig. 3 Computational grids generation

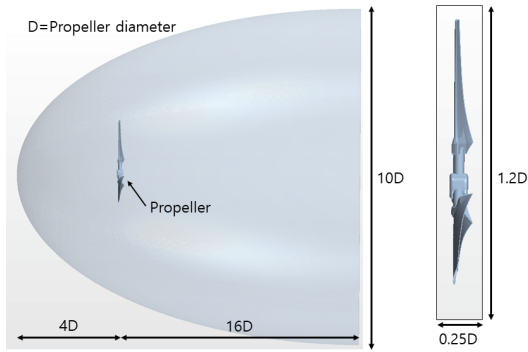


Fig. 4 Computational domain configuration

3. 결과 및 고찰

3.1 중량별 요구 동력 및 비행시간

Actuator disc 해석기법으로 식 (1)~(4)을 이용하여 정지 비행시간을 계산한 결과, 배터리를 포함한 PAV의 자중 350 kg에서 최대 이륙중량 600 kg까지 중량이 증가할 때, 총 8개의 모터는 40.28~90.44 kW(kN·m/s)의 유도동력이 필요한 것으로 나타났다. 이를 이용하여 주어진 배터리의 에너지를 소진할 때까지는 Table. 2에 보는 것과 같은 정지비행 시간이 예측된다. 그러나 이는 프로펠러의 형상동력을 고려치 않은 것이므로 실제 요구동력은 이것보다 크며 비행 지속시간은 이보다 작을 것이다. 형상동력의 크기를 보다 정확히 예측하기 위하여 전산유동해석의 방법을 이용한다. 해석으로 구한 동력에서 Actuator disc 이론으로 계산된 유도동력을 차감하면 형상동력의 크기를 알 수 있다.

Table 2 Hovering time in terms of weight

Weight (kg)	T_h (kN)	P_h (kNm/s)	Hovering time (min)
350	3.43	40.28	36.18
400	3.92	49.2	29.61
450	4.41	58.72	24.81
500	4.9	68.8	21.18
550	5.39	79.36	18.36
600	5.88	90.44	16.11

주어진 프로펠러에 대하여 회전수를 1575 RPM으로 일정하게 놓고 피치각을 0°에서 16°까지 2° 간격으로 변화시키며 전산해석을 하였다. 전산해석의 결과로부터 축의 토크와 추력을 직접 얻을 수 있으므로 이를 무차원화 하면 계수를 구할 수 있다. 또한 설계된 프로펠러의 효율성을 나타내는 FM(Figure of Merit)을 알 수 있다. 추력, 토크계수는 식 (5)와 같이 구하며 FM 값은 식 (6)에 따라 계산할 수 있다.

$$C_T = \frac{T}{\rho A (\Omega R)^2} \quad C_Q = \frac{Q}{\rho A (\Omega R)^2 R} \quad (5)$$

$$FM = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2} C_Q} \quad (6)$$

토크계수의 변화는 Fig. 5와 같다. 피치각이 증가할수록 계수 값이 증가하는 경향을 보이는 것이 일반적이다. 그러나 최적 피치값을 설정하기 위해서는 FM의 값 변화를 고찰하여야 한다. Fig. 6은 피치각과 추력계수에서 FM의 변화를 나타낸 것이다. FM은 최대 0.67 정도의 값을 보이고 있으며 설계된 프로펠러의 효율은 피치각 10°~14°에서 최대라는 것을 의미한다.

해석의 결과를 이용하면 식 (5)를 이용하여 동일 추력 계수 값으로부터 동일 피치에 대하여 추력의 값을 변화시키며 RPM 변화를 역산할 수 있다. Fig.7에 이를 나타냈다.

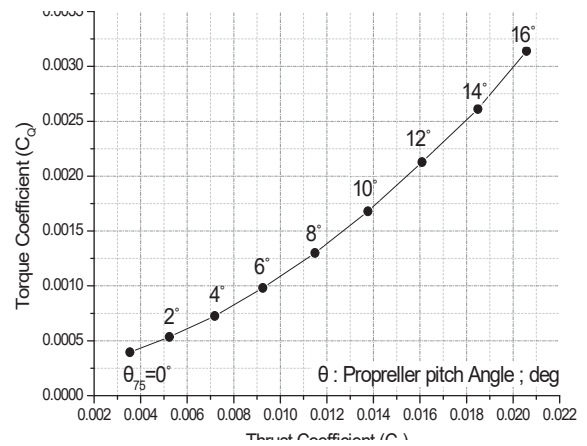


Fig. 5 Propeller torque correlation for increasing pitch by CFD

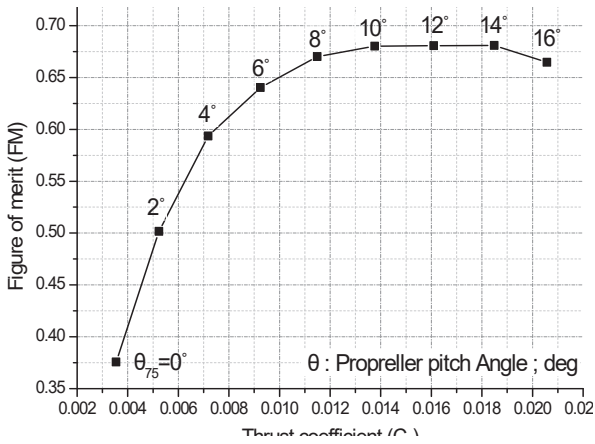


Fig. 6 Figure of merit variation for increasing pitch

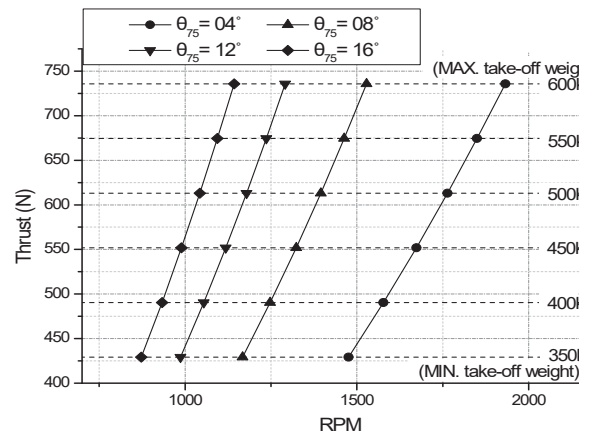


Fig. 7 RPM and pitch correlation for given MTOW

Fig. 7이 나타내는 바는, PAV의 이륙하중을 설정하고 주어진 프로펠러에 의해 설계를 진행한다면 사용할 모터는 각 피치 값에 해당되는 회전수(RPM)를 유지해야 하며 그 범위의 회전수에서 최대 효율을 갖는 모터가 선정되어야 한다는 의미가 된다. 전산해석은 단일 프로펠러에 대하여 수행되었다. 동축반전 프로펠러가 사용된다면 프로펠러 사이의 유동간섭 현상도 해석에 포함되어야 하나 본 연구에서는 하나의 프로펠러에 대한 해석으로 동축반전 프로펠러의 동력을 추정하였다.

Table. 3에 04°, 08°, 12°, 16°에 대하여 중량변화에 따른 요구 동력이 예측되며 이로 인해 12°가 최적 설정 피치라는 것을 알 수 있다. 비교하기 위하여 Actuator disc 이론에서 사용된 것과 같은 동일한 유도 동력계수 K_{int} 값을 적용하였고 이를 Fig. 8에 나타냈다. 형상동력이 추가되었기 때문에 Actuator disc 이론으로 구한 동력 변화량보다 요구동력량이 크게 증가하는 것을 보여준다. 요구동력의 증가와 아울러 정지 비행시간의 감소도 예상되므로 이를 Fig. 9에 나타냈다. 배터리를 포함한 자중에서 정지 비행시간은 최대 25분 정도로 나타났다. 유상하중을 100kg로 한다면 비행시간은 15분 정도에 불과하다. 회전익 이론을 인용하면 전진비행 상태에서 비행효율이 좋아지므로 이보다는 증가할 것이다. 이는 Ehang184의 공개된 비행시간의 타당성이 있음을 보여준다.

Table 3 Hovering power in terms of weight, $\theta_{75} = 4^{\circ} \sim 16^{\circ}$, (kNm/s)

Weight (kg)	04°	08°	12°	16°
350	68.08	60.2	59.16	60.52
400	83.2	73.56	72.28	73.92
450	99.28	87.8	86.24	88.2
500	116.28	102.8	101	103.32
550	134.12	118.64	116.56	119.2
600	152.18	135.16	132.8	135.84

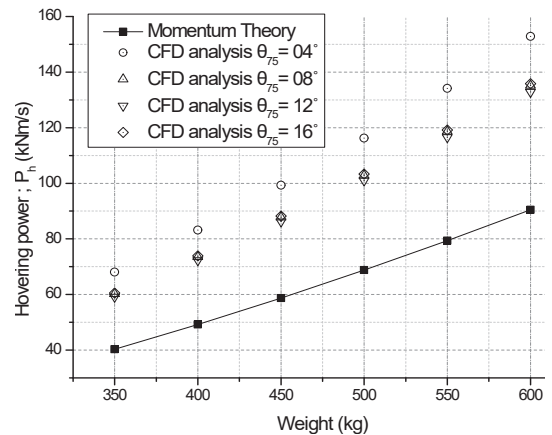


Fig. 8 Comparison of hovering power in terms of MTOW

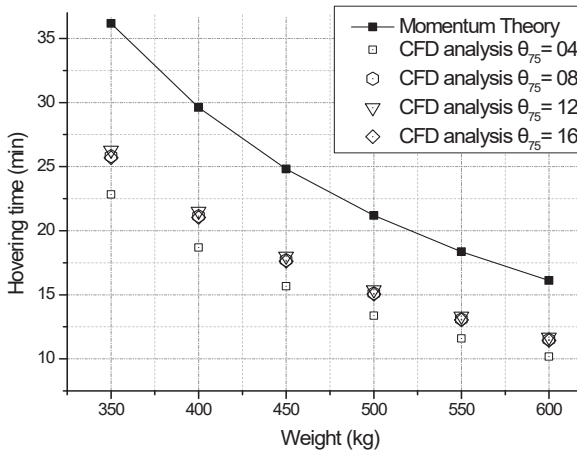


Fig. 9 Comparison of hovering time in terms of MTOW

3.2 프로펠러 주변의 유동특성

Fig. 10은 최적 설정 피치인 피치각 12° 에서 프로펠러의 깃 끝과 허브 근처의 유동 흐름을 유선으로 나타냈다. 깃 끝에서 발생하는 Tip vortex는 프로펠러 성능을 저감시키는 주요 요인 중 하나로서, 본 연구에서 사용된 프로펠러의 깃 끝 형상은 직각 플랜폼 형상이며, 이는 상대적으로 강한 와류를 발생시키는 요인으로 보인다[17]. 깃 끝 근방의 와류와 형상항력을 감소시키기 위해서는 깃 끝의 형상 최적화 설계를 해야 한다. 허브 근처 유동 흐름에서 허브 후면의 유동 박리와 후류 역시 프로펠러의 성능 저하의 주된 원인으로 추정된다. 본 연구에서 다른 프로펠러는 가변피치 구조 장치로 인해 상대적으로 큰 허브 직경을 가진다. 향후, 프로펠러의 성능 향상을 위하여 가변피치 구조 장치의 최적화를 하면 허브 직경의 최소화 및 허브의 유동 저항을 감소시킬 수 있는 허브 형상설계를 해야 한다.

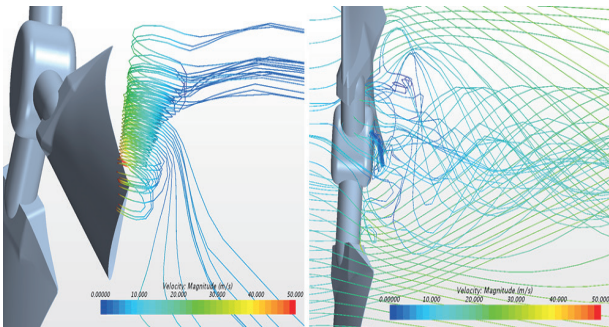


Fig. 10 Tip vortex and hub backflow of propeller

4. 결 론

경량항공기급의 무게를 갖는 대형 멀티콥터에 사용하기 위하여 개발된 프로펠러를 해석하고 이를 바탕으로 동축반전 프로펠러의 필요동력과 정지비행 지속시간을 추정하였다. 액추에이터 디스크 이론으로 동축반전 로터의 동력을 계산하는데 사용되는 유도동력 간섭계수를 전산유체 해석한 결과에 적용하여 멀티콥터의 무게에 따라 필요로 하는 동력과 비행 지속시간을 계산하고 비교하였다. 연구 결과는 다음과 같이 요약할 수 있다.

- 1) 프로펠러 사이의 유동 간섭까지 고려할 때 동축반전 프로펠러의 형상동력은 유도동력의 0.47~0.67배 수준으로 발생한다.
- 2) 프로펠러의 성능이 가장 높은 피치각 12° 조건에서 전산유체 해석으로 필요동력을 계산하여 추정할 때 정지비행 지속시간은 유도동력으로 계산한 것에 비해 평균적으로 약 30% 감소한다.
- 3) 프로펠러에 대한 전산유체 해석은 최적 피치와 프로펠러의 가동 RPM 범위를 추정하는데 유용하게 사용될 수 있으며 프로펠러 주변의 유동특성 정보를 얻을 수 있으므로 프로펠러의 설계 개선에 이용할 수 있다.
- 4) 프로펠러에 대한 최적 설계를 하여도 현재 가용 가능한 에너지 밀도의 배터리를 자중의 0.57배까지 탑재한 동축반전형 멀티콥터는 임무비행시간 30분을 확보하기 위하여 MTOW를 450 kg 이상의 범위로 증가시키기 어려운 것으로 판단한다. 이에 대해서는 파라미터 연구(parametric study)가 더 필요하다.

PAV용 플랫폼으로서 동축반전 프로펠러형 멀티콥터는 정지비행 및 저속비행에 안전성이 있지만 배터리 전기 추진의 방식으로는 임무비행시간 설정에 명백한 한계를 보여준다. 따라서 100 kg 미만의 유상하중을 도심지 내에서 단거리 이송하는 임무조건을 갖는 PAV 플랫폼으로 적절하다. 유상하중 또는 비행시간의 증가를 위해서는 다른 방식의 에너지원과 변형된 플랫폼이 필요하다. k_{int} 값은 동축반전 프로펠러의 성능 지표로 유용하며 이를 최소로 하기 위한 동축반전 프로펠러의 피치설정, 사이간격, 형상 등에 대한 연구가 뒤따라야 한다.

후 기

“ 이 논문은 2019년 정부(산업통상자원부)의 재원으로 한국 산업기술진흥원-산업용 무인비행장치 전문인력 양성사업의 지원을 받아 수행된 연구임 ” (No. N0002431)

References

- [1] <https://diydrones.com/profile/jpkh>
- [2] <https://www.volocopter.com/en/product/>
- [3] " First passenger drone makes its debut at CES," The ssociated Press. The Guardian. Retrieved, NO. 2, 2016, from <http://www.theguardian.com/technology/2016/jan/07/first-passenger-drone-makes-world-debut>.
- [4] <https://www.davidullman.com/air-taxi-visions>
- [5] W. Johnson, C. Silva, and E. Solis, "Concept Vehicles for VTOL Air Taxi Operations," American Helicopter Society Technical Conference on Aeromechanics Design for Transformative Vertical Flight, San Francisco, CA, Jan 16 - 19, 2018.
- [6] C. P. Coleman, "A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research," NASA Technical Paper, Vol. 3675, National Aeronautics and Space Administration, Ames Research Center, 1997.
- [7] <https://vahana.aero/>
- [8] M. Tariq, A. I. Maswood, C. J. Gajanayake, and A. K. Gupta, "Aircraft batteries : current trend towards more electric aircraft," IET Electr. Syst. Transp, Vol. 7, no. 2, pp. 93-103, 2017.
- [9] P. R. Payne, Helicopter Dynamics and Aerodynamics, The MacMillan Company, New York, pp.90-98, 1959.
- [10] https://tech.nikkeibp.co.jp/dm/english/NEWS_EN/
- [11] J. G. Leishman, and M. Syal, "Figure of merit definition for coaxial rotors," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 53, no. 3, pp. 290-300, 2008.
- [12] STAR-CCM+ Ver.13.03.11 User Guide
- [13] W. Choi, J. H. Kim, K. T. Lee, C. W. Park, "The study on the propeller aerodynamic characteristic of micro aerial vehicle using the MRF method," KSCFE Conference 2010, pp.32-36, 2010
- [14] M. S. Lee, S. S. Yoo, D. Y. Hwang, B. Y. Han, and H. K. Park, "CFD Analysis of aerodynamic characteristics of HWAT Based on the different twist angle using CFD," KSCFE Conference 2009, no. 11, pp.19-26, 2009.
- [15] H. A. Kutty, and P. Rajendran, "3D CFD Simulation and Experimental Validation of small APC Slow Flyer Propeller Blade," MDPI Journal, Aerospace Vol. 4, Issue 1. 2017.
- [16] M. C. Sim, and K. T. Lee, "The hovering performance study for the multi-copter propeller using MRF method," KSAS Spring Conference 2018, no. 4, pp. 10-12, 2018.
- [17] R. H. Stroub, J. P. Rabbott, and C. F. Niebanck, "Rotor Blade Tip Shape Effects on Performance and Control Loads from Full-Scale Wind Tunnel Testing," Journal of the American Helicopter Society, Volume 24, Number 4, (1), pp. 28-35 October 1979.