

論文

전기동력 무인항공기의 추진시스템 효율 추정에 관한 연구

안일영*, 양용만*, 주영철**, 박상혁*, 배제성***

Efficiency Estimation on Propulsion System
of an Electric Powered UAV

Il-Young Ahn*, Yong-Man Yang*, Young-Chul Ju**, SangHyuk Park*** and Jae-Sung Bae***

ABSTRACT

In the present study, we conducted the research on the high efficiency propulsion system for the development of long-endurance UAV with an electric propulsion system. For the long endurance UAV, fair aerodynamic characteristics with the high efficiency of the propulsion system is required because the flight power and the duration time of the long-endurance UAV vary greatly depending on the efficiency of the propulsion system. Therefore, in this study, the tracking program which records the performance of motor, propeller was developed because of their wide variation in the efficiency depending on the using condition, and records from the existing flight test program were utilized to check the accuracy of the program we had developed. For the development of future long-endurance solar UAV, we confirmed the applied voltage of motor, the optimal rotation of propeller and the gear ratio of reduction gear in order to get the highest efficiency on the propulsion system at the optimal flying condition.

Key Words : Electric Powered UAV(전기동력 무인항공기), Propulsion System(추진 시스템), Flight Test(비행 시험), Solar-Powered UAV(태양광 무인항공기)

1. 서 론

현재의 무인항공기는 주로 화석연료를 이용하여 비행하지만 화석연료의 연소에서 발생하는 탄소 가스는 지구온난화의 주요한 원인중의 하나로 환경파괴를 유발한다. 따라서 무인항공기의 동력원으로 화석연료가 아닌 대체에너지를 이용하는 연구가 활발히 진행 중이다. 대체에너지를 무인항공기에 적용하는 연구는 태양광 발전시스

템을 이용하거나 연료전지를 이용하는 등의 화석 연료를 대체하는 동력원을 개발하는 연구가 대부분이다. 그러나 무인항공기가 대체에너지라는 제한된 동력원을 이용하여 비행하므로 동력원으로 부터 항공기가 추진력을 얻어 비행하는 추진시스템에 대한 연구도 반드시 함께 진행되어야 한다.

한편, 정찰 등의 임무를 주로 수행하는 현재의 무인항공기는 보다 장시간 비행이 가능해짐에 따라 통신 중계와 같은 인공위성의 역할을 인공위성의 개발비보다 저렴한 비용으로 대체할 수 있을 것으로 예상이 된다[1-3]. 따라서 대체에너지를 이용하며 장시간 비행이 가능한 무인항공기는 향후 많은 수요가 예상이 된다.

무인항공기가 제한된 동력을 이용하여 장기체공을 하려면 결정된 형상의 항공기가 가장 적은 동력을 사용하도록 비행하는 것과 추진시스템의

2015년 02월 16일 접수 ~ 2015년 07월 12일 심사완료
논문심사일 (2015.03.31, 1차)

* 한국항공대학교 대학원

** 한국항공대학교 대학원(현, 한국에너지기술연구원)

*** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail : jsbae@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 항공대길 100

효율을 높여 손실되는 전력을 감소 시켜야 한다.

최근, 한국항공대학교에서는 태양광 발전시스템을 이용하여 배터리가 가지는 제한된 전력량으로 비행하는 체공시간보다 긴 시간 동안 무인항공기를 비행하는 연구가 진행 중이다[4]. 그러나 태양광발전 시스템을 이용하여도 무인항공기의 며칠, 몇 달간의 장기체공을 위해서는 마찬가지로 높은 효율의 추진시스템이 요구가 된다.

이러한 추진시스템은 Fig. 1에서 볼 수 있듯이, 배터리로부터 전자변속기(ESC, η_{esc}), 모터(η_{motor}), 감속기어(η_{RG}), 프로펠러(η_{prop})를 거치면서 무인항공기가 추진력을 얻게 된다. 무인항공기 전체 추진시스템 효율(η_{Power})은 각 요소의 효율에 의해 시스템의 식(1)과 같이 결정이 된다. 이렇듯 전기 동력을 사용하는 무인항공기에서는 각각의 추진시스템의 요소가 가장 높은 효율을 나타내는 작동 범위 안에서 조합이 이루어져야한다[5,6].

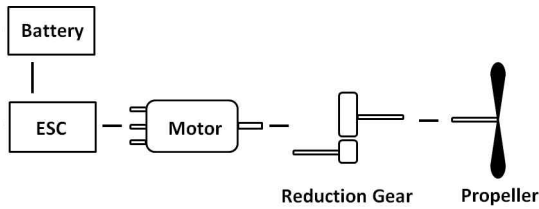


Fig. 1 Propulsion System of Electric Powered UAVs

$$\eta_{Power} = \eta_{esc} \times \eta_{motor} \times \eta_{RG} \times \eta_{prop} \quad (1)$$

따라서 본 연구에서는 장기체공 무인항공기 개발을 위한 추진시스템 성능해석 프로그램을 개발하고, 비행시험 기록으로부터 정확성을 확인하였으며, 최적의 추진시스템 선정을 위해서 각 요소들이 가장 높은 효율에서 작동할 수 있도록 인가 전압, 기어비와 프로펠러의 형상을 결정하고자 한다.

2. Modeling of Propulsion Group

2.1 DC Motors Modeling

전기동력 무인항공기는 기본적으로 동력원을 배터리로 하기 때문에 직류전원(DC Power Source)에 관한 모터의 모델링만 수행하였다. 전기 모터에서 전기자(Armature, e)의 등가회로는 Fig. 2와 같고, 모터 인가되는 전압(V)을 권선의 내부저항(R), 권선의 인덕턴스(L)와 유도 기전력의 향으로 식(2)과 같이 표현이 가능하다[7].

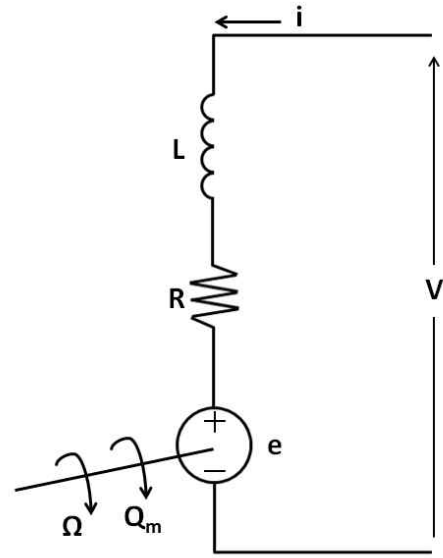


Fig. 2 Equivalent Circuit of Electric DC Motor

$$V = e + Ri + L \frac{di}{dt} \quad (2)$$

무인항공기가 등속 수평 비행하는 조건으로부터 일정한 회전수로 모터가 회전하는 정상상태로 가정할 때, 모터가 회전하는데 필요한 작동 토크가 일정함으로 전력원에서 전류가 일정하게 모터에 인가되며, 따라서 전기자의 인덕턴스 항은 식(3)와 같이 생략이 가능하다. 이에 따라 모터에 입력되는 전력(P_{input})은 식(3)과 같이 표현된다.

$$V = e + Ri, \quad \left(\because \frac{di}{dt} = 0 \right) \quad (3)$$

$$P_{input} = \tilde{V}i = ei + Ri^2 \quad (4)$$

회전자에 의해서 발생하는 모터의 출력(P_{shaft})은 회전축에서의 회전수(Ω)와 토크(Q_m)로 식(5)와 같이 나타낼 수 있다.

$$P_{shaft} = \Omega Q_m = ei \quad (5)$$

한편, 유도 기전력(induced EMF)은 모터의 극(pole, P)과 모터의 회전자에 감겨진 권선과 링크되는 자속 쇄교수(Linkage flux, λ_m) 그리고 회전자의 속도(Ω_r)로 식(6)과 같이 표현이 가능하다.

$$e = \frac{P}{2} \Omega_r \lambda_m = \Omega \lambda_m, \quad (\Omega_r = 2\Omega/P) \quad (6)$$

자속 쇄교수의 항은 모터 속도(K_V)의 상수로 표현할 수 있으며, 모터 속도 상수에 의해 유도 기전력에 관한 식인 식(6)은 식(7)과 같이 표현이 가능하다[8].

$$e = \frac{\Omega}{K_V}, (K_V = \frac{1}{\lambda_m}) \quad (7)$$

위 식들에서 모터 속도 상수와 무부하 작동전류(i_0)를 이용하여 모터에 발생하는 토크, 회전수, 출력 효율을 나타내면 식(8)와 같다.

$$\begin{aligned} \Omega &= (V - iR)K_V \\ Q_m &= \frac{i - i_0}{K_V} \\ P_{shaft} &= Q_m \Omega = (i - i_0)(v - iR) \\ \eta_{motor} &= \frac{P_{shaft}}{P_{input}} = \left(1 - \frac{i_0}{i}\right) \left(1 - \frac{Ri}{V}\right) \end{aligned} \quad (8)$$

한편, 식(3)과 식(8)의 회전수에 관한 식으로부터 모터의 소모전류를 식(9)과 같이 표현할 수 있고, 전류에 관한 식인 식(8)에 대입하여 모터 속도 상수와 회전수에 의한 식(10)을 구할 수가 있다.

$$\begin{aligned} i &= \frac{V - \Omega/K_V}{R} \\ Q_m &= \left[\left(V - \frac{\Omega}{K_V} \right) \frac{1}{R} - i_0 \right] \frac{1}{K_V} \\ P_{shaft} &= \left[\left(V - \frac{\Omega}{K_V} \right) \frac{1}{R} - i_0 \right] \frac{\Omega}{K_V} \\ \eta_{motor} &= \left[1 - \frac{i_0 R}{V - \Omega/K_V} \right] \frac{\Omega}{K_V V} \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} P_{shaft} &= \left[\left(V - \frac{\Omega}{K_V} \right) \frac{1}{R} - i_0 \right] \frac{\Omega}{K_V} \\ \eta_{motor} &= \left[1 - \frac{i_0 R}{V - \Omega/K_V} \right] \frac{\Omega}{K_V V} \end{aligned} \quad (10)$$

식(10)으로부터 인가전압과 회전수에 따라 모터의 각 특성을 나타내는 토크, 출력, 효율이 달라짐을 알 수 있으며, 식(10)의 회전수에 따른 효율을 그래프로 나타내면 Fig. 3와 같다. Fig. 3에 표현된 모터의 제원은 본 연구에서 수행된 비행 실험에 사용한 독일 Hacker社의 BLDC(Brushless Direct Current) 모터이며, 인가전압은 리튬이온 전지의 전압크기에 따라 표시하였다.

Fig. 3에서 볼 수 있듯이, 모터의 효율은 각 전압에 따라 발생할 수 있는 최고 회전수 부근에서 높음을 알 수 있다. 또한 가장 높은 효율의 회전수를 벗어나게 되면 효율이 급격하게 하락함을 확인 수 있는데, 이 때문에 무인항공기의 추진시스템에서는 가장 모터의 최고 회전수 부근의 작

동영역에서 비행 하여야 한다.

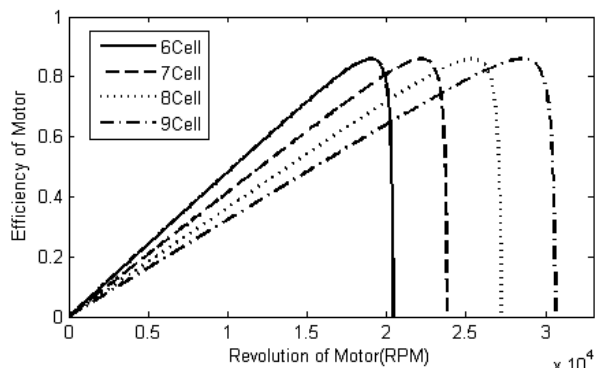


Fig. 3 Efficiency curve of DC motors

2.2 Propeller Modeling

프로펠러의 해석은 Adkins가 제안한 Hybrid Blade Element Theory와 Momentum Theory를 이용하여 진행하였다[9-11]. 프로펠러의 구조는 Fig. 4와 같고, 프로펠러의 각 구간별로 발생하는 양력과 항력을 이용하여 프로펠러의 추력과 작동 동력을 계산하게 된다.

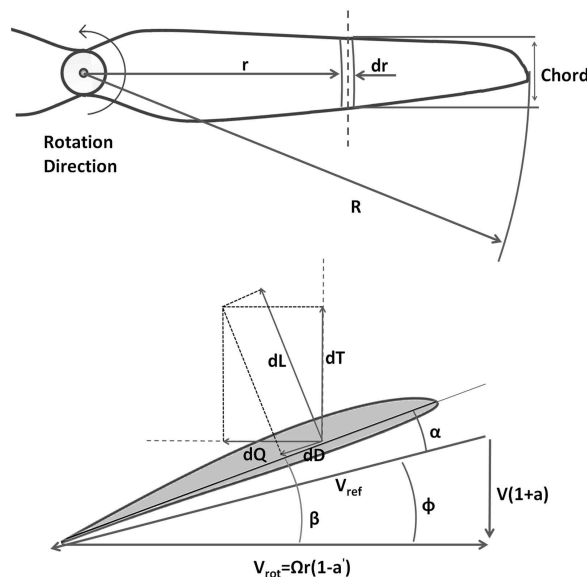


Fig. 4 Blade Element and Velocity Vectors of Propeller

프로펠러는 회전하면서 뒤로 밀어내는 힘의 반작용 힘을 이용하여 앞으로 전진을 하게 되는데, 이때 빨리 들어가는 공기에 의해 유도흐름이 발생하게 된다. 이 때문에 프로펠러가 가지는 실제의 받음각(α)은 프로펠러의 단순히 대기속도(전진속도)(V), 비틀림 각(twist)(β), 회전속도

(Ω)가 나타내는 기하학적인 받음각과 차이를 보이며, 프로펠러의 위치(r), 유도흐름의 속도(a, a')로 식(11)와 같이 표현이 가능하다.

$$\begin{aligned} \alpha &= \beta - \phi \\ \phi &= \tan^{-1}\left(\frac{V}{\Omega r} \frac{(1+a)}{(1-a)}\right) \end{aligned} \quad (11)$$

각 구간별로 나타나는 프로펠러의 받음각에 따라 각 구역의 양력계수(C_L)와 항력계수(C_D)를 계산하고 이를 이용하여 프로펠러의 추력계수(C_T)와 동력계수(C_Q)를 계산하면 식(12)과 같다.

$$\begin{aligned} C_T &= C_L \cos(\phi) - C_D \sin(\phi) \\ C_Q &= C_L \sin(\phi) + C_D \cos(\phi) \end{aligned} \quad (12)$$

한편, 유도흐름에 의해서 발생하는 공기의 흐름은 축 영향 계수(a)와 회전 영향 계수(a')로 구분할 수 있으며, 이를 표현하면 식(13)과 같다.

$$\begin{aligned} a &= \frac{\sigma K}{F - \sigma K} \\ a' &= \frac{\sigma K'}{F + \sigma K'} \end{aligned} \quad (13)$$

여기서 K, K' 는 Goldstein Momentum Loss Factor이고, F 는 Prandtl Momentum Loss Factor이다. σ 는 Solidity로 프로펠러의 임의의 위치 r 에서 프로펠러가 회전하는 전체 둘레에 대한 코드 길이의 비이다. 즉, σ 는 프로펠러가 회전하는 면적에 대한 프로펠러의 면적을 나타낸다. 이들을 수식으로 표현하면 식(14)와 같이 표현된다. 이때 B 는 프로펠러 블레이드의 개수이다.

$$\begin{aligned} K &= \frac{C_T}{4\sin^2(\phi)} \\ K' &= \frac{C_Q}{4\cos(\phi)\sin(\phi)} \\ \sigma &= \frac{Bb}{2\pi r} \end{aligned} \quad (14)$$

각 유도흐름 속도의 계수는 식(13),(14)를 보면 알 수 있듯이, 각 구간별로 발생하는 추력과 항력과 관계가 있으므로 반복계산을 통해 계산하여 구한다.

추력과 동력계수를 이용하여 각 구간에서 발생하는 추력(T_p)과 필요 동력(Q_p)을 각 구간의 면적과 상대 속도(V_{ref})를 이용하여 구하면 식(15)과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} dT_p &= \frac{1}{2} \rho V_{ref}^2 b C_T dr \\ dQ_p &= \frac{1}{2} \rho V_{ref}^2 br C_Q dr \\ T_p &= \int_0^R \frac{1}{2} \rho V_{ref}^2 b C_T dr \\ Q_p &= \int_0^R \frac{1}{2} \rho V_{ref}^2 br C_Q dr \end{aligned} \quad (15)$$

프로펠러의 효율은 식(16)로 표현을 할 수 있고, 무차원화 된 성능지수로 표현하기 위해서 전진비(Advance Ratio, J)를 사용하여 나타낸다. 이를 이용하여 비행실험에 사용한 18x13(in)의 프로펠러의 효율을 그래프로 나타내면 Fig. 5와 같다.

$$\begin{aligned} J &= \frac{V}{\Omega R} \\ \eta &= \frac{VT}{\Omega Q} = J \frac{RT}{Q} \end{aligned} \quad (16)$$

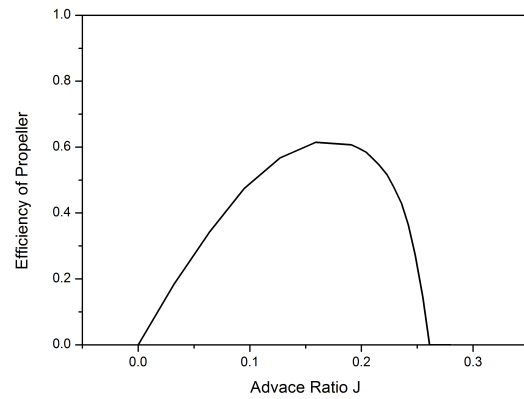


Fig. 5 Efficiency curve of Propeller

3. Performance Estimation Program and Verification

3.1 Performance Estimation Program

모터와 프로펠러의 성능 추정 프로그램은 Matlab Simulink를 이용하여 Fig. 6과 같이 작성하였고, 모터 성능 모듈과 프로펠러 성능 모듈로 구성되어 각 모듈에서 계산된 효율을 이용하여 계산한다.

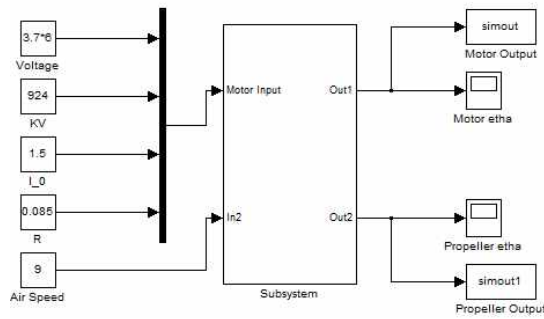


Fig. 6 Performance Estimation Program

모터의 입력 값들은 모터의 제조사에서 제공하는 기본적인 값들을 이용하게 되고, 프로펠러의 형상과 단면의 에어포일 모양은 측정을 통해 입력된다. 프로펠러 단면의 양향력 특성은 평균 작동 레이놀즈수에서 상용 에어포일 해석프로그램인 X-foil을 이용하여 사용하였다.

프로그램을 통해 출력되는 데이터로는 모터 성능 해석 모듈에 의해 모터의 토크, 모터축의 출력, 효율이며, 프로펠러성능 해석 모듈에 의해 프로펠러의 작동 토크, 추력, 생산 동력 및 효율이다. 출력 값 중에 효율에 관한 그래프가 Figs.3, 5를 통해 나타내었다. 또한, 감속기어와 ESC의 효율은 제조사의 제공 효율에 따라 결정하여 계산한다.

3.2 Aerodynamic Analysis and Flight Test Data

앞서 기술한 프로그램의 정확성을 확인하기 위해서 프로그램의 출력 값을 실제의 비행 시험 기록과 비교하였다. 한국항공대학교에서 수행한 날개길이가 3.6m인 무인항공기 Pulsar3600의 기체로 12시간 연속비행의 비행 시험 기록을 이용하여 비행 시의 전체 동력시스템의 효율을 계산하였다.

Pulsar 3600의 기체는 태양광 무인항공기로 상용 RC 항공기를 개조 하여 만든 기체로 국내 최초로 태양광 무인항공기의 4계절 모두 12시간 이상의 연속 비행 기록을 가지고 있다.[12]

무인 항공기의 비행 전 공력해석을 통하여 필요 동력을 계산하기 위해서 유해 항력 계수 (C_{De})와, 스펠효율 계수(e), 공기 밀도(ρ), 날개 면적(S), 기체의 중량(W)으로 표현한 필요 동력 식인 식(17)을 사용하고, Pulsar 3600 기체에 식을 적용하여 비행속도에 따른 그래프로 필요 동력을 나타내면 다음 Fig. 7과 같다.

$$P_{req} = \frac{1}{2} \rho V^3 C_{De} S + \frac{2W^2}{\pi e A R \rho S} \frac{1}{V} \quad (17)$$

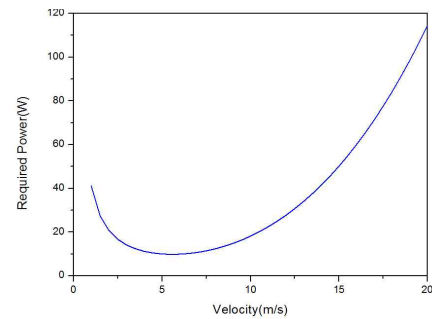


Fig. 7 Required Power of KAU's Solar UAV -Pulsar 3600

Pulsar 3600의 비행시험의 결과 Fig. 8과 같은 비행 시험 기록을 얻을 수 있었으며, 평균적으로 9m/s의 비행 속도로 약 45W의 전력을 소비하였다. 또한, 여러 차례 비행시험을 통해 프로펠러의 회전수는 3000RPM임을 알 수 있었다. 이를 Fig. 7의 필요 동력 그래프와 비교해 보면 Pulsar 3600의 기체가 9m/s로 비행할 때 약 18W정도의 동력을 필요로 하고, 45W의 비행 전력을 소모한 비행 시험으로부터 Pulsar 3600의 전체 동력 시스템 효율은 약 40%임을 알 수가 있다.

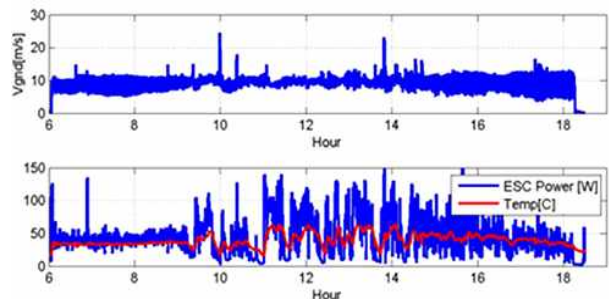


Fig. 8 Flight Data -Pulsar 3600

3.3 Verification of Program

프로펠러 회전수가 3000RPM인 것으로부터 4.4:1 기어비를 가지는 모터의 회전수는 13200 RPM이 된다. 이때 모터의 효율은 6Cell의 리튬이온 전지를 사용하여 비행하였으므로 Fig. 3으로부터 약 75%이고, ESC와 감속기어는 제조사의 제공 효율에 따라 95%로 설정 하였다.

비행조건으로부터 프로펠러의 전진비는 0.13이고, 이때의 프로펠러의 효율은 Fig. 5로부터 약 60%로 계산이 된다.

따라서 프로펠러와 감속기어, 모터, ESC의 각 효율에 따라, Pulsar 3600 기체에 사용된 동력시

시스템의 효율은 40.6%로 계산이 되었고 Table.1과 같이 정리된다. 이는 공력해석과 비행시험 기록으로부터 얻은 동력시스템의 효율은 40%와 유사한 값을 나타낸다.

Table 1. Comparison of Flight Test Data and Estimation Program

Efficiency	Flight Test	Program
ESC	-	95%
Motor		75%
Reduction Gear (4.4:1)		95%
Propeller (18x13in)		65%
Total		40%

그러나 이는 전체의 추진시스템의 효율을 비교한 것으로 각 요소들의 효율 비교는 수행하지 못하였다. 따라서 각 요소들의 효율에서 다소 차이점을 나타낼 것으로 판단된다.

3.4 Improve the Propulsion System

Table.1로부터 동력시스템의 효율은 약 40%임을 확인하였고, 모터와 프로펠러의 효율을 보다 향상시킬 수 있음을 확인하였다. 같은 모델의 모터를 사용할 때 모터의 회전수를 18000RPM으로 설정하면 약85%의 성능을 얻을 수 있다. 그러나 18000RPM으로 회전수를 설정하게 되면 무인항공기가 순항시보다 더 큰 동력을 요구하는 이륙이나 돌풍 등의 기상조건에 의해 위험해 질수 있다고 판단되어 15000RPM의 작동회전수로 설정하여 약 75%수준의 모터 성능으로 비행하게 하였다. 한편, 프로펠러는 Fig. 5로부터 비교적 가장 높은 효율이 나오는 영역에서 작동하였음을 알 수 있다. 그러나 설계가 잘된 프로펠러의 경우 85% 정도의 효율을 나타내는 것에 비해 비행시험에 사용된 프로펠러 자체의 효율이 낮음을 확인할 수 있다. Fig. 9에는 본 연구팀이 보유중인 몇 가지의 프로펠러의 성능을 계산하고, 비행시험에 사용된 프로펠러를 개선하여 새로운 프로펠러를 설계하여 각각의 성능을 제시하였다. 또한 보유중인 프로펠러의 최대성능은 약 73% 수준이나 새롭게 개량된 프로펠러의 성능은 82% 수준임을 알 수 있다. 그러나 최고 효율이 나오는 전진비인 0.222에서 프로펠러의 회전수는 1800RPM이다. 그러나 1800RPM에서의 추력은 무인 항공기의 최소 비행추력인 2N 보다 작은

1.25N으로 낮게 계산되며, 2N 이상의 추력을 낼 수 있도록 회전수를 1950RPM으로 수정하였고, 이때의 전진비는 0.205이며 효율은 80 %이다.

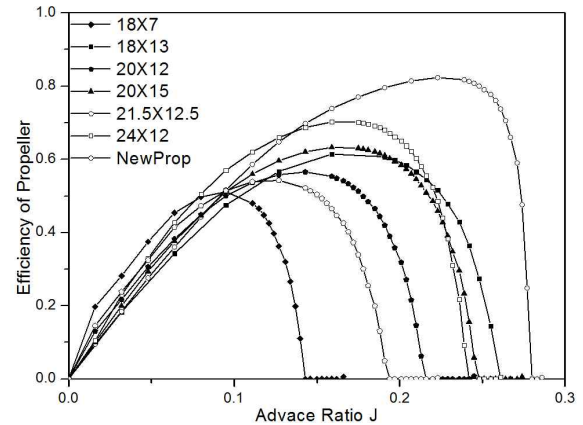


Fig. 9 Propeller's Efficiency Curve

모터의 작동 회전수(15000RPM)와 프로펠러의 작동 회전수(1950RPM)로부터 감속기어비는 7.7:1로 계산이 되었으며, 동력 시스템의 효율은 40.6%에서 약 57.8%로 개선됨을 알 수 있다.[Table. 2]

Table 2. Improved the Propulsion System

Efficiency	Flight Test System	Improved System
ESC	95%	95%
Motor	75%	80%
Reduction Gear	95% (4.4:1)	95% (7.7:1)
Propeller	65%	80%
Total	40.6%	57.8%

4. 결 론

본 연구에서는 전기 동력을 사용하는 무인항공기 동력시스템의 효율 추정을 위한 연구를 수행하였다. 이에 따라 모터의 등가회로를 이용하여 모터의 성능을 추정하였고, Hybrid Blade Element Theory를 이용하여 프로펠러의 성능을 추정하였다.

각 시스템의 효율에 따라 동력시스템 전체의 효율을 계산할 수 있었고, 비행시험의 결과로부터 성능 추정 프로그램의 정확도를 확인하였다.

또한, 효율 감소의 원인을 찾아 개선점을 확인하여 동력시스템의 효율을 높일 수 있게 되었으

며, 향후 연구에서는 장기 체공 무인 항공기 개발을 위하여 동력시스템 효율의 감소원인을 개선하고, 나아가 최적 동력시스템구상을 하고자 한다.

참고문헌

1) Obaid Rehman Alvi, "Development of Solar-Powered Aircraft for Multipurpose Application", 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2010, 10.2514/6.2010-3061

2) Craig L. Nickol and Mark D. Stone, A. R., and Shandor, M., "High Altitude Long Endurance UAV Analysis of Alternatives and Technology Requirements Development" NASA/TP-2007-214861

3) Romeo, G., G. Frulla, and E. Cestino. "Design of a High-Altitude Long-Endurance Solar-Powered Unmanned Air Vehicle for Multi-Payload and Operations." Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers 221.G2 2007, pp. 199~216.

4) Ahn, I.Y., Bae, J.S., and Park, S.H, "Study on Flight Test of Small Solar-Powered UAV", KSES, Proceeding of the KSES 2012 Spring Annual Conference, 2012.3, 313-318 (6 pages)

5) Gur, O., Rosen, A., "Optimizing Electric Propulsion Systems", AIAA, Journal of Aircraft, 2009, Vol.46: 1340-1353, 10.2514/1.41027

6) Gur, O., Rosen, A., "Optimizing Electric Propulsion Systems for UAV's." 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2008, 10.2514/6.2008-5916

7) Giorgio Rizzon, "Principles and applications of electrical engineering", McGraw-Hill, 2006

8) R. Krishnan, "Electric Motor Drives: Modeling, Analysis, and Control", Prentice-Hall, 2001

9) Adkins, C. N. and Liebeck, R. H., "Design of Optimum Propellers," Journal of Propulsion and Power, Vol. 10, No. 5, Sept.-Oct 1994.

10) Adkins, C. N. and Liebeck, R. H., "Design of Optimum Propellers," AIAA Paper 83-0190, AIAA 21st Aerospace Sciences

Meeting, 1983.

11) Sydney Goldstein, "On the Vortex Theory of Screw Propellers", Proc. R. Soc. Lond. A 1929 123, doi: 10.1098/rspa.1929.0078, published online 6 April 1929

12) Ahn, I.Y., Bae, J.S., and Park, S.H., "Study on 24 Hour-Continuous Flight of a Solar Powered UAV", KSAS, 2012 KSAS Spring Conference, 2012.4, pp.744-749