

## 저 레이놀즈수 유동조건에서의 프로펠러 공력설계 및 성능해석

윤승현<sup>1</sup> · 한철희<sup>1,†</sup>

<sup>1</sup>한국교통대학교 항공·기계설계학과

### Aerodynamic Design and Performance Analysis of a Propeller at Low Reynolds Number Flow Conditions

Senghyun Yun<sup>1</sup> and Cheolheui Han<sup>1,†</sup>

<sup>1</sup>Dept. of Aeronautical & Mechanical Design Engineering, Korea National University of Transportation

**Abstract** : 최근 무인기와 초소형비행체를 위한 프로펠러 연구수요가 증가하고 있다. 일반적인 프로펠러와 다른 점은 저 레이놀즈수 유동조건에서 구동된다는 점이다. 본 연구는 저 레이놀즈수 유동조건에서 비행하는 인간 동력 항공기를 위한 프로펠러 공력설계 및 성능해석에 관한 연구다. 저 레이놀즈수 유동조건에서 발생하는 공력천이현상을 고려한 3차원 공력특성 변화를 정확히 반영하지 못하는 상용 프로그램의 단점을 보완하여 프로펠러 공력설계 및 성능해석이 가능한 프로그램을 개발했다. 개발된 프로그램으로 인간 동력 항공기 설계요구조건에 충족하는 프로펠러 공력설계 및 성능해석을 수행하였다. 또한 프로펠러 회전수와 장착각도 변화에 따른 성능변화를 예측하여 비행당시 상황에 따라 비행 가능한 성능출력이 가능하도록 하였다.

**Key Words** : Low Reynolds Number Flow, Performance Analysis, Propeller, Human Powered Aircraft

## 1. 서 론

최근 초소형 비행체(Micro Air Vehicle, MAV) 및 인간 동력 항공기(Human Powered Aircraft, HPA) 등과 같이 낮은 속도로 비행하는 항공기 개발 연구가 활발히 진행되어 왔다. 이들 항공기의 추진시스템은 프로펠러를 사용하며[1,2] 항공기 비행특성으로 인하여 초소형 비행체의 경우 15만 이하[3], 인간 동력 항공기의 경우 대략 20만 이하의 저 레이놀즈수 유동 조건에서 작동한다. 일반적으로 임계레이놀즈 수 이하에서는 에어포일 표면을 따르는 유동은 층류이며 점성의 영향으로 항력은 증가한다. 반면에 임계레이놀즈 수 이상일 경우에는 난류유동이 되며 항력은 감소한다.

따라서, 공력천이현상을 고려한 공력해석 기법을 활용한 프로펠러 공력 및 성능해석 연구는 저 레이놀즈수에서 비행하는 초소형 비행체 및 인간 동력 항공기용 프로펠러 개발에 중요하다.

김정현 및 안준[4]은 고정익 초소형 비행체의 익형 설계를 위하여 XFOIL[5]과 상용 소프트웨어 Fluent 12.0[6]을 사용하여 S 5010 기본익형에 R-series익형을 조합한 익형의 공력특성 비교 연구를 수행했다. 이를 통하여 난류모델 및 인공 점성항에 의한 와류감쇠 효과로 Fluent 12.0의 해석결과가 항력 값을 과다 예측함을 보였다[4]. 이기학 등은[3] ARA-D 6%익형을 사용한 프로펠러의 시위길이 및 피치각 변화에 따른 공력특성의 변화를 XFOIL[5] 및 모멘텀 깃 요소이론(Combined Momentum and Blade Element Theory)을 사용하여 연구했다. 최근 박부민[2]은 Prop. Designer[7]를 사용하여 지름, 피치각, 축동력 등의 변화에 따른 인간 동력 항공기용 프로펠러의 추

Received: Feb 14, 2015 Revised: March,24 2015 Accepted: March 27,2015

† Corresponding Author

Tel: +82-43-841-5379, E-mail: chhan@ut.ac.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

력 및 추진효율을 계산했다. Prop. Designer는 2차원 익형 공력자료로 10개 내외의 정해진 익형에 대한 JAVA FOIL[8]의 경계층 해석결과를 사용하여, 제시된 익형이 아닌 새로운 익형을 설계하고자 할 경우 기존 에어포일 결과를 내삽하여 사용하므로 정확한 결과값이 아니다. 또한, JAVA FOIL은 층류 박리 기포 혹은 스톨과 같은 효과를 고려하지 않았다. 반면에, XFOIL[5]은 1980년대 MIT의 Mark Drela가 Daedalus인간동력 항공기 개발을 위하여 특히 저레이놀즈 수 에어포일 공력해석을 위하여 개발한 프로그램으로, 비점성해석은 vortex패널법을 사용하고 점성해석은 경계층 방정식을 사용하였으며, 법을 사용하여 천이현상을 고려한 방법이다. XFOIL은 약 10 만 보다 적은 레이놀즈 수에서는 점성해가 수렴을 하지 않는다는 단점을 가지고 있다[9]. 본 연구에서는 사용하지 않았으나 Rutkay[9]는 간단한 보정식[10]을 사용하여 레이놀즈 수가 5만까지 계산이 가능하도록 단점을 보완 하였다.

따라서 본 연구에서는 모멘텀 깃 요소이론(Combined Momentum and Blade Element Theory)을 기반으로, XFOIL을 사용하여 2차원 공력특성 Database를 구축하였다[11]. 이를 바탕으로 내삽법(interpolation)을 사용하여 3차원 효과를 고려한 단면 공력계수 값을 사용하여 프로펠러의 공력설계 및 성능 해석을 수행했다.

## 2. 프로펠러 설계 및 공력해석기법

### 2.1 설계요구조건 및 모멘텀 깃 요소이론

#### 설계요구조건

Table 1의 성공적인 비행기록을 가진 인간 동력 항공기의 성능을 나타낸 표를 참고로, Table 2에 인간 동력 항공기용 프로펠러 설계요구조건을 설정했다[7].

**Table 1** Human Powered Aircraft Performance Data

항목	Daedalus	Light Eagle	Monarch
비행속도[m/s]	6.7	7.44	9.2
요구추력[N]	27.3	26.5	44.8
추진효율[%]	90	90.4	91.2
인간 동력[W]	203	218	450
RPM[Rev./min.]	72	100	209

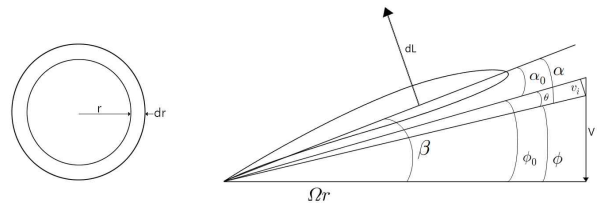
**Table 2** Design Requirements

항목	설계 요구조건
비행속도[m/s]	6 이상
요구추력[N]	30 이상
추진효율[%]	90 이상
인간 동력[W]	200~450
RPM[Rev./min.]	70~200

#### 모멘텀 깃 요소이론

모멘텀 깃 요소 이론은 2차원 깃 요소이론과 모멘텀 이론을 결합한 방법으로, 2차원 깃 요소 이론으로부터 추력 및 동력 값을 계산하며, 모멘텀 이론을 사용하여 주어진 추력 및 토크 값에 해당하는 스펠길이 방향으로 유도되는 유도속도를 계산하는 방법이다[12].

Fig. 1에 나타낸바와 같이 비행속도( $V$ ),유도속도( $v$ )의 추력방향 성분( $v_i \cos \phi_0$ )을 사용하면 공기 유입각  $\phi_0 = \tan^{-1} \frac{V+v}{\Omega r}$ 이 계산가능하다. 이를 사용하여 요소 추력과 토크를 다음과 같이 계산할 수 있다.



**Fig. 1** Definition of Angles for a Propeller Blade Element

$$\begin{aligned}
 dT &= B(dL \cos \phi_0 - dD \sin \phi_0) \\
 &= \frac{B}{2} \rho V_0^2 c_{dr} (c_l \cos \phi_0 - c_d \sin \phi_0) \\
 &= B \rho \left( \frac{2\pi^2 n^2 r^2}{\cos^2 \phi} \cos^2 \theta \right) c_{dr} (c_l \cos \phi_0 - c_d \sin \phi_0) \quad \text{Eq.1}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 &= B(dL \sin \phi + dD \cos \phi_0)r \\
 &= B\rho \frac{2\pi^2 n^2 r^3}{\cos^2 \phi} \cos^2 \theta \left( c_{dr}(c_l \sin \phi_0 + c_{d'} \cos \phi_0) \right) \quad \text{Eq.2}
 \end{aligned}$$

추력계수, 토크계수 및 동력계수와 프로펠러 효율의 정의는 다음과 같다.

$$C = \frac{T}{\rho n^2 D^4}, \quad C_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5}, \quad C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad \text{Eq.3}$$

$$\eta = \frac{TV}{P} = J \frac{C_T}{C_P} \quad \text{Eq.4}$$

여기서  $J$ 는 전진비를 나타내며,  $V/nD$ 로 정의 된다.  $V$ 는 비행속도  $n$ 은 프로펠러 회전수,  $D$ 는 프로펠러 지름이다.

프로펠러의 날개 끝에서 발생하는 와류로 인한 손실을 계산하기 위해 다음과 같은 Prandtl Tip Loss Theory[13]에 근거한 보정계수를 사용한다.

$$f_{tip} = \frac{B}{2} \frac{R-r}{r \sin \phi_0} \quad \text{Eq.5}$$

$$f_{hub} = \frac{B}{2} \frac{r-R_{hub}}{r \sin \phi_0} \quad \text{Eq.6}$$

여기서  $f_{tip}$ 과  $f_{hub}$ 는 날개 익단 및 허브 부분에서의 와류로 인한 손실계수로서 두 계수를 곱하여 전체 손실계수를 계산하고, 최종적인 추력과 토크를 계산한다.

$$f_{total} = f_{tip} \times f_{hub} \quad \text{Eq.10}$$

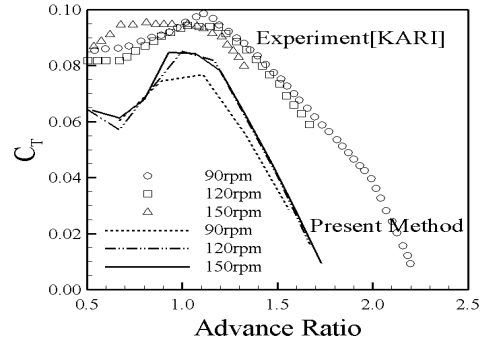
$$dT = 4\pi r \rho V_\infty^2 (1+a) a F dr \quad \text{Eq.11}$$

$$dQ = 4\pi r^3 \rho V_\infty \Omega (1+a) a' F dr \quad \text{Eq.12}$$

$$a = \left[ \frac{4F \sin^2 \phi_0}{\sigma (C_L \sin \phi_0 - C_D \cos \phi_0)} - 1 \right]^{-1} \quad \text{Eq.13}$$

$$a' = \left[ \frac{4F \sin \phi_0 \cos \phi_0}{\sigma (C_L \sin \phi_0 - C_D \cos \phi_0)} + 1 \right]^{-1} \quad \text{Eq.14}$$

## 2.2 해석방법 검증



**Fig. 2** Thrust Coefficient Comparison for a Experiment and Present Method

Figure 2는 항공우주연구원(KARI)에서 설계 및 제작한 프로펠러의 풍동실험 결과 값과 [14] 본 연구방법을 이용하여 계산한 결과 값을 비교한 그림이다. 실험에 사용된 풍동은 개방형 풍동이며, 프로펠러 날개의 구조 진동[14] 등의 문제로 본 연구방법을 해석한 결과와 직접적 비교는 어렵다. 그러나 본 연구방법을 사용한 결과와 실험결과가 전체적으로 유사한 경향을 보여줌을 알 수 있다.

## 3. 결과 및 분석

### 3.1 프로펠러 공력설계

#### 지름 변화

일반적으로 프로펠러는 지름이 커질수록 높은 효율을 가진다. 동체의 높이에 의한 제한, 추력 발생에 따른 프로펠러 구조변형 등의 문제로 크기 선정에 제한을 받는다. Fig. 3은 주어진 비행속도에서 서로 다른 반경을 가진 프로펠러들이 200W로 고정된 프로펠러 동력 값을 내는데 필요한 회전수를 계산한 결과이다. 계산에 사용된 프로펠러 형상은 인간 동력 항공기 Daedalus에 사용된 프로펠러형상을 기준으로 코드길이는 일정하게 유지시키며 반경방향으로의 블레이드

길이만을 scale-up시켜 얻었다. Daedalus의 설계 비행속도에서 추력과 효율 값은 프로펠러 지름 변화와 무관하였다. 그러나 설계 비행속도 보다 저속에서는 지름이 큰 프로펠러가 고속에서는 지름이 작은 프로펠러가 효율이 약 6% ~ 7%차이로 더 높게 나타났다. 또한 200W의 프로펠러 동력을 내는데 필요한 회전수는 전체 속도구간에서 큰 차이를 보였다. Fig. 3에서 볼 수 있듯이 지름이 클수록 요구되는 회전수는 더 낮게 나타났다. 따라서 지름이 클수록 저동력 프로펠러 설계에 적합하다.

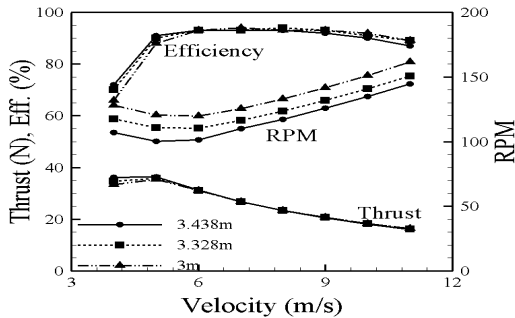


Fig. 3 Relationship Performance for Propeller Performance vs Velocity

비틀림 각 변화

Figure 4는 기존에 개발된 두 가지 종류의 인간 동력 항공기용 프로펠러의 비틀림 각 분포를 나타낸 그림이다. Light Eagle 프로펠러가 반경방향으로 Daedalus보다 더 작은 비틀림 각 변화를 가짐을 알 수 있다. 비틀림 각 분포 변화에 따른 추진성능의 변화를 고려하기 위해 비행 속도 7m/s에서 프로펠러 동력 200W의 출력을 발생시키는데 필요한 프로펠러의 회전수, 발생추력 및 효율 값을 계산하여 Table 3에 나타냈다. 계산결과 Light Eagle용 프로펠러의 비틀림 각 분포가 저동력 프로펠러에 더 적합함을 알 수 있다.

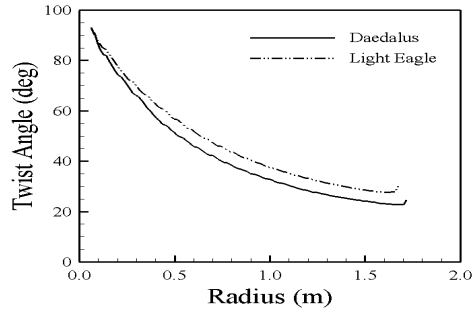


Fig. 4 Twist Angle Distributions for a Daedalus vs Light Eagle

Table 3 Performance Comparison by Daedalus vs Light Eagle

항 목	Daedalus	Light Eagle
회전수 [rev./min.]	109.9	100.6
추력 [N]	26.68	26.74
효율 [%]	93	94

3.2 프로펠러 성능해석

Figure 5는 항공기가 비행하기에 필요한 요구동력과 프로펠러의 이용동력을 프로펠러 회전수 변화에 따라 나타낸 그림이다. 그림에서 프로펠러 회전수 증가에 따라 최대 잉여동력 발생 비행속도가 점차 증가하고 있음을 알 수 있다.

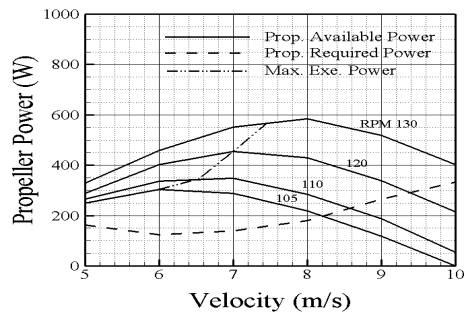


Fig. 5 Excess Power Map

4. 결 론

XFOIL과 모멘텀 깃 요소이론을 사용하여 저 레이놀즈수 유동조건에서 구동되는 인간 동력 항공기용 프로펠러의 공력설계 및 성능해석 연구를 수행했다.

- 실험결과와 비교하여 본 연구방법의 타당성을 검증

했다.

- 프로펠러의 지름이 커질수록 저속에서 효율이 높고, 전체적으로 요구 회전수가 감소함을 보였다. 또한 프로펠러의 비틀림 각 변화가 작을수록 효율이 높고, 요구 회전수가 감소하는 것을 알 수 있었다.
- 설계 비행속도보다 큰 속도에서는 더 큰 동력을 요구하지만, 잉여동력 Map을 통하여 최대 잉여동력을 낼 수 있는 회전수를 예측했다.

### 참 고 문 헌

[1] 조이상, 이세욱, 조진수 “초소형 무인기 추진용 프로펠러의 전산해석 및 풍동시험,” 한국항공우주연구원, 한국항공우주학회지, 제 38권 10호, 2010, pp.955-965

[2] 박부민 “인간 동력 항공기용 프로펠러 성능해석,” 한국항공우주연구원, 항공우주기술 제12권 2호, 2013.11, pp.193-201

[3] 이기학, 김규홍, 이경태, 안준 “저 레이놀즈수 영역의 초소형비행체 프로펠러 설계 및 해석”, 한국항공우주학회, 한국항공우주학회지 제 30권 5호, 2002, pp.1-8

[4] 김정현, 안준 “고정익 초소형 비행체를 위한 익형 설계 및 비행체 공력특성 전산해석 연구,” 한국항공우주학회, 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, 2011, pp.107-112

[5] <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>

[6] ANSYS Fluent 12.0

[7] <http://www.propdesigner.co.uk/>

[8] E. E. Larabee “Practical Design of Minimum Induced Loss Propellers”, SAE Technical Paper 790585, 1979

[9] B. D. Rutkay, A Process for the Design and Manufacture of Propellers for Small Unmanned Aerial Vehicles, MS Thesis, Aerospace Engineering, Carleton University, Ottawa, Ontario, 2014, pp.46-48.

[10] Borst, Henry V. & Associates, "USAAMRDL-TR-77-45A Aerodynamic Design and Analysis of Propellers for Mini-Remotely Piloted Air Vehicles, Volume 1 - Open Propellers," U.S. Army Aviation Research and Development Command, St.

Louis, MO, January 1978.

[11]<http://www.mh-aerotoools.de/>

[12]C. E. Lan, J. Roskam, Airplane Aerodynamics and Performance, The University of Kansas Lawrence, Kansas

[13]M. K. Rwigema “Propeller Blade Element Momentum Theory with Vortex Wake Deflection,” 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, September 2010, Nice, France

[14] 이윤신 외 25명, “초경량 인간 동력 항공기 성능 향상 연구,” 항공우주연구원 보고서, 2014-006, 2014

### 저 자 소개



**윤 승 현**

2014년 한국교통대 항공기계설계학과 재학.



**한 철 희**

1993년 한양대 기계공학과 졸업. 1998년 동 대학원 석사. 2003년 동 대학 박사. 20012년~현재 한국교통대학교 항공기계설계학과 부교수. 관심분야는 응용공기역학, 항공기설계, 생체모사공학.