

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.10.955

초소형 무인기 추진용 프로펠러의 전산해석 및 풍동시험

조이상*, 이세욱**, 조진수***

Numerical Analyses and Wind Tunnel Tests of a Propeller
for the MAV Propulsion

Leesang Cho*, Seawook Lee** and Jinsoo Cho***

ABSTRACT

The MH-75 propeller for the MAV propulsion is designed using a free vortex design method which considers design parameters such as the hub-tip ratio, the twist angle distribution, the maximum camber location and the chord length of the propeller blade. Aerodynamic characteristics of the MH-75 propeller are predicted by changing the flight speed using the frequency domain panel method. And, the thrust characteristics of the MH-75 propeller are measured using the balance system of the subsonic wind tunnel for the validation of numerical results.

The performance characteristics of the MH-75 propeller satisfied with design requirements. Numerical results of the MH-75, which are predicted by the frequency domain panel method, are more agree with experimental results compare with XFOIL.

초 록

초소형 무인기 추진용 MH-75 프로펠러는 자유와 설계기법을 이용하여 설계변수인 허브팁 비, 비틀림각 분포, 최대 캠버의 위치와 크기 그리고 시위 길이를 변화시키며 설계 요구조건을 만족하도록 공력설계 되었다. MH-75 프로펠러는 주파수영역 패널법을 이용하여 설계요구조건을 만족시키고, 다양한 초소형 무인기에 적용이 가능하도록 정지추력 특성과 비행속도 및 회전수 변화에 따른 성능 특성을 예측하였다. 그리고 MH-75 프로펠러의 공력해석 결과를 검증하기 위해 프로펠러의 추력특성에 대한 풍동시험을 수행하였다.

MH-75 프로펠러의 추력 성능은 설계요구조건을 만족하였으며, 저레이놀즈 수 영향을 고려하기 위한 2차원 익형 해석용 XFOIL 프로그램에 비해 3차원 효과를 고려하는 주파수영역 패널법을 이용하는 것이 비교적 풍동시험 결과와의 오차가 적음을 확인하였다.

Key Words : MAV Propeller(초소형 무인기 프로펠러), Aerodynamic Design(공력설계), Frequency Domain Panel Method(주파수영역 패널법), Wind Tunnel Testing(풍동시험)

1. 서 론

최근에는 사람이 직접 육안으로 탐색이 힘든 지역에서 경찰, 교통 및 환경 감시에 활용이 가능한 초소형 비행체(Micro Air Vehicle, MAV)의 개발이 증대되고 있다[1]. 초소형 비행체는 무인

† 2010년 3월 19일 접수 ~ 2010년 8월 27일 심사완료

* 정희원, 한양대학교 기계공학부

** 정희원, 한양대학교 일반대학원 기계공학과

*** 정희원, 한양대학교 기계공학부

교신저자, E-mail : jscho@hanyang.ac.kr

서울특별시 성동구 행당동 17

항공기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)에 비해 협소한 지역이나 도심 시가지를 저공 무인 정찰, 방사능 오염도 측정, 도심지 교통량 파악 및 대기오염 측정 등의 다양한 목적으로 사용이 가능한 차세대 민수용 및 군수용 장비로 각광을 받고 있다[2].

초소형 비행체는 다양한 목적으로 전세계적으로 많은 대학 및 연구소 등에서 연구가 진행되고 있지만, 프로펠러는 주로 Union 사의 U-80 프로펠러와 같은 RC용 프로펠러를 사용하거나, 초소형 비행체의 추력, 동력, 및 효율 등의 요구 조건에 따라 RC용 프로펠러를 변형하여 사용하고 있다[3].

초소형 비행체용 프로펠러는 공력해석 및 풍동시험을 통해 추력, 동력, 및 효율 등의 설계요구조건을 만족하는지에 대해 설계결과를 검증해야한다. 그러나, 대부분의 초소형 비행체용 프로펠러는 형상설계를 위한 연구가 주로 진행되고 있으며, 설계된 프로펠러의 공력해석 및 풍동시험은 미비한 실정이다. Won 등[4]은 블레이드 요소이론(blade element theory)과 PABLO[5] 프로그램을 이용하여 초소형 비행체용 프로펠러를 설계하였고, Thomson 등[6]은 Javaprop[7] 프로그램을 이용하여 초소형 비행체용 프로펠러를 설계하였다. 국내에서 이기학 등[8, 9]은 XFOIL[10] 프로그램과 최적화 알고리즘(minimum energy loss method)을 이용하여 MAV용 프로펠러를 설계하였다. 김종현 등[3]과 이영빈 등[11]은 RC용 프로펠러인 U-80 프로펠러의 형상을 변화시키며, 풍동시험 및 비행시험을 수행하여 성능특성을 분석하였다.

본 연구에서는 건국대학교의 초소형 비행체 “BATWING” 개발 팀에서 제시한 설계요구조건에 따라 자유와 설계기법을 이용하여 초소형 비행체 추진용 MH-75 프로펠러를 설계하였다. 또한, MH-75 프로펠러의 설계요구조건을 만족시키고, 다양한 초소형 비행체에 적용하기 위해 주파수 영역 패널법[12, 13]을 이용하여 정지추력 특성과 비행속도 및 회전수 변화에 따른 작동 영역을 예측하였다. 그리고 MH-75 프로펠러의 공력해석 결과를 검증하기 위해 프로펠러의 추력특성에 대한 풍동시험을 수행하였다.

II. 연구내용 및 방법

2.1 MH-75 프로펠러 설계

초소형 무인기 추진용 프로펠러의 설계를 위해서는 초소형 비행체의 비행속도, 프로펠러의

회전수, 요구추력 및 추진 효율 등의 설계요구조건이 설정되어야 한다.

Table 1은 건국대학교의 “BATWING MAV” 팀에서 제시한 설계요구조건을 나타낸 것이다.

Fig. 1은 초소형 무인기 추진용 프로펠러의 설계절차를 나타낸 것이다. 초소형 비행체용 프로펠러의 설계는 Table 1의 설계요구조건에 따라 프로펠러의 허브팁 비(hub-tip ratio), 비틀림각(twist angle) 분포, 최대 캠버(maximum camber)의 위치와 크기, 그리고 시위 길이(chord length) 등이 고려되었다.

Table 1. Design requirements of a MH-75 propeller

Design parameter	Design requirement
Flight speed(V_{∞})	14m/s
Rotational speed(N)	13,000rpm
Thrust (T)	20g 이상
Propeller efficiency(η)	80% 이상

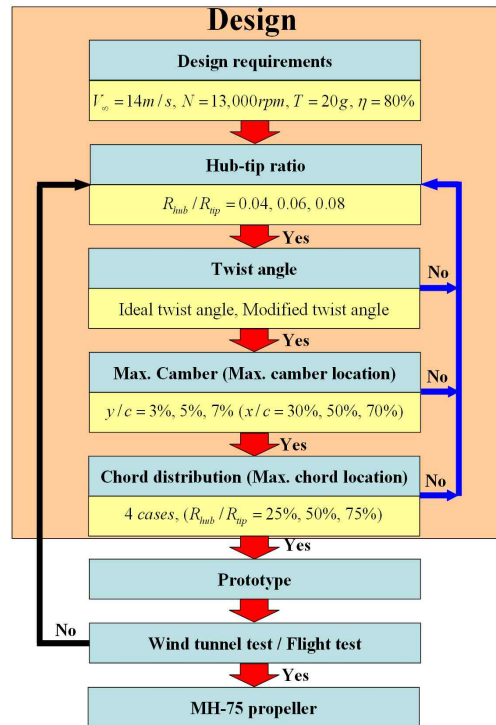


Fig. 1. Design procedure of the MH-75 propeller

MH-75 프로펠러 블레이드는 반경방향의 속도 분포의 설정이 용이하며, 블레이드의 설계와 익 렬 배치가 간편한 자유와 설계기법(free vortex design method)[14]으로 설계되었다. 자유와 설계기법은 반경과 절대 속도의 원주방향 성분의 곱이 항상 일정하다는 가정으로, 퍼텐셜 유동에 서의 자유와 유동(free vortex flow)과 같은 형태 를 나타내며 식 (1)과 같이 표현된다.

$$rV_{\theta} = k = const. \quad (1)$$

초소형 무인기 추진용 MH-75 프로펠러는 블 레이드 반경 방향으로 캠버각을 고정하는 수정된 자유와 형식을 통해 3차원 유동을 고려하여 형상 설계되었다. 그리고 MH-75 프로펠러 블레이드의 최대 캠버의 위치와 크기 그리고 시위길이 분포 등은 설계요구조건에 따라 최적의 추력 특성과 효율 특성을 고려하여 결정하였다.

2.2 MH-75 프로펠러 공력해석

MH-75 프로펠러의 공력 해석은 선형 압축성 이론에 근거한 주파수 영역 패널법을 이용하며, Williams[12]와 Cho 등[13]이 개발한 비정상 양 력면 패널법을 기본으로 한다.

주파수 영역 패널법은 선형 해석기법으로 후 류의 롤업(roll-up)과 같은 비선형 현상은 모델링 하지 않으며, 나선식 고정 후류법이 사용된다. 이 선형 기법은 프로펠러가 얇고, 실속이 발생하지 않는 작은 범위의 받음각(angle of attack)에 대 해 적용되고 교란되는 유동의 속도가 블레이드 팁의 회전속도에 비해 충분히 작다는 가정이 포 함된다. 그리고 블레이드는 평균 캠버면과 두께 분포로 나타낼 수 있으나, 선형 근사에서 두께는 하중에 영향을 주지 않으므로 무시하게 된다.

주파수 영역 패널법은 프로펠러 블레이드 면 을 통과하는 유동이 없을 때의 하중 분포(블레이 드면 윗면과 아랫면의 압력차)를 구하는 데 목적이 있다. 프로펠러 블레이드의 하중분포를 계산 하는 과정을 단순화하기 위해 실제 캠버면에서의 경계조건을 이웃하는 헬리컬면(helical surface)에 서의 경계 조건으로 변환시킨다. 블레이드의 하 중분포는 캠버면 보다는 헬리컬면 위에 적용되는 데, 이러한 변환은 헬리컬면 위의 고정된 반지름 상에 있는 모든 점들의 궤적이 동일해진다.

(1) 좌표계

초소형 프로펠러의 공력해석에는 Fig. 2와 같 이 관성 좌표계(inertial frame)와 회전 좌표계(rotor frame)를 사용한다.

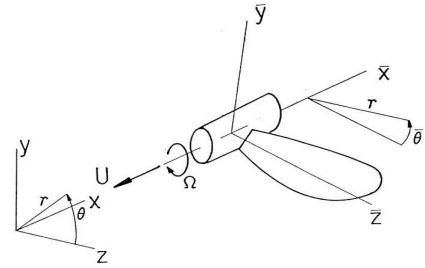


Fig. 2. Single-rotating propeller coordinate systems [13]

관성좌표계는 직교좌표계 (x, y, z) 와 원통좌표계 (x, r, θ) 가 사용되며 다음과 같이 표현된다.

$$y = r \sin \theta, \quad z = r \cos \theta \quad (2)$$

회전좌표계는 직교좌표계 $(\bar{x}, \bar{y}, \bar{z})$ 와 원통좌표 계 $(\bar{x}, \bar{r}, \bar{\theta})$ 가 사용되며 다음과 같이 나타낼 수 있 다.

$$\bar{x} = x + Ut, \quad \bar{\theta} = \theta + \Omega t \quad \bar{y} = r \sin \bar{\theta}, \quad \bar{z} = r \cos \bar{\theta} \quad (3)$$

(2) 헬리컬면

프로펠러 블레이드의 임의의 고정점은 헬리컬 궤적(helical trajectory)을 따라 다음과 같이 표현 된다.

$$x - \frac{U}{\Omega} \theta = \bar{x} - \frac{U}{\Omega} \bar{\theta} \quad (4)$$

Fig. 3에서와 같이, 블레이드 코드면에 위치하 고 있는 생성곡선을 $\bar{x}_g(r), \bar{\theta}_g(r)$ 로 정의하면, 이 곡선은 식 (5)와 같이 헬리컬면을 생성시킨다.

$$x = \frac{U}{\Omega} (\theta + \sigma) \quad \sigma(r) \equiv \frac{\Omega}{U} \bar{x}_g - \bar{\theta}_g \quad (5)$$

생성된 헬리컬면은 시간에 대해 독립적이고, 전진비(advance ratio, J)와 $\sigma(r)$ 을 결정하는 생 성 곡선의 선택에 의해 달라진다.

Fig. 4는 블레이드 패널 분포 및 제어점 위치 를 나타낸 것으로, 각 패널에서의 제어점은 수렴 성 검증 결과, $\epsilon = 0.85$ 일 때 최적을 나타내었다.

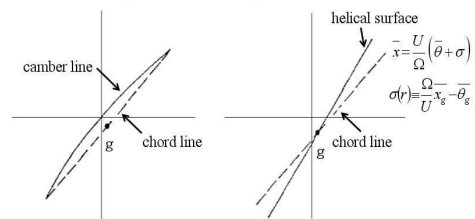


Fig. 3. Helical surface construction[13]

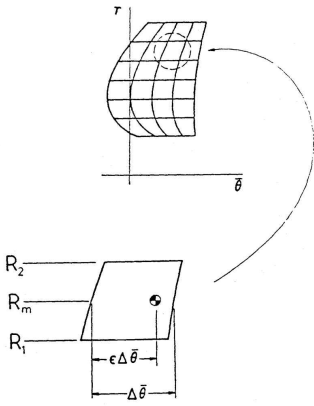


Fig. 4. Blade paneling and control point placement[13]

(3) 양력면 적분방정식과 표면 경계조건

MH-75 프로펠러의 공력해석을 위한 양력면 적분방정식(lifting surface integral equation)은 주어진 수직속도에 대한 하중 분포를 구하기 위해 다음과 같이 표현된다.

$$W(\bar{r}, \bar{\theta}) = \int_{r_h}^1 \int_{\theta_{LE}}^{\theta_{TE}} P(r_0, \theta_0) \frac{\partial}{\partial \theta} K(\bar{\theta} - \bar{\theta}_0, \bar{r}, r_0) \bar{r}_0 d\theta_0 dr_0 \quad (6)$$

$$W = 4\pi \left(\frac{\bar{L} \cdot \bar{u}}{U} \right) e^{i\omega\bar{\theta}}, P = S^2 \left(\frac{\Delta p}{\rho_0 U^2} \right) e^{i\omega\bar{\theta}_0} \quad (7)$$

여기서 W 는 수직속도에, P 는 블레이드 위아래의 압력차에 비례하는 양이며, K 는 주어진 커널 함수이다.

프로펠러 블레이드의 하중 분포에 의해 유도되는 블레이드 면에서 유체의 수직 속도성분은 블레이드 면의 수직속도 성분과 같아야 한다. 따라서 블레이드 면의 각 점들에서 경계조건은 다음과 같다.

$$\vec{n} \cdot \vec{u} = v_n \quad (8)$$

여기서 \vec{u} 를 관성 좌표계에서의 유체속도, \vec{n} 를 블레이드 면에 수직인 단위벡터, 그리고 v_n 를 관성 좌표계에서의 블레이드 면의 수직속도라 한다.

선형 모델에서 블레이드 하중과 경계조건은 식 (9)와 같이 헬리컬면으로 변환된다.

$$\vec{L} \cdot \vec{u} = |\vec{L}|v_n \quad (9)$$

헬리컬면에 수직인 벡터 \vec{L} 은 위치만의 함수로 다음과 같이 표현된다.

$$\vec{L} = \nabla \left(x - \frac{U}{\Omega}(\theta + \sigma) \right) = \vec{i} - \frac{U}{\Omega r} (\vec{i}_\theta - \alpha \vec{i}_r) \quad (10)$$

$$\alpha = r \frac{d\sigma}{dr} \quad (11)$$

여기서 $(\vec{i}, \vec{i}_\theta, \vec{i}_r)$ 는 (x, θ, r) 방향의 단위벡터이다.

정상상태에서의 수직속도 v_n 은 다음과 같다.

$$v_n = -U n_x - \Omega(\bar{z} n_y - \bar{y} n_z) \quad (12)$$

여기서 n_x, n_y, n_z 는 블레이드 좌표계에서 \vec{n} 의 각 성분이다.

(4) 양력면 이산화

MH-75 프로펠러의 공력해석을 위한 양력면 적분방정식은 블레이드를 압력차(ΔP)가 일정한 유한개의 요소로 나누어 해석할 수 있다. 수직속도 W 는 각 요소의 한 점에서 지정되고, 적분방정식은 블레이드 각 요소의 하중에 대한 연립 대수방정식으로 다음과 같이 변환된다.

$$W_i = \sum_{j=1}^{NP} C_{ij} P_j \quad (13)$$

$$C_{ij} = - \int \int \frac{\partial K(\bar{\theta}_i - \bar{\theta}_0, r_i, r_0)}{\partial \theta_0} \bar{r}_0 dr_0 d\theta_0 \quad (14)$$

여기서 $W_i = W$ (i 번째 제어점에서 수직 속도), $P_i = P$ (j 번째 패널에서 하중), 그리고 C_{ij} 는 하중 점 j 와 제어점 i 사이의 공력 영향계수이다.

(5) 성능 예측

MH-75 프로펠러의 정지상태($V_\infty = 0m/s$) 및 전진 비행속도($V_\infty \neq 0m/s$)가 있는 상태에서의 성능변수는 다음과 같이 정의된다.

전진비, $J = \frac{\pi V_\infty}{\Omega R}$

추력 계수, $C_T = \frac{\pi^2 T}{4\rho\Omega^2 R^4} \quad (15)$

동력 계수, $C_P = \frac{\pi^3 T}{4\rho\Omega^3 R^5}$

프로펠러 효율, $\eta = J \frac{C_T}{C_P}$

여기서 ρ 는 밀도, T 는 추력 그리고 P 는 동력을 나타낸다.

Fig. 5는 MH-75 프로펠러의 유도속도(induced

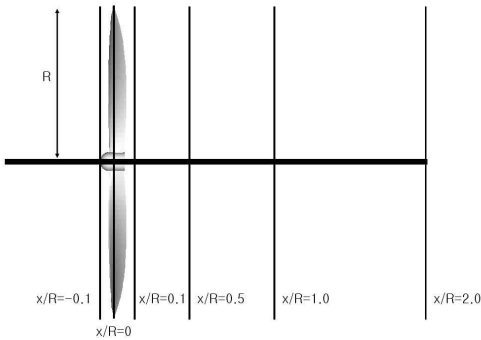


Fig. 5. Prediction positions of induced velocity of the MH-75 propeller

velocity)를 예측하기 위한 프로펠러의 앞·뒤 그리고 후방 유동 단면의 위치를 나타낸 것이다. MH-75 프로펠러의 1/4 시위 지점을 기준으로 프로펠러 앞($x/R = -0.1$)과 뒤($x/R = 0.1$), 그리고 프로펠러 후방의 유동 단면을 설정하였다.

프로펠러의 유도속도 예측을 통해 프로펠러를 지나는 유동의 교란, 허브 부분에서 유도속도의 감소 및 팁 부분에서의 팁 와류(tip vortex) 영향을 분석할 수 있다.

2.3 MH-75 프로펠러 풍동시험

MH-75 프로펠러의 추력성능을 측정하기 위한 풍동시험 장치는 Fig. 6과 같이 개방형 소형 아음속 풍동의 측정부(300×300×600mm)에 설치되었다.

MH-75 프로펠러의 추력특성을 측정하기 위한 밸런스 시스템의 로드셀은 최대 1kg까지 측정할 수 있고, 0.1g의 하중까지 측정이 가능하도록 증폭기를 사용하였다. 풍동 밸런스 시스템은 3분력 로드셀이 장착되었고, 정격하중 보정실험 결과 프로펠러 추력을 측정하는 수평방향 하중(F_x) 오차는 1.43%를 나타내었다.

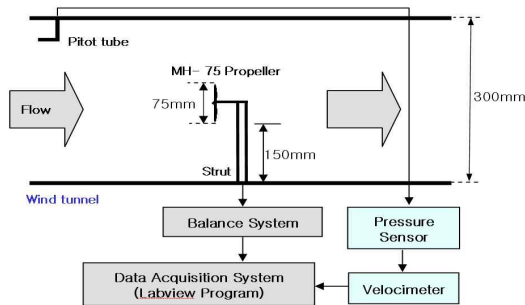


Fig. 6. Wind tunnel test setup

MH-75 프로펠러는 건국대학교 초소형 비행체에 사용된 Maxon사의 RE10 모터로 작동되며, 비행속도가 0m/s인 정지추력 특성과 전진 비행속도가 변하는 경우의 추력성능이 측정되었다.

MH-75 프로펠러의 정지 추력특성은 풍동에 의한 유입속도 없이 프로펠러의 회전수가 7,000 ~ 13,000rpm까지 변하는 경우에 대해 측정되었다. 그리고 MH-75 프로펠러의 비행 속도에 따른 추력특성을 측정하기 위해 회전수를 13,000rpm으로 고정시키고, 비행속도를 4 ~ 14m/s로 변화시키며 추력을 측정하였다.

III. 결과 및 고찰

3.1 MH-75 프로펠러 설계결과

초소형 무인기 추진용 프로펠러는 주어진 설계요구조건을 만족하도록 프로펠러의 허브팁 비, 비틀림 각 분포, 최대 캠버의 위치와 크기, 그리고 시위 길이 등의 설계변수들을 고려하였다.

(1) 허브팁 비

초소형 무인기 추진용 프로펠러 블레이드의 허브비 변화에 따른 추력과 효율 특성을 Fig. 7에 나타내었다.

프로펠러 블레이드의 허브비가 0.04, 0.06 및 0.08인 경우, 프로펠러의 허브비 변화에 따른 효율과 추력 특성은 거의 비슷한 성능특성으로 모두 설계요구조건을 만족하였다. 따라서, MH-75 프로펠러는 허브비가 0.04와 0.08인 경우에 비해 추력 및 효율 특성이 다소 높은 0.06의 허브비로 설계되었다.

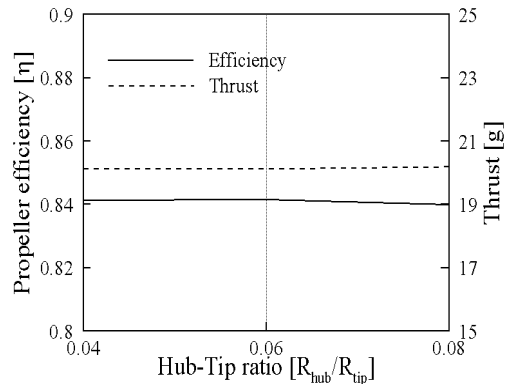


Fig. 7. Performance curves for the variation of the hub-tip ratio

(2) 비틀림 각 분포

초소형 무인기 추진용 프로펠러의 설계요구조건을 고려한 반경방향의 유동각과 비틀림 각 분포를 Fig. 8에 나타내었다.

자유와 설계기법에 따른 이론적인 비틀림 각 분포는 반경방향으로 일정한 받음각을 유지하도록 블레이드 허브에서의 피치각은 증가하고 팁 부분의 피치각은 감소하게 된다. MH-75 프로펠러의 비틀림 각 분포는 공력해석을 통해, 자유와 설계기법에 의한 이론적인 비틀림 각 분포에 비해 허브 부분에서 다소 낮은 피치각을 갖도록 설계되었다.

Fig. 9는 MH-75 프로펠러의 공력해석 결과를 나타낸 것으로 자유와 설계기법에 따른 이론적인 비틀림 각 분포는 허브 부분에서 블레이드 단면 추력계수가 음(-)의 값을 나타내므로 프로펠러의 유동손실 발생으로 전체적인 추력 및 효율을 감소시키게 된다. 따라서 프로펠러 허브 부분에서의 피치각을 줄임으로써 받음각을 작게하여 실속이 발생하지 않도록 MH-75 프로펠러의 비틀림 각을 결정하였다.

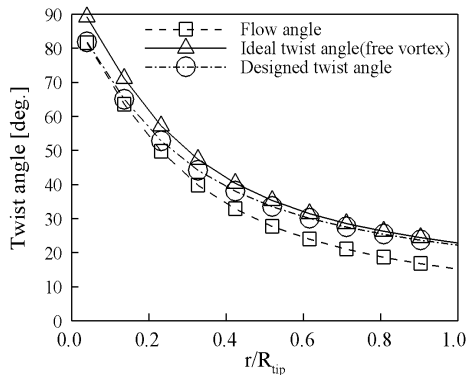


Fig. 8. Twist angle distributions of the MH-75 propeller

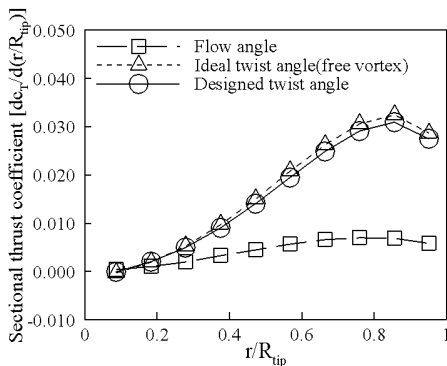


Fig. 9. Sectional c_T distributions for the variation of twist angle distributions

(3) 최대 캠버와 위치

MH-75 프로펠러의 에어포일 형상은 NACA-4 series로 결정하고, 최대 캠버의 크기와 위치에 따른 추력 및 효율 특성을 예측하였다.

Fig. 10은 프로펠러 단면의 에어포일 형상에 대해 최대 캠버를 코드 길이의 3%, 5% 및 7%로, 최대 캠버의 위치를 앞전(leading edge)로부터 코드길이의 30%, 50% 및 70%로 변화시키며 성능 특성을 비교한 것이다. 전산해석 결과, 프로펠러 단면 에어포일의 최대 캠버가 작을수록 프로펠러 추진효율은 증가하였지만, 추력 성능이 낮게 예측되는 경향을 나타내었다. 따라서, 프로펠러 설계요구조건인 80% 이상의 효율과 20g 이상의 추력을 얻을수 있는 NACA 5500으로 MH-75 프로펠러의 에어포일 단면 형상을 결정하였다.

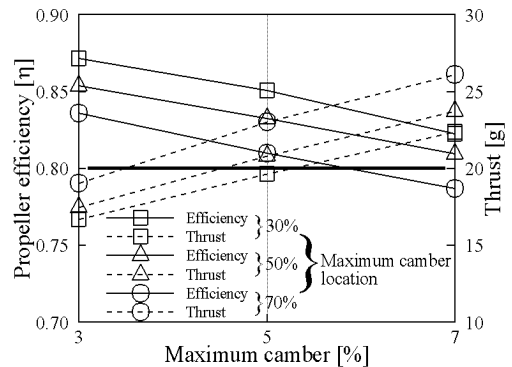


Fig. 10. Performance curves for the variation of maximum camber and its position

(4) 시위 길이 분포

프로펠러 블레이드의 중요한 설계변수 중 하나인 시위 길이의 반경방향(스팬 방향) 분포와 크기에 따른 추력 및 효율 특성을 Fig. 11과 Fig. 12에 나타내었다.

Fig. 11은 프로펠러 블레이드의 최대 시위 길이의 위치가 반경 방향의 25%, 50% 및 75%인 경우의 프로펠러 추력 및 효율 특성을 나타낸 것이다. 그림에서 살펴보면, 프로펠러 블레이드의 최대 시위길이가 반경방향 스패의 75%에 위치하는 경우 설계요구조건인 20g 이상의 추력과 80% 이상의 효율을 나타내는 것으로 예측되었다. 그러나, 프로펠러 블레이드의 최대 시위 길이의 위치가 반경방향의 25%와 50%에 위치하는 경우에는 설계요구조건을 만족시키지 못하므로, MH-75 프로펠러의 최대 코드길이의 위치는 반경방향 스패의 75%에 위치하도록 결정하였다.

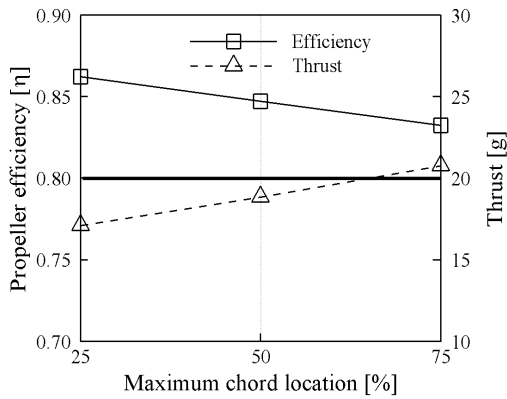


Fig. 11. Maximum chord location of the propeller

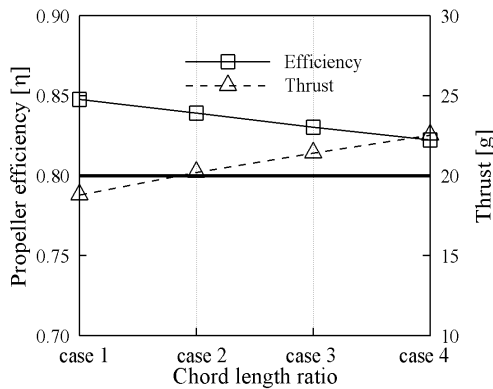


Fig. 12. Maximum chord length ratio of the propeller

Fig. 12는 프로펠러 블레이드의 최대 시위의 길이를 네 가지의 경우(case 1: 6.88mm, case 2: 7.74mm, case 3: 8.6mm, case 4: 9.46mm)로 변화시키며 추력 및 효율특성을 비교한 것이다.

전산해석 결과를 살펴보면, 전체적으로 프로펠러의 최대 시위 길이가 증가할수록 추력성능은 증가하지만 효율은 감소하는 특성을 나타내었다. 이것은 프로펠러 블레이드의 최대 시위 길이가 증가할수록 추력 증가와 동시에 블레이드 형상손실이 증가하기 때문이다.

MH-75 프로펠러는 설계요구조건인 20g 이상의 추력과 80%이상의 추진 효율을 만족시키며, 가장 높은 추진 효율을 얻을 수 있는 case 2 (7.74mm)를 최대 시위 길이로 결정하였다.

(5) MH-75 프로펠러의 설계 형상

건국대학교 초소형 비행체 "BATWING" 개발 팀에서 제시한 설계요구조건과 다양한 설계변수

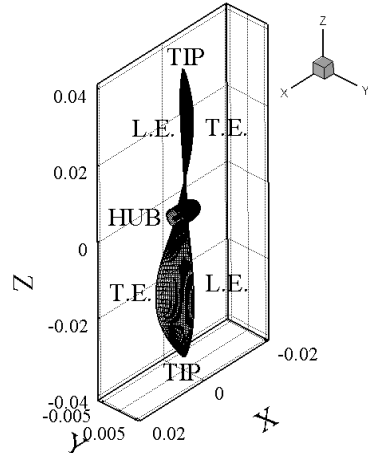


Fig. 13. Geometry of the MH-75 propeller

Table 2. Specifications of the MH-75 propeller

Parameter	MH-75 propeller
Tip diameter	75mm
Hub diameter	4.5mm
Airfoil shape	NACA 5510
Chord length at 0.75 span	7.4 mm
Blade angle at 0.75 span	26.7 deg.
Number of blades	2
Rotational speed	13,000 rpm

들을 고려하여 설계된 MH-75 프로펠러의 형상을 Fig. 13에 나타내었다.

Table 2는 MH-75 프로펠러의 제원을 나타낸 것으로, 프로펠러 블레이드 팁 직경은 75mm, 허브 직경은 4.5mm로 허브팁비는 0.06이다.

3.2 MH-75 프로펠러 공력해석 결과

주파수 영역 패널법을 이용하여 예측된 MH-75 프로펠러의 전진비에 따른 추력계수, 동력계수 그리고 추진 효율을 Fig. 14에 나타내었다.

건국대학교의 초소형 비행체인 "BATWING"의 설계요구조건으로 제시된 14m/s의 비행속도는 회전수 13,000rpm에서 전진비 $J=0.86$ 으로, MH-75 프로펠러는 20g 이상의 추력성능과 약 83% 정도의 높은 추진 효율을 나타내었다.

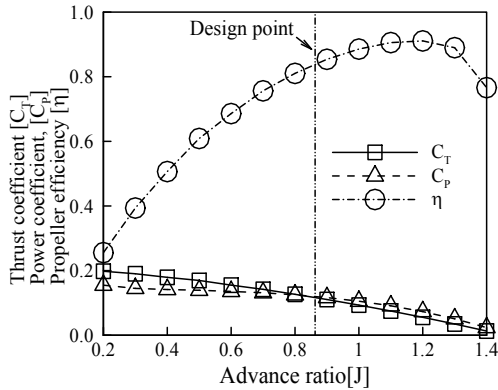


Fig. 14. Characteristic Curves of the MH-75 Propeller

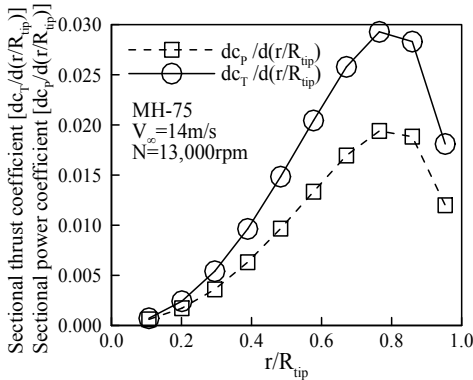


Fig. 15. Sectional thrust coefficient and power coefficient distributions

MH-75 프로펠러는 전진비가 증가할수록 추력과 소모동력이 감소하여, 전진비 1.2에서 약 91%의 최대 효율 특성을 나타내었다.

Fig. 15는 MH-75 프로펠러의 설계점에서 블레이드 스패방향의 단면 추력 계수와 단면 동력 계수를 나타낸 것이다. MH-75 프로펠러의 허브 부분에서 팁 부분으로 갈수록 추력계수와 동력계수가 증가하는 특성을 나타내었으며, $r/R_{tip} = 0.75$ 인 위치에서 최대 추력계수는 0.02252, 최대 동력계수는 0.0194를 나타내었다.

Fig. 16은 MH-75 프로펠러 블레이드의 스패방향 압력분포를 나타낸 것이다. 프로펠러의 압력 분포는 프로펠러에서 발생하는 추력과 직접적 관계를 나타내며, 블레이드 윗면(upper surface)과 아랫면(lower surface) 사이에서 음(-)의 압력차이가 크게 발생할수록 추력이 크게 발생하게 된다.

MH-75 프로펠러 블레이드의 허브 부분에서 팁 부분으로 갈수록 블레이드의 전연(leading edge) 부분에서 음(-)의 압력차가 크게 발생하는

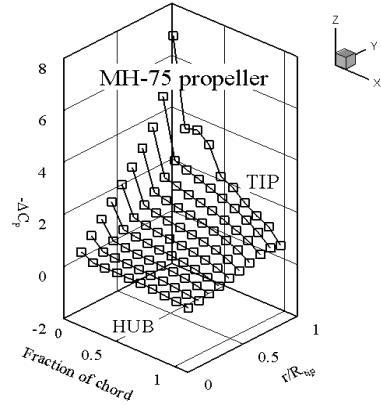


Fig. 16. Pressure coefficient distributions of the MH-75 Propeller

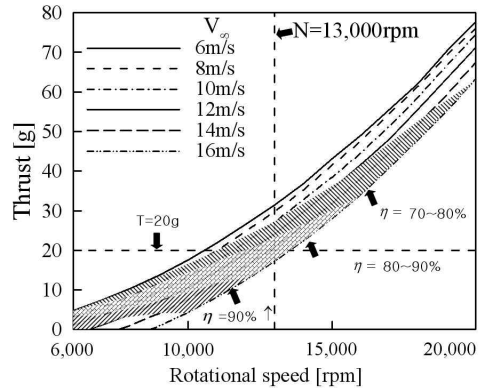


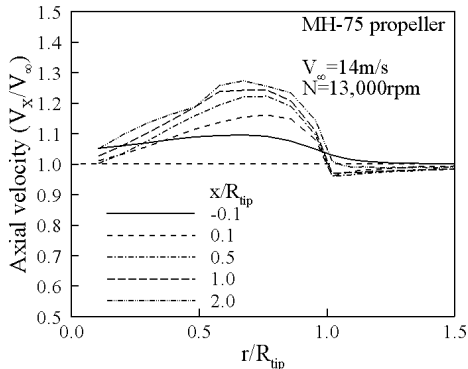
Fig. 17. Performance Map of the MH-75 Propeller

경향을 나타내었다. 전체적으로 블레이드의 압력 분포는 Fig. 15에서 나타낸 바와 같이, 추력을 발생시키는 음(-)의 압력차이는 $r/R_{tip} = 0.75$ 인 위치에서 최대로 발생하였다.

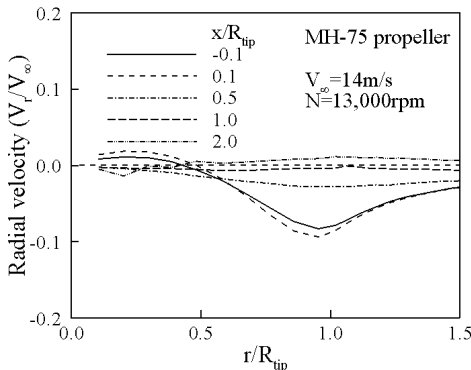
Fig. 17은 MH-75 프로펠러의 비행속도와 회전수의 변화에 따른 프로펠러의 성능 도표를 나타낸 것이다. 이것은 MH-75 프로펠러에 대해 각각의 비행 조건에서 요구되는 추력을 얻고자 할때 프로펠러의 회전수를 결정하는데 활용된다.

MH-75 프로펠러는 설계요구조건(비행속도 14 m/s, 회전수 13,000rpm일때 추력 20g 이상, 프로펠러 효율 80% 이상)을 만족하고 있다는 것을 알 수 있다. 그림에 나타낸 바와 같이, MH-75 프로펠러가 설계점 및 탈 설계점 영역 전반에 걸쳐 높은 추력 및 효율 특성을 나타내므로 초소형 비행체의 추진 성능 향상 및 체공시간의 증가 등의 공력 성능을 개선하는데 기여할 수 있다.

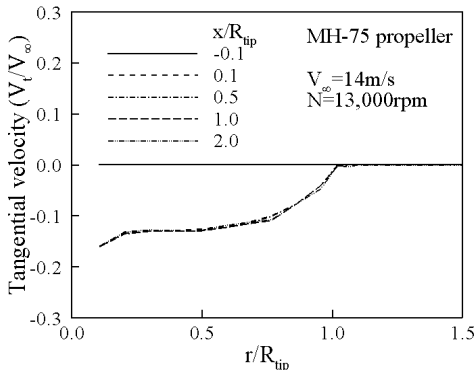
Fig. 18은 주파수영역 패널법에 의해 예측된 MH-75 프로펠러의 전방 및 후방 영역의 유도속도 분포를 나타낸 것이다. 이것은 MH-75 프로펠러의 1/4 시위길이(공력 중심)를 기준으로 프로펠러의 바로 앞($x/R=-0.1$)과 뒤($x/R=0.1$), 그리고 프로펠러를 통과하여 지나간 후방($x/R=1.5$)까지의 유도속도를 축방향, 반경방향, 그리고 원주방향 속도 성분으로 분석한 결과이다.



(a) Axial velocity distributions



(b) Radial velocity distributions



(c) Tangential velocity distributions

Fig. 18. Circumferentially Averaged Velocities of the MH-75 Propeller

Fig. 18(a)는 MH-75 프로펠러의 회전으로 인해 유도되는 축방향 속도성분을 나타낸 것이다. 프로펠러의 앞부분에서는 압력강하로 인해 블레이드 허브에서 팁 부분까지 축방향 유도속도가 증가함을 나타내었다. 프로펠러를 지나면서 축방향 유도속도는 블레이드 반경의 3/4 지점에서 최대로 증가하였고, 블레이드 팁 부분에서는 팁 와류의 영향으로 축방향 속도 성분이 다소 감소하는 경향을 나타내었다.

MH-75 프로펠러는 블레이드 팁 부분의 시위 길이를 매우 작게 설계하였기 때문에, 일반적인 형태의 프로펠러에 비해 팁 와류의 영향이 적게 발생하게 된 것이다.

Fig. 18(b)는 MH-75 프로펠러의 전방 및 후방 영역의 유도속도에 대한 반경방향 속도성분을 나타낸 것이다. 그림에서 보듯이, 프로펠러의 회전으로 인해 전방에서 유입되는 유동과 프로펠러 바로 뒤의 출구 유동은 허브 방향으로 다소 가속되는 결과를 나타내었다.

Fig. 18(c)는 MH-75 프로펠러의 회전으로 인해 유도되는 원주방향 속도성분을 나타낸 것이다.

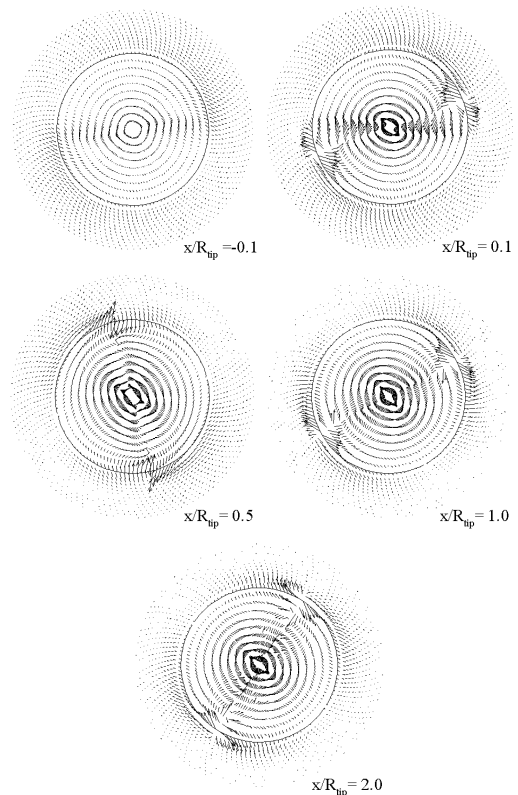


Fig. 19. Crossflow Velocity Vectors of the MH-75 Propeller

그림에서 살펴보면, 프로펠러 전방으로 유입되는 유동은 원주방향 속도성분의 발생없이 비교적 균일하게 유입되지만, 프로펠러 블레이드의 회전으로 바로 뒤의 출구 유동에서 후방 유동장은 모두 원주방향 속도성분이 크게 발생하고 있음을 알 수 있다.

Fig. 19는 MH-75 프로펠러의 바로 앞과 뒤, 그리고 프로펠러를 통과하여 지나간 후방까지의 단면에 대한 유도속도의 원주방향속도 성분과 반경방향 속도 성분을 속도벡터로 나타낸 것이다.

프로펠러의 바로 앞 부분에서는 유도속도의 원주방향과 반경방향 속도성분이 거의 발생하지 않는다. 그러나 프로펠러의 회전으로 인해 발생된 원주방향 및 반경방향 속도성분과 프로펠러의 블레이드 팁 부분에서 압력차에 의해 발생된 팁 와류는 바로 소멸되지 않고, 프로펠러 반경의 2 배 이상까지 영향을 미치고 있음을 알 수 있다. 따라서 프로펠러 후류는 초소형 비행체의 동체와 날개에 영향을 미치게 되므로, 비행체 설계시 프로펠러의 영향을 고려해야 할 것이다.

3.3 MH-75 프로펠러 풍동시험 결과

MH-75 프로펠러의 전산해석 결과를 검증하기 위해 추력특성에 대한 풍동시험을 수행하였다.

Fig. 20은 MH-75 프로펠러의 회전수를 변화시키면서 비행속도가 없는 정지상태($V_\infty = 0 \text{ m/s}$)에서의 추력특성을 나타낸 것이다. 그림에서 살펴보면, MH-75 프로펠러의 정지 추력특성에 대한 주파수영역 패널법의 예측결과는 풍동시험 결과에 비해 약 20% 정도, XFOIL 프로그램을 이용한 예측결과는 풍동시험 결과에 비해 약 40% 정도 낮게 예측되었다.

주파수영역 패널법이 선형 압축성 이론에 근거하고 있기 때문에, 비선형 특성이 지배적인 영향을 미치는 정지 추력을 예측하는 경우에는 다소 오차가 있음을 나타내고 있다. 그러나, 저레이놀즈 수 영향을 고려하기 위한 2차원 익형 해석용 XFOIL 프로그램 보다는 프로펠러의 3차원 효과를 고려하는 것이 정지추력 예측에도 더욱 중요하다라는 것을 확인하였다.

Fig. 21은 MH-75 프로펠러의 회전수가 13,000 rpm인 경우, 비행속도를 4~14m/s까지 변화시키면서 추력 특성을 예측한 것이다.

MH-75 프로펠러의 추력특성을 예측하기 위해 사용된 주파수영역 패널법의 예측결과가 XFOIL 프로그램을 이용한 경우에 비해, 전체적으로 풍동시험결과와의 차이를 적게 나타내었다.

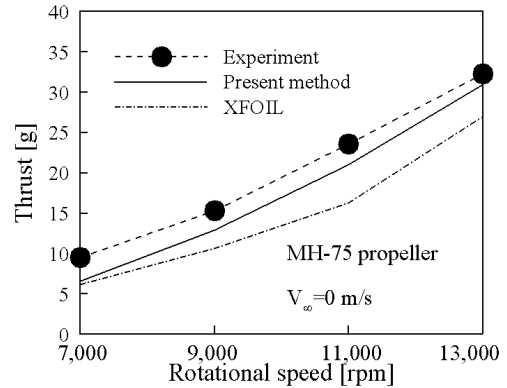


Fig. 20. Static thrust characteristics of the MH-75 propeller for the rotational speed

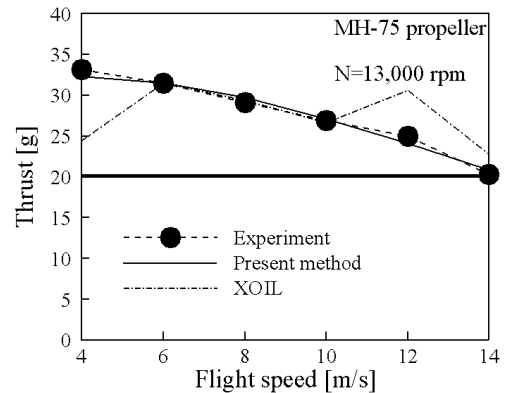


Fig. 21. Thrust characteristics of the MH-75 propeller for the various of the advance ratio

MH-75 프로펠러의 추력성능에 대한 주파수영역 패널법의 전산해석 결과는 풍동시험 결과와 약 2% 미만의 오차로, 비교적 일치하는 결과를 나타내었다.

IV. 결 론

초소형 비행체 추진용 MH-75 프로펠러의 공력설계, 공력해석 및 풍동실험을 수행하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) MH-75 프로펠러 설계시 허브비의 변화는 프로펠러의 추력과 효율 특성에 비교적 적은 영향을 나타내었다.
- 2) MH-75 프로펠러의 자유와 설계기법에 따른 이론적인 비틀림 각 분포는 허브 부분에서 블레

이드 단면 추력계수가 음(-)의 값을 나타내는 유동손실이 발생하게 되어, 프로펠러 허브 부분에서의 피치각을 줄임으로써 받음각을 작게하여 실속이 발생하지 않도록 비틀림 각을 결정하였다.

3) MH-75 프로펠러는 단면 에어포일의 최대 캠버가 작을수록, 최대 캠버의 위치가 블레이드 전연보다 후연에 위치할수록 프로펠러 추진효율은 증가하였지만, 추력 성능이 낮게 예측되는 경향을 나타내었다.

4) MH-75 프로펠러의 최대 시위 길이가 증가할수록 전체적으로 프로펠러의 추력성능은 증가하지만 효율은 감소하는 특성을 나타내었다. 이것은 프로펠러 블레이드의 최대 시위 길이가 증가할수록 추력의 증가와 동시에 블레이드 형상손실이 증가하기 때문이다.

5) MH-75 프로펠러의 공력해석 결과, 프로펠러 추력을 발생시키는 음(-)의 압력차가 허브 부분에서 팁 부분으로 갈수록 블레이드의 전연에서 더욱 크게 발생하는 경향을 나타내었다. 프로펠러 블레이드의 단면 추력은 블레이드 시위길이가 가장 큰 위치에서 발생하였다.

6) MH-75 프로펠러의 풍동시험결과와 전산해석 결과의 비교를 통해, 3차원 효과를 고려하는 주파수영역 패널법이 저레이놀즈 수 영향을 고려하기 위한 2차원 익형 해석용 XFOIL 프로그램 보다는 정치 추력 및 전진 비행시의 추력을 비교적 정확히 예측함을 확인하였다.

후 기

이 논문은 2009년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2009-009072).

참고문헌

1) Muller, T. J. and DeLaurier, J. D., "An Overview of Micro Air Vehicle Aerodynamics", *Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications*, Edited by Muller, T. J., *Progress In Astronautics and Aeronautics*, Vol. 195, 2001, AIAA, Inc.

2) 최원, "저레이놀즈수 영역의 초소형 비행체용 프로펠러 공기역학적 특성에 관한 실험적 연구", 세종대학교 항공우주공학과 석사학위 논문, 2002.

3) 김종현, 황희철, 정대근, 윤광준, "초소형 비행체 개발을 위한 프로펠러의 실험적 연구", 제8회 항공기 개발기술 심포지엄 국방과학연구소, 2002.

4) Won, H. T., Nam, T. W., Lim, D. W., and Collins, K. B., "Georgia Institute of Technology Micro Air Vehicle Design Team Report for the 2004 MAV Competition", *8th International Micro Air Vehicle Competition conference*, 2004.

5) <http://www.nada.kth.se/~chris/pablo/pablo.html>

6) Thompson, P., Ward, G., Kelman, B., and Null, W., "Design Report : Development of Surveillance, Endurance, and Ornithoptic Micro Air Vehicles", *8th International Micro Air Vehicle Competition conference*, 2004.

7) <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javapr.op.html>

8) 이기학, 김규홍, 이경태, 안준, "저레이놀즈수 영역의 초소형 비행체 프로펠러 설계 및 해석", *한국항공우주학회지*, 제30권, 제5호, 2002, pp. 1-8.

9) Lee, K. H., Jeon, Y. H., Bae, E. S., and Lee, D. H., "Implementation of the Numerical Optimization for the Micro-Air Vehicle Propeller", *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference(AIAA 2004-4428)*, 2004.

10) Drela, M., "XFOIL: An Analysis and Design for Low Reynolds Number Airfoil", *Low Reynolds Number Aerodynamics*, Springer-Verlag, New York, 1989, pp. 1-12.

11) 이영빈, 김종암, 노오현, "SNU 초소형 비행체의 개발과 개선", *한국군사과학기술학회 중합학술대회*, 2004.

12) Williams, M. H., "An Unsteady Lifting Surface Theory for Single Rotation Propellers", *Purdue University Report*, 1985.

13) Cho, J., and Williams, M. H., "Counter Rotating Propeller Analysis Using Frequency Domain Panel Method", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 6, No. 4, 1990, pp. 426-434.

14) Horlock, J. H., *Axial Flow Compressors*, Robert E. Publishing Com, 1958.