

# 무인 표적기의 성능 향상을 위한 프로펠러 설계

이상명\* · 성형건\*\* · 노태성\*\*\*

## Propeller Design of Unmanned Target Drone for the Performance Improvement

Sangmyeong Lee\* · Hyunggun Sung\*\* · Taeseong Roh\*\*\*

### ABSTRACT

A propeller as a propulsion system has been redesigned to improve performance of a target drone. The vortex theory has been applied for the propeller design method. Design variables have been the chord length along the direction of blade radius, the change of blade radius, and the geometric angle of the blade. The existing propeller has been redesigned and modified considering engine RPM change to get the improved thrust at both low and high speeds.

### 초 록

무인표적기의 성능 향상을 위해 추진시스템인 프로펠러를 재설계하였다. Vortex 이론을 이용한 설계 및 해석 프로그램을 사용하였으며, 설계 변수는 반경 방향에 따른 코드 길이, 블레이드의 반경 변화, 그리고 비틀림각 등이다. 저속과 고속일 때 모두 향상된 추력을 내도록 엔진 회전수 변경을 포함하여 프로펠러를 재설계 하였다.

Key Words: Unmanned Target Drone(무인 표적기), Propeller(프로펠러), Vortex Theory(Vortex 이론), Gear-Reduction(기어 감속), RPM(엔진 회전수), Chord Length(코드길이), Pitch Angle(비틀림각)

### 1. 서 론

† 2004년 12월 14일 접수 ~ 2005년 1월 23일 심사완료

\* 학생회원, 인하대학교 항공우주공학과

\*\* 학생회원, 인하대학교 항공공학과

\*\*\* 정회원, 인하대학교 항공공학과

연락처, E-mail: tsroh@inha.ac.kr

항공기 설계 및 제작 시 중요한 부분이 추진 시스템이다. 무인 표적기는 왕복엔진에 프로펠러를 장착하여 추진력을 얻는 추진 시스템을 사용한다. 이는 무인 표적기가 소형기라는 특수성

과 효율성을 고려하였기 때문이다.

프로펠러에는 크게 정속 가변 피치 프로펠러와 고정 피치 프로펠러가 있다. 정속 가변 피치 프로펠러는 회전 속도에 따라 비틀림각을 제어하여 프로펠러의 성능을 제어할 수 있는 장점을 가지고 있지만 구조가 복잡하고 제작이 어렵기 때문에 소형기에서는 크게 주목받지 못하고 있다. 그러나 고정 피치 프로펠러는 구조가 단순하고 제작이 용이하다는 장점으로 인해 소형기의 추진 시스템에 많이 사용된다.[1]

본 논문에서는 프로펠러 최적 설계/해석 프로그램을 이용하여 기존 고정 피치 프로펠러의 재설계를 통해 추력 향상을 연구 목표로 두었고, 저속과 고속 모두에서 성능 개선을 위하여 엔진 회전수를 변경하였다.

프로펠러 성능 향상에 영향을 미치는 요소들은 블레이드의 반경, 코드 길이의 분포, 단면 익형의 비틀림각, 블레이드 익형 등이 있다. 본 논문에서는 저속 및 고속 영역에서의 추력 향상을 위해 엔진 회전수의 변화에 따른 블레이드 반경의 길이, 코드길이의 분포, 단면 익형의 비틀림각을 프로펠러의 재설계 요소로 선정하였으며 이에 따른 프로펠러의 설계 및 성능해석에는 Vortex 이론[2]을 사용하였다. 프로그램은 C언어를 사용하였고, 프로펠러의 형상은 CATIA를 사용하여 설계하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 프로펠러 설계 과정

#### 2.1.1 프로펠러 설계를 위한 지배 방정식

Vortex 이론은 깃 요소 이론에 반경 방향의 길이 변화에 따른 유도 흐름 속도 성분을 고려하여 계산하는 방법이고, Adkins & Liebeck 기법[3]은 깃 요소 이론에 모멘텀 손실계수를 고려하여 계산하는 방법이다. 프로펠러의 성능 해석에서는 Vortex 이론과 Adkins & Liebeck 기법 모두 프로펠러의 성능 실험 결과값과 거의 일치하지만, Vortex 이론은 프로펠러의 설계와

성능 해석을 동시에 할 수 있고, Adkins & Liebeck 기법보다 간단하면서도, 반경 방향의 길이 변화에 따른 유도 흐름의 속도가 쉽게 계산되므로 설계 프로그램 제작이 용이하다는 장점을 가지고 있다.

Figure 1은 블레이드 단면에서 유도 흐름으로 인한 Vortex 이론에 중요한 인자의 관계를 나타낸 것으로 이를 통해 프로펠러 블레이드 단면 익형이 가지는 추력과 토크를 알 수 있으며 프로펠러 설계 및 성능 해석을 할 수 있다[2].

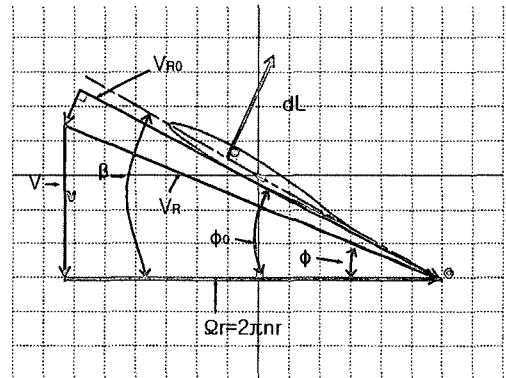


Fig. 1 Induced flow factors past a blade element

유도각( $\theta$ )은 고행비( $\sigma_R$ ), 비틀림각( $\beta$ ), 피치각( $\phi$ )과 단면 익형의 양력계수 기울기( $a_0$ )를 고려하여 계산되며,

$$\theta = \frac{\beta - \phi}{1 + \frac{8x \sin \phi}{\sigma_R a_0}} \quad (1)$$

가 된다.

블레이드 개수( $B$ )와 반경 길이( $r$ )에 따른 블레이드 코드 길이( $b$ )로 블레이드 면적을 구하고, 이를 회전 면적( $A$ )으로 나눈 것을 의미하는 고행비( $\sigma_R$ )는

$$\sigma_R = \frac{Bbr}{A} = \frac{Bb}{\pi R} \quad (2)$$

이다. 그리고 프로펠러 회전에 의한 각속도와 비행속도 성분이 만드는 피치각( $\phi$ )은

$$\phi = \arctan\left(\frac{V}{2\pi nr}\right) \quad (3)$$

이다. 이를 통해 프로펠러 설계점의 반경 방향에 따른 유도각( $\theta$ )을 계산할 수 있다.

위의 관계에 따라 단면익형이 받는 속도성분 ( $V_{R0}$ )은

$$V_{R0} = \frac{\Omega_R \cos \theta}{\cos \phi} = \frac{2\pi nr \cos \theta}{\cos \phi} \quad (4)$$

가 되고,  $V_{R0}$ 을 고려한 단면 익형의 양력 변화율과 항력 변화율은

$$dL = \frac{1}{2} \rho V_{R0}^2 c_l b dr \quad (5)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho V_{R0}^2 c_d b dr \quad (6)$$

이 된다. 또한 이 변화율들을 고려한 추력변화율과 필요 요구 토크변화율은

$$dT = dL \cos \phi_0 + dD_0 \sin \phi_0 \quad (7)$$

$$dQ = r dL \sin \phi_0 + r dD_0 \cos \phi_0 \quad (8)$$

가 된다. 이를 반경방향에 따라 적분을 하면 프로펠러 블레이드의 추력과 요구 토크를 구할 수 있으며, 이를 통하여 설계점을 만족할 수 있는 프로펠러를 설계 할 수 있다.

프로펠러 성능을 표현하기 위해 추력과 토크를 무차원화하면 추력 계수 ( $C_T$ )와 동력 계수 ( $C_P$ )는

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (9)$$

$$C_P = \frac{2\pi Q}{\rho n^2 D^5} \quad (10)$$

이 된다. 전진비( $J$ )는

$$J = \frac{V}{nD} \quad (11)$$

로, 속도에 비례하지만 회전수에 반비례한다. 그리고 프로펠러의 효율( $\eta$ )은 추력 계수, 동력 계수 그리고 전진비의 간단한 관계로

$$\eta = \frac{C_T}{C_P} \cdot J \quad (12)$$

로 표현되어진다.

### 2.1.2 프로펠러 설계 프로그램의 검증

김형진 등[4]에서 설계한 프로펠러 형상 데이터를 토대로 본 연구의 프로펠러 설계 및 성능 해석 프로그램을 검증하였다. 반경방향에 따른 단면 익형 두께는 10%로 일정하다고 가정하였다. 프로펠러의 성능은 Adkins & Liebeck[3] 기법으로 계산된 결과와 본 연구의 프로펠러 설계 및 성능 해석 프로그램으로 계산된 결과를 비교하였다.

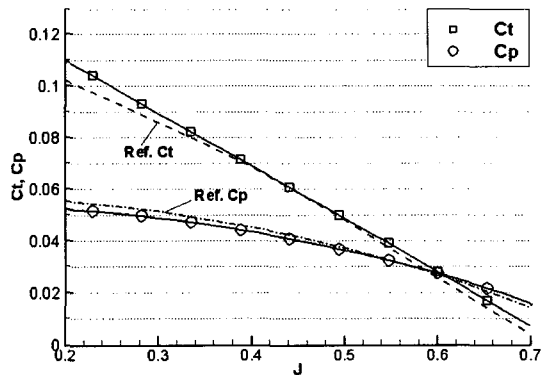


Fig. 2 Comparison of  $C_t$ ,  $C_p$  according to advance ratio

Figure 2는 Adkins & Liebeck 기법으로 구한 Ref.  $C_t$ ,  $C_p$  와 Vortex 이론으로 재해석 한  $C_t$ ,  $C_p$ 의 비교 그래프이다. 추력 계수와 동력 계수는 유사한 경향성을 나타내었다. 검증한 프로펠러의 설계점 전진비가 0.388일 때의 추력 계수는 약 2.0%의 오차가 발생했고, 동력 계수는 약 6.1%의 오차가 발생하였다. 이는 본 프로그램에 입력한 코드길이와 비틀림각의 오차, 양력 · 항

력 계수의 오차, 그리고 단면익형의 두께비 가정의 오차에 의해 발생하였다. 프로펠러의 성능은 해석 기법에 따라 설계점에서의 추력이 약 5% 정도 차이를 보인다고 하였기 때문에[4], 비교되는 프로펠러 성능 결과와 본 프로펠러 설계 및 성능 해석 프로그램의 결과가 유사한 경향성을 가지고 있으므로 본 연구에 의한 프로펠러 설계 및 성능 해석 프로그램은 적합하다고 할 수 있다.

### 2.1.3 무인표적기의 엔진 성능

무인 표적기에 사용된 엔진은 아주 430 엔진이며, 2행정 2기통의 엔진이다.

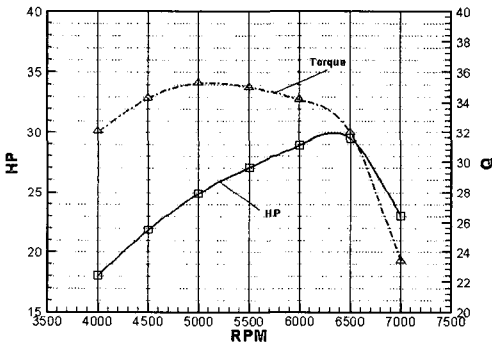


Fig. 3 Horse-power and Torque curves of Aju 430 engine

Figure 3는 무인 표적기에 사용되는 아주 430 엔진의 성능 곡선이다. 최대 마력은 약 29.5 HP이며, 이 때의 회전수는 약 6500 RPM이다. 최대 마력에서의 토크는 32.9 Nm이다. 기존 프로펠러는 6000 RPM으로 설계되었다. 저속과 고속에서의 필요 추력을 모두 만족시키고 블레이드의 회전 면적을 넓혀서 최대 효율을 얻기 위해 프로펠러 엔진 회전수를 기어 감속을 통해 4000으로 낮추었다. 이 때의 한계 마력은 6000 RPM에서 29 HP로 같지만, 축 토크는 57.4 Nm로 증가하였다.

### 2.1.4 무인표적기의 프로펠러 설계점

Table 1은 선정된 무인 표적기 프로펠러의 설

계점을 나타낸 것으로, 비행속도는 66.7 m/s, 블레이드 반경은 46 cm, 한계토크는 57.4 Nm, 그리고 블레이드 수는 2개로 설계점을 선정하였다. 블레이드 단면 익형은 RAF 6이며, 두께비는 블레이드 전체 반경 방향에서 0.2로 하였다.

Table 1. Design points of unmanned target drone

비행고도	1 km	비행속도	66.7 m/s
마 력	29 HP	한계토크	57.4 Nm
블레이드 반 경	46 cm	블레이드수	2

### 2.1.5 날개끝에서의 압축성 효과

프로펠러의 효율은 주어진 추력에서 유도 흐름 속도가 작을수록 커진다. 따라서 유도속도를 줄이면서, 추력을 유지시키는 유일한 방법은 프로펠러의 블레이드가 회전하면서 만드는 면적의 크기를 증가시키는 것이다. 따라서 최대 효율은 최대 수용 가능한 블레이드의 최대 직경에서 얻을 수 있다.

한편, 프로펠러의 날개끝에서의 속도는 블레이드가 길어질수록 커지기 때문에, 날개끝의 속도가 천음속이 되면, 압축성 효과를 고려해야 한다.[5] 재설계하는 프로펠러의 최대 날개끝 속도는 Mach 0.6으로 천음속 영역에 들지 않기 때문에 압축성 효과는 무시할 수 있다.

### 2.1.6 프로펠러 직경 및 회전수의 결정

프로펠러의 효율은 직경이 클수록, 회전수가 작을수록 증가하며, 이러한 변수들은 구조 하중 및 엔진 최대 토크에 의해 제한을 받는다. 우선 프로펠러의 직경을 결정하기 위해 속도-동력 계수(Speed-Power Coefficient)  $C_S$ 를 사용하였다 [4].

$$C_S = V \left( \frac{\rho}{Pn^2} \right)^{1/5} \quad (13)$$

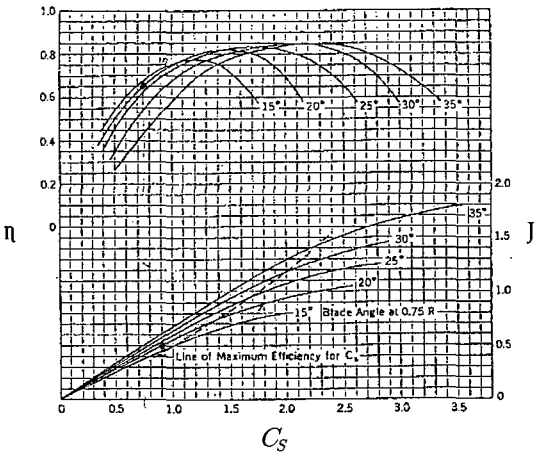


Fig. 4 Design chart for propeller RAF-6 section with two blades [5]

설계점 속도(V)는 66.7 m/s이고, 밀도( $\rho$ )는 1.225 kg/m<sup>3</sup>, 6000 RPM에서 엔진 동력(P)은 22 kW, 기어 감속으로 인한 프로펠러의 회전수(n)는 4000 RPM, 이때의 속도-동력 계수( $C_s$ )는 1.75이다. 프로펠러 직경은 계산된  $C_s$ 와 Fig. 4의 설계용 차트[5]를 통해 구할 수 있다. Fig. 4에서  $C_s$ 가 1.75 일 때의 최대 효율을 갖는 피치각은 약 29°이고, 이 때의 피치각을 갖는 전진비는 약 1.1 이었다. 설계점 전진비 1.1 일 때 프로펠러의 반경을 계산하면 약 46 cm이었다.

2.2 프로펠러의 성능 해석 및 비교

2.2.1 설계된 프로펠러 성능해석

6000 RPM에 반경 35 cm 프로펠러의 해석은 기존에 설계되어 있던 프로펠러를 역설계해서 추력과 토크 그리고 효율 값을 도출해 낸 것이다. 1차 설계된 프로펠러는 고속에서의 성능을 향상시키기 위해 같은 엔진 회전수에 반경만 37 cm로 늘려 준 것이다. 기존 프로펠러보다 고속에서의 추력과 효율이 향상되었으나, 이륙 시 추력은 오히려 감소되었다.

최종 설계된 4000 RPM, 반경 46 cm의 프로펠러는 고속일 때 뿐 아니라 저속일 때의 추력 또한 높여주기 위해 재설계하였다. 저속에서의

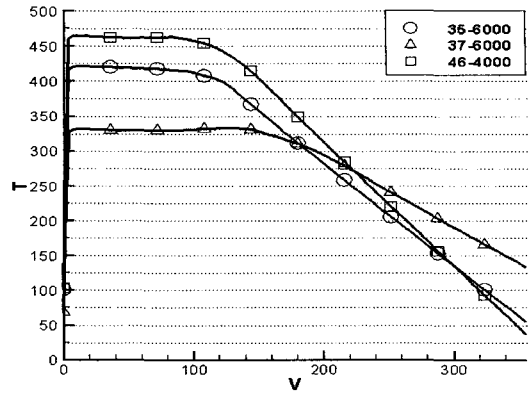


Fig. 5 Thrust comparison according to the velocity of target drone

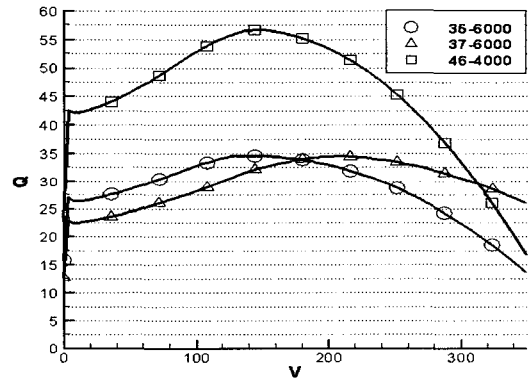


Fig. 6 Torque comparison according to the velocity of target drone

추력 감소 현상을 막기 위해서는 블레이드 전체 면적비를 증가시킨 재설계가 필요했다. 그러나 블레이드 전체 면적비의 증가는 설계점에서의 효율을 감소시켰다. 이를 해결하기 위해 기어 감속을 통해 한계 토크를 증가시켰고, 프로펠러 회전수의 감소를 통해 블레이드 반경을 증가시켜서 저속과 고속에서의 추력을 향상 시킬 수 있었다. 블레이드의 반경은 속도 동력 계수 비교를 이용해 46 cm로 정하였다.

Figure 5, 6, 7은 설계된 무인표적기의 속도에 따른 성능 비교 그래프 이다.

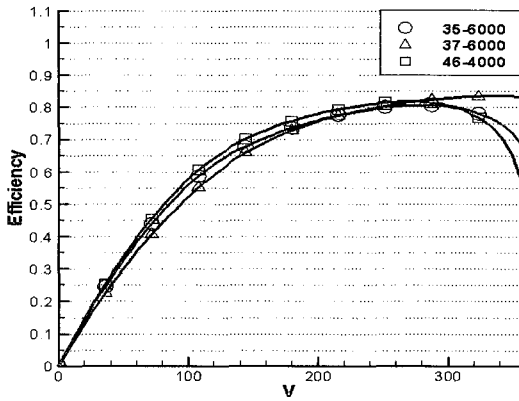


Fig. 7 Efficiency comparison according to the velocity of target drone

Figure 5는 설계된 프로펠러들의 속도에 따른 추력 비교 그래프이다. 기존 프로펠러는 이륙 속도 100 km/h에서는 420 N의 추력을 내었고, 240 km/h에서는 200 N의 추력을 내었다. 같은 엔진 회전수에 반경을 37 cm로 재설계한 프로펠러는 속도 240 km/h에서 추력이 250 N으로 향상되었지만 이륙 속도 100 km/h에서는 추력이 350 N이 되어 추력이 감소되었다. 최종 설계된 프로펠러에서는 이륙 속도 100 km/h에서 기존 프로펠러보다 추력이 약 8.7% 향상된 460 N이었고, 설계점 속도 240 km/h에서는 추력이 약 17% 향상된 240 N 이었다.

Figure 6은 설계된 프로펠러들의 속도에 따른 토크 비교 그래프이다. 6000 RPM에서 기존 프로펠러의 최대 요구 토크가 34.4 Nm로 한계 토크 34.4 Nm를 넘지 않았고, 재설계된 4000 RPM 프로펠러에서도 최대 요구 토크가 56.6 Nm로 한계토크인 57.4 Nm를 넘지 않았다.

Figure 7은 속도에 따른 프로펠러의 효율 비교 그래프이다. 재설계된 프로펠러는 설계점 속도 240 km/h 까지 전 영역에서 증가하였으며, 최대 3%까지 향상되었다. 설계점에서의 효율은 약 81%가 되었다. 재설계된 프로펠러가 전 영역에서 더 많은 토크를 필요로 하기 때문에 효율의 증가가 크지 않았지만 더 많은 추력을 얻었다.

2.2.2 재설계된 프로펠러 형상

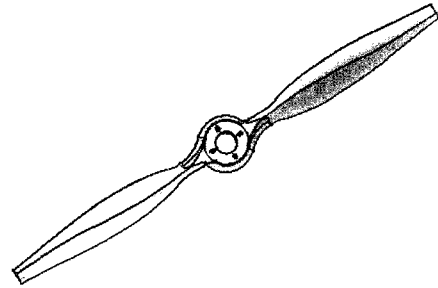


Fig. 8 Redesigned propeller figure

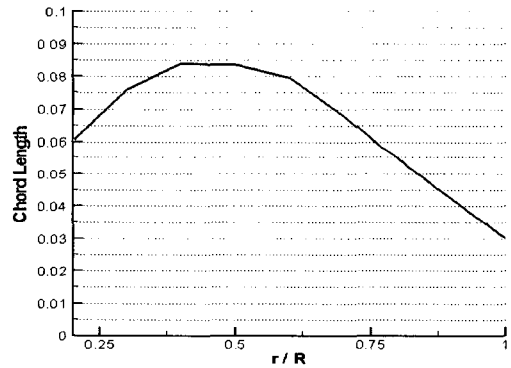


Fig. 9 Chord length distribution of propeller blade cross section according to the radial direction

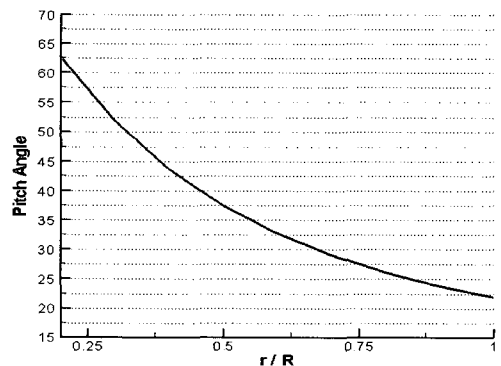


Fig. 10 Pitch angle distribution of propeller blade cross section according to the radial direction

Figure 8은 최종 설계된 프로펠러의 형상을 나타낸 것으로, 가로세로비에 따른 양력, 항력 계수의 변화를 고려하여 설계한 형상이다.

Figure 9, 10은 반경방향에 따른 프로펠러 단면 익형의 코드길이 분포와 비틀림각 분포이다. 반경 방향의 40% 위치에서 최대 코드 길이는 8.6 cm이고, 프로펠러의 최대 비틀림각은 62.7°이다.

### 3. 결 론

유도 흐름을 고려한 Vortex 이론을 사용하여 기존 프로펠러의 저속과 고속에서의 추력을 향상시키기 위해 무인 표적기의 프로펠러를 재설계하였다. 또한, 날개끝에서의 속도가 천음속 영역에 들지 않도록 설계하여 압축성 효과를 무시하였다. 기존 프로펠러의 고속에서의 성능을 보완하기 위해 엔진의 특성 변화 없이 반경만 늘려주어 재설계 한 프로펠러는 저속에서의 필요 추력을 만족시키지 못하는 문제점이 발생하였다. 그래서 기어 감속으로 한계 토크를 증가시키고, 반경을 늘려 준 후 프로펠러를 재설계하였다. 엔진의 토크 상승과 프로펠러의 회전수 감소로 프로펠러의 면적을 상승시킬 수 있었고, 이로 인해 저속과 고속에서의 필요추력을 모두 만족시킬 수 있었다. 기어 감속을 통해 엔진 회전수는 6000에서 4000으로 낮추어 한계 토크 값을 증가시켰고, 프로펠러 반경을 35 cm에서 46 cm로 늘려주었다. 재설계 된 프로펠러는 저속일 때의 추력이 8.7%, 설계점 속도에서는 추력이 17% 증가하였다. 프로펠러의 효율은 설계

점 속도까지 전 영역에서 증가하였으며, 설계점에서 약 81%가 되었다.

차후에 본 연구에서 설계된 프로펠러를 제작 및 시험하여 계산된 결과 값을 검증하는 과정이 요구된다.

### 후 기

본 연구는 인하대학교 특성화 사업에 의한 연구비 지원을 받았으며 지원에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

- [1] Roberts, A. C., British Aerospace Public Company Limited Dynamics Group, "The Application of Small Propellers to RPV Propulsion," 2nd International Conference on Remotely Piloted Vehicles, 1981, pp. 14.1-14.10
- [2] DANIEL, O. D., "Airplane Aerodynamics," 1957, pp.196-226
- [3] Adkins, C. N., Liebeck, R. H., "Design of Optimum Propellers," Journal of Propulsion and Power, Vol.10, No.5, 1994, pp. 676~682
- [4] 김형진, 이창호, 정석훈, 양수석, "50m 급 비행선 추진을 위한 프로펠러 설계 해석," 항공 우주 학회 추계 학술 발표회 논문집, 2001, pp.618-621
- [5] Wilbur, C. N., "Airplane Propeller Principles," 1947, 34, 116, pp. 1-17