

무인 표적기 프로펠러의 최적 설계

성형건* · 노태성**

Optimal Design of Unmanned Target Drone Propeller

Hyung-Gun Sung*, Tae-Seong Roh**

ABSTRACT

A Propeller as the propulsion system of a target drone has been designed. The vortex theory has been applied for the propeller design method. A compressible effect has been removed and the Reynolds Number assumed to be constant. Design variables have been the chord length and the geometric angle of the blade. The aim of this optimum design has been an efficiency maximization. A performance of the designed propeller has been analyzed.

초 록

무인 표적기에 탑재될 추진시스템인 프로펠러를 설계하였다. 프로펠러 설계 방법으로 vortex theory 을 적용하였다. 압축성 효과는 배제하였고, 레이놀즈수는 일정하다고 가정하였다. 설계 변수는 반경 방향에 따른 코드 길이와 비틀림각이며, 최적 설계 목표는 효율의 최대화이다. 설계된 프로펠러의 성능을 해석 하였다.

1. 서 론

항공기 설계 시 중요한 한 부분이 추진시스템이다. 항공기 운항의 목적에 따라 추진시스템 역시 다르게 된다. 무인 표적기의 경우 왕복엔진을 사용하여 프로펠러에서 추진력을 얻는 추진시스템을 사용한다.

무인 표적기는 특성상 크기가 작고 비행체 무게가 설계 시 중요한 고려 사항이므로 고정 피치 프로펠러가 적합하다.[1] 고정 피치 프로펠러가 가변 피치 프로펠러보다 구조가 단순하여 제

작의 용이성을 가진다. 따라서 본 논문에서는 무인 표적기에 적합한 고정 피치 프로펠러를 최적 설계하는데 연구 목표를 둔다.

프로펠러 형상에 영향을 미치는 요소들로는 블레이드 비틀림각, 코드 길이의 분포, 단면 익형 등이 있다. 이 논문에서는 비틀림각과 시위 길이의 분포를 프로펠러 설계 요소로 잡았다. 프로펠러 설계와 프로펠러의 성능해석에는 Vortex theory[2]를 사용하였다.

* 학생회원 인하대학교 대학원 항공공학과 석사과정
** 정회원 인하대학교 항공우주공학과

2. 본 론

2.1 프로펠러 최적 설계 과정

2.1.1 프로펠러 설계점 도출

선정된 무인 표적기의 제원을 통해 프로펠러의 설계 점을 도출하였고 표 1과 같다. 설계 비행 속도는 무인 표적기의 순항 속도로 정하였다.

표 1 무인 표적기 프로펠러의 설계점

비행 고도	1 km	비행 속도	84 m/s
요구 추력	109N	이륙 시 요구 추력	65N
블레이드 반경	0.3 m	블레이드 개수	2

엔진은 ROTAX 582로 선택하였고, 회전수 5000 rpm에서 최대 마력을 가지며 토크는 62 Nm이다. 이 때 엔진 회전수를 설계점으로 하고, 블레이드 반경과 비행 속도를 고려하면 프로펠러 설계점의 전진비는 1.68 된다.

프로펠러의 단면 익형은 NACA64A210을 선정하였고, 프로펠러의 블레이드는 2개로 결정하였다.[1] Fig. 1는 선정된 에어포일(NACA64A210)이 가로세로비가 4.7 일 때의 Cl-Cd 선도를 나타낸 것이다.

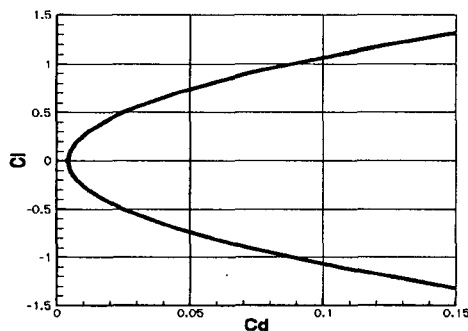


Fig. 1 NACA64A210 Cl-Cd 선도 (AR=4.7)

일반적으로 $M=0.3$ 이상에서 압축성 효과가 발생하는데 설계 비행 속도에서 프로펠러 블레이드

의 익단부근의 속도가 88 m/s로 압축성 효과가 나타나지 않는다. 레이놀즈수는 에어포일의 코드에 따라 달라지지만 일정하다고 가정하였다.

본 설계에서는 프로펠러의 허브를 반경방향의 10%로 하여 설계하였으며, 반경 방향 10-20%에서는 프로펠러의 추력에 큰 영향을 주지 않기 때문에 추력 계산에는 제외하였다.

2.2 프로펠러의 최적화

2.2.1 비틀림각에 의한 최적화

프로펠러 블레이드의 받음각은 각 단면 익형이 가질 수 있는 최대 효율을 결정한다. 이 때 최대 효율을 가지는 받음각은 선정된 에어포일의 최대 양향비를 가지는 받음각에서 나타난다. NACA64A210은 7.6°에서 최대 양향비를 가진다.

프로펠러 블레이드는 끝으로 갈수록 속도가 빨라지므로 블레이드에 추력 균형을 이루기 위해서는 비틀림각을 변화시켜야 된다. 이를 위해 Vortex theory를 통해 비틀림각을 결정하였다.

2.2.2 코드 길이 분포에 따른 최적화

프로펠러 블레이드 각 단면 익형의 코드 길이 변화를 통해 블레이드 전체 면적비를 변화시킬 수 있으며, 이를 통해 추력을 증감시킬 수 있다. 블레이드 면적이 블레이드의 익단에 위치할수록 효율은 떨어지는 경향이 있으나 대신 이륙 시 정지 추력이 증가한다. 이러한 관계를 함수로 표현한 AF (activity factor)[3]는

$$AF = \frac{10}{\left(\frac{\text{chord}}{r}\right)\left(\frac{r}{R}\right)} \int_{hub}^R d\left(\frac{r}{R}\right)$$

이며 AF를 최소화 할수록 최대 효율을 가진다. 설계된 프로펠러의 블레이드는 AF가 43이다.

2.3 프로펠러 설계

2.3.1 프로펠러 설계 프로그램 검증

참고 문헌 [3]에서 사용된 프로펠러 형상 데이터를 토대로 본 연구의 프로펠러 설계 프로그램

램을 검증하였다. 검증을 위한 입력한 데이터는 반경방향에 따라 에어포일의 두께가 8~12% 선형적으로 변한다고 가정하였고, 프로펠러의 성능은 Adkins & Liebeck[4] 기법으로 계산된 결과와 본 연구의 설계 프로그램에 의한 결과를 비교하였다.

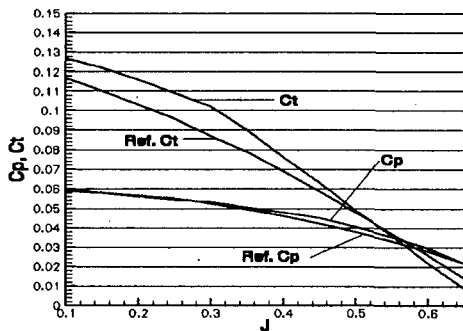


Fig.2 전진비에 따른 Cp, Ct 선도

Fig 2은 검증 결과를 보이고 있다. Ct의 변화율이 차이가 나는데, 이것은 설계 프로그램에 입력한 에어포일의 양력계수 값의 오차와 입력한 에어포일의 두께 변화 가정에서 발생하였다. 전진비가 3 부근에서 Ct의 변화율이 변화하는데 이는 전진비가 작을수록 에어포일의 받음각이 커져 흐름 분리가 나타나 받음각이 18° 이상은 양력 계수가 일정하다고 가정하였기 때문이다. Cp의 경우는 위와 같은 원인이 큰 영향을 주지 못해 오차가 작게 발생하였기 때문에 유사한 경향성을 보여 주었다. 참고 문헌[3]에 의하면 프로펠러의 성능은 해석 기법에 따라 설계점의 추력은 5% 정도 차이를 보인다고 하였으며, 이러한 점을 고려해 보면 본 연구의 프로펠러 설계 프로그램은 비교적 적합하다고 할 수 있다.

2.3.2 프로펠러 설계 전 예비 설계

프로펠러의 블레이드 단면 익형의 코드 길이를 결정하기 앞서 코드 길이의 설계 범위를 결정하기 위해 코드 길이가 일정하다고 가정하고 구한결과로서 평균 코드 길이는 0.06 m이다. 이

를 바탕으로 프로펠러의 블레이드 단면 익형의 코드 길이를 최적화 시켰다.

2.4. 설계된 프로펠러의 형상과 성능

2.4.1 프로펠러 설계 형상

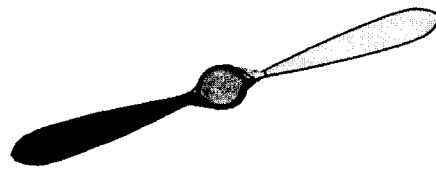


Fig. 3 설계된 프로펠러

Fig. 3은 가로세로비에 따른 양력, 항력 계수의 변화를 고려하여 설계된 프로펠러 형상이다. 여기서 프로펠러 허브 부분은 구조적 강도와 제작성에 두어 설계 하였다.

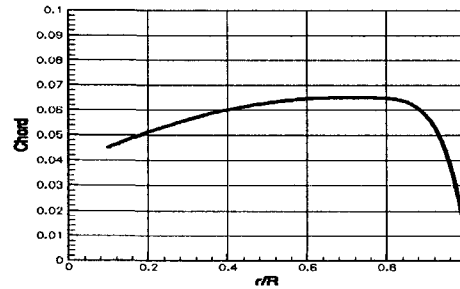


Fig. 4 반경 방향에 따른 코드 길이 분포

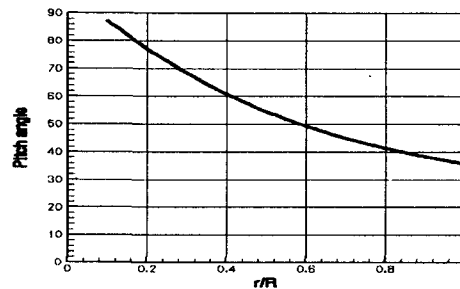


Fig. 5 반경 방향에 따른 비틀림각 분포

Fig. 4는 반경 방향의 블레이드 코드 길이 분포이다. 선정된 무인 표적기의 이륙 시 필요 추력 65 N을 만족하기 위해서 블레이드 익단 부근에 블레이드 면적을 많이 차지하게 설계되어 70 %부근에서 최대 코드 길이를 가지게 되었다. Fig. 5는 반경 방향의 블레이드 비틀림각 분포이다. 프로펠러의 설계 회전수 5000 rpm이고 프로펠러의 직경이 0.6 m로 반경 방향 75 %에서 비틀림각이 43°가 되었다.

2.4.2 프로펠러 성능 해석

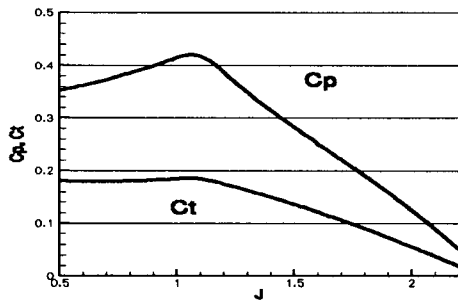


Fig. 6 전진비에 따른 Cp, Ct 선도

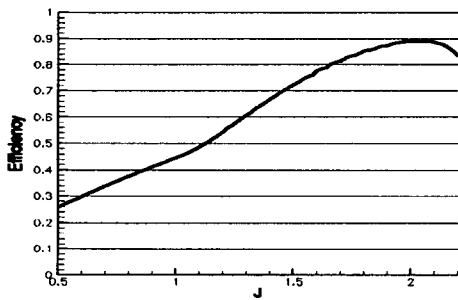


Fig. 7 전진비에 따른 효율 선도

설계된 프로펠러의 성능은 Vortex theory를 통해 해석 하였다. Fig. 6는 전진비에 따른 프로펠러의 Cp, Ct 성능 곡선이다. 여기서 전진비가 1.1 이하에서 Cp, Ct 값이 떨어지는데, 이것은 전진비에 따른 받음각이 커지므로 흐름 분리가 나타나므로 받음각이 18° 큰 곳에서는 양력 계수 값을 일정하다고 하였기 때문이다. 이런 현상은 참고 문헌 [5]에 나오는 일반적인 프로펠

러의 성능 곡선에서도 나타나고, 유사한 경향성을 보여주고 있다. Fig. 7은 프로펠러의 효율 선도이며, 설계점 효율은 81%이었고, 최대 효율은 89%였다.

3. 결론

Vortex theory 이론과 가로세로비에 따른 양력 항력 계수 변화를 적용하여 최적화된 무인 표적기용 고정 피치 프로펠러를 설계하였다. 설계점 전진비 1.68에서 설계 요구 추력을 109N 으로 하여 프로펠러를 설계하였고, 효율은 81 %를 얻었다. 전진비가 1.1 이하에서 에어 포일의 받음각이 18°보다 커져 양력계수를 일정하다고 가정하였기 때문에 프로펠러 성능 실험을 통해 성능 곡선은 보정되어야 한다.

후기

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

참고 문헌

- 1) A. C. Roberts, British Aerospace Public Company Limited Dynamics Group, "The Application of Small Propellers to RPV Propulsion", pp. 14.1~14.10
- 2) DANIEL O. DOMMASCH, "Airplane Aerodynamics", pp. 196~226
- 3) 김형진, 이창호, 정석훈, 양수석, "50m 급 비행선 추진을 위한 프로펠러 설계 해석", 2001년 추계 학술발표회 논문집, pp. 618~621
- 4) Adkins, C. N., Liebeck, R. H., "Design of Optimum Propellers", Journal of Propulsion and Power, Vol.10, No.5, 1994, pp. 676~682.
- 5) Biermann, D., and Hartman, E. P., "Tests of Two Full Scales Propellers with Different Pitch Distributions at Blade Angles up to 60°", NACA TR 658, 193p