

Shrouded Propeller 후류에 놓인 제어 베인의 공력 예측 및 측정

Measurement and Prediction of Control Vane Force in the Wake of a Shrouded Propeller

김건홍*, 정연득, 심현철, 박승오(카이스트)

1. 서론

무인 항공기는 감시, 정보 획득, 공격 등 다양한 목적으로 활용되고 있다. 특히 헬리콥터나 틸트 로터, 테일 시터와 같은 수직이착륙 무인 항공기(VTOL UAV)는 이착륙을 위한 공간이 작은 장점이 있어 이에 대한 연구가 활발히 진행 중이다. 테일 시터의 경우 수직비행에서의 자세제어가 매우 중요한 요인이 되는데, 이를 성공적으로 수행할 수 있도록 하는 시스템 중 하나가 바로 shrouded propeller 시스템이다.

Shrouded propeller 시스템은 그림 1과 같이 엔진, 프로펠러, 보호덮개(shroud), 그리고 보호덮개 출구에 설치된 자세 제어를 위한 베인으로 구성되어 있다. shrouded propeller 시스템을 활용한 무인기로는 ring wing 형태의 iSTAR와 MLB사에서 제작한 테일 시터 방식인 V-Bat 등이 있다. 이러한 시스템에 대하여 많은 연구가 진행되었으며, 보호덮개 또는 덕트에 의해 정지 추력의 증가 효과가 있다는 것은 잘 알려져 있다[1]. 하지만 프로펠러 후류에 설치된 제어 베인에 대한 연구는 많지 않으며, 제어 베인을 설계하는 단계에서 아직 경험식을 이용하여 설계하고 있다[2]. 수직이착륙 단계는 프로펠러 후류에 설치된 제어 베인에 크게 의존하므로 이에 대한 정확한 해석과 이를 기반으로 한 설계는 중요한 주제이다.

본 연구에서는 shrouded propeller 시스템 출구에 설치된 제어 베인에 의해 발생하는 공력을 포텐셜 유동 방법과 모멘텀 소스를 이용한 NS solver를 이용하여 예측하고, 실험적으로 측정하여 두 결과를 비교하였다.

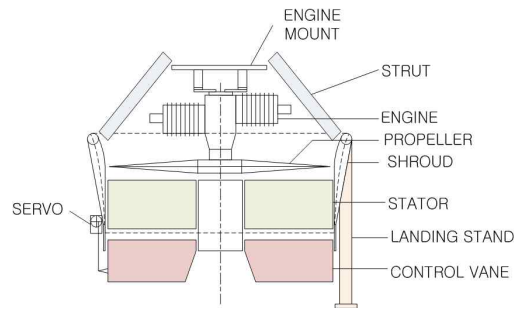


그림 1 Shrouded propeller system 단면도

2. 본론

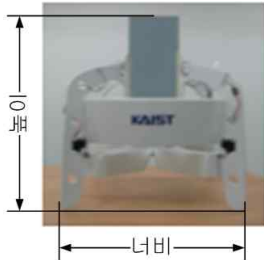
2.1 해석 및 실험 모델

해석 및 실험을 수행하기 위한 shrouded propeller 시스템 모델은 본 연구에서 설계된 것이며[3], 이 모델의 제원과 형상은 각각 표 1과 그림 2에 나타나 있다. 그림 2.(b)는 시스템의 크기와 동체축을 나타내고 있다. 프로펠러 후류 방향을 X , 그리고 시스템의 위쪽을 가리키는 방향을 Y 로 정의하였다. 제어력(control force)은 시스템의 피치를 발생시키는 방향의 힘, 즉 Y 방향의 힘을 지칭한다.

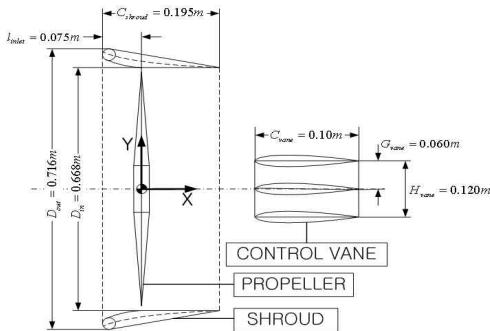
하나의 스테이터는 CH10의 에어포일의 시위길이 77mm인 직사각형 날개로 총 네 개의 스테이터가 프로펠러 후류에 십자 형태로 설치되어 있다. 제어 베인은 단면 형상이 NACA 63(1)-012인 에어포일로 시위길이는 100mm이며 면과 면 사이 간격이 60mm인 삼중면(tri-plane)으로 구성되었다.

표 1 Shrouded Propeller 시스템 제원

높이	0.89 m
너비	0.90 m
무게	9.1 kg
로터 직경	0.66 m
동력	DC Brushless Motor



(a) 시스템 모델



(b) 시스템 길이 및 동체축 시스템

그림 2 Shrouded propeller 시스템

2.2 공력 해석

공력 해석은 크게 포텐셜 유동 방법과 모멘텀 소스를 이용한 NS solver의 두 가지 방법을 이용하여 진행하였다.

2.2.1 포텐셜 유동 방법

본 연구에서 포텐셜 유동 해석은 Mark Drela 교수의 DFDC code[4]와 AVL code[5]를 사용하였다. DFDC code를 이용하여 shrouded propeller에 대한 해석을 수행하고 여기서 나오

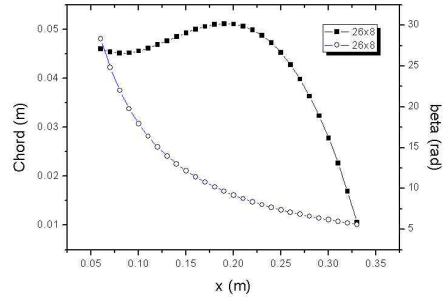


그림 3. 프로펠러 시위 및 비틀림각 분포

는 출구 조건을 베인의 입구 조건으로 이용하여 베인에 의한 공력 해석을 수행하였다. 사용된 프로펠러의 시위 및 비틀림각 분포는 그림 3과 같다.

2.2.2 NS Solver

공력 해석의 또 다른 방법으로 모멘텀 소스 방법을 이용한 NS solver를 고려해볼 수 있다. 여기서 NS solver는 FLUENT를 사용하였다. 모멘텀 소스항을 구하기 위해서 깃요소이론을 이용하였는데, 이를 적용하기 위해서 프로펠러 단면의 2차원 공력을 계산하여 look-up table을 작성하였다. 프로펠러 중심으로부터 100mm-320mm 범위를 20mm 단위로 끊어 단면 형상에 대한 공력 해석을 수행하였으며, 이러한 과정과 그 결과가 그림 4에 나타나 있다.

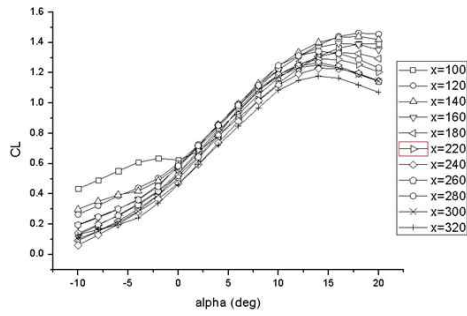
모멘텀 소스는 $[N/m^3]$ 의 단위를 가지며 이를 구하기 위해서 프로펠러의 한 단면에 의해 발생하는 힘을 그 반지름 방향 위치 r 에서의 환형 부피로 나누어 평균적인 크기를 계산한다[6, 7].

$$\vec{f}_i = \frac{\vec{F}_{bem}}{2\pi r t dr} \quad (1)$$

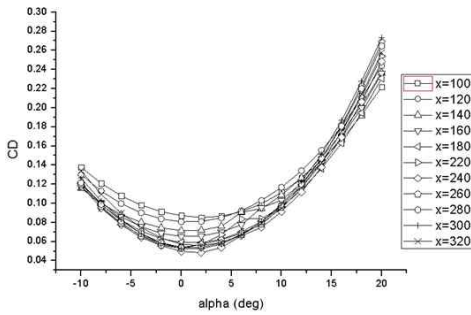
여기서 \vec{F}_{bem} 은 반지름 방향의 위치 r 에서 프로펠러 데이터와 깃요소이론을 이용하여 계산한 힘의 크기이며 dr 은 반지름 방향의 미소 변위, t 는 프로펠러 디스크의 두께를 나타낸다. 위와 같이 계산된 모멘텀 소스항을 프로펠러 디스크 영역에서 x-, y- 그리고 z-방향의 모멘텀 방정



(a) 프로펠러 단면 해석 과정



(b) 양력 계수



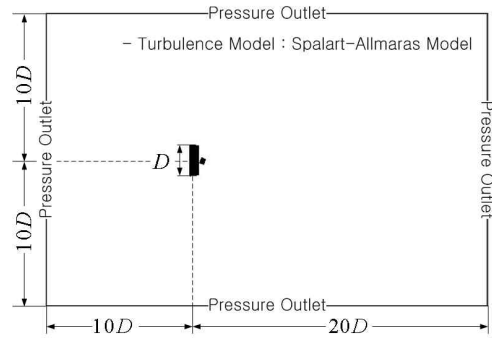
(c) 항력 계수

그림 4 프로펠러 단면 해석 과정 및 결과

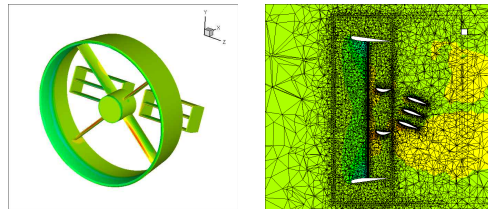
식에 추가하여 계산한다. 그림 5에는 NS 방정식을 이용한 해석 영역, 조건 및 모델과 시스템 주변의 격자 분포를 나타내고 있다.

2.3 실험

제어 베인에 대한 실험을 수행하여 해석 과정에 대한 검증을 수행하였다. 그림 6은 실험 방법을 도식적으로 나타내고 있다. 제어 베인을 일정한 타각을 가지도록 고정한 다음 모터를 가동시켜서 전체 시스템의 기울어진 기울기를 측정하고 다음 식을 이용하여 베인의 제어력을 계산한다.



(a) 해석 영역 및 조건



(b) 해석 모델

(c) 격자 분포

그림 5. NS 방정식을 이용한 해석 모델

$$F_v = \frac{L}{L + L_v} W \sin \theta \quad (2)$$

제어 베인의 타각은 8-20도 범위에서 2도 간격으로 2500, 3000, 3500, 4000 rpm의 구동 조건에서 측정하였다.

2.4 결과

그림 7에는 다음 식을 이용하여 무차원화 시킨 계산 및 실험 결과를 나타내고 있다.

$$C_{F_v} = \frac{F_v}{\frac{1}{2} \rho (nD)^2 S_v} \quad (3)$$

여기서 n 은 rps 단위의 엔진 회전수이며 D 는 프로펠러의 직경이다. S_v 는 제어 베인의 총 면적으로 $S_v = 0.1603m^2$ 이다.

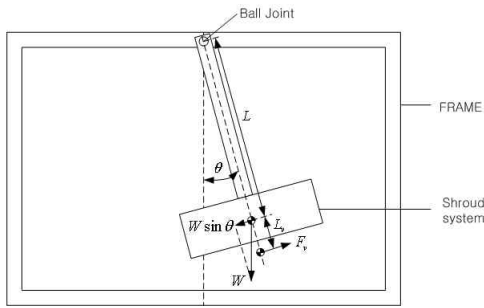


그림 6 제어 베인 실험 장치

실험 결과는 제어베인의 타각에 따라 선형적으로 증가하는 모습을 나타내고 있으며 계산 결과 역시 선형적으로 증가하는 모습을 보인다. 다만 와류격자법을 이용한 계산의 경우, 평균유동속도를 사용하거나 유동 속도 분포를 이용한 경우 모두 비슷하게 나왔나 실험치보다는 다소 높게 예측되었다. NS 방정식 해석 결과 역시 제어력이 선형으로 증가 하였으며 높은 타각에서 약간 낮게 예측되었으나 실험 결과와 대체로 잘 맞는 것으로 보인다.

3. 결 론

Shrouded propeller 시스템은 수직이착륙 무인항공기의 수직 비행에서 자세 제어를 위한 시스템으로 제어 베인에 대한 정확한 해석이 요구된다. 포텐셜 유동을 이용한 계산과 모델링 소스를 추가하여 NS 방정식을 이용한 계산을 통해 공력을 예측하였으며 실험 결과와 비교하였

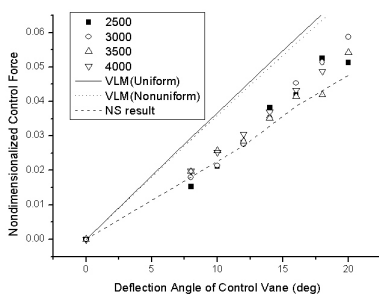


그림 7 해석 및 실험 결과

다. 와류격자법은 실험 결과보다 높게 예측되었으며 NS 방정식을 이용한 계산 결과는 실험 결과와 비교적 잘 맞았다.

후 기

본 연구는 한국과학기술원 국방무인화기 특화 연구센터를 통한 국방과학연구소 연구비 지원으로 수행되었습니다.

참고 자료

- [1] Robert J. Platt, Jr., "Static Tests of a Shrouded and an Unshrouded Propeller," NACA RM No. L7H25
- [2] Andy Ko, O. J. Ohanian, and Paul Gelhausen, "Ducted Fan UAV Modeling and Simulation in Preliminary Design," AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, 20-23 August 2007
- [3] 김건홍, 정연득, 심현철, 박승오, "Tail Sitter 방식 VTOL 무인 항공기의 예비 설계," 제 17회 지상무기학술대회, 2009.09.16
- [4] Mark Drela and Harold Youngren, "Axisymmetric Analysis and Design of Ducted Rotors," <http://web.mit.edu/drela/Public/web/dfdc>
- [5] AVL, <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>
- [6] B. W. McCormick, *Aerodynamics of V/STOL Flight*, New York : Academic Press, 1967
- [7] Hua Gu and S. A. Kinnas, Modeling of Contra-Rotating and Ducted Propellers via Coupling of a Vortex-Lattice with a Finite Volume Method, Propellers/Shafting 2003 Symposium, Sep 17-18, 2003