

## 프로펠러 후류 간섭 효과를 고려한 투척식 무인기 롤 모멘트 예측

우상만<sup>1</sup> · 김동현<sup>2,†</sup> · 박지민<sup>1</sup>

<sup>1</sup>경상국립대학교 기계항공공학부 대학원

<sup>2</sup>경상국립대학교 항공우주및소프트웨어공학부, 항공기부품기술연구소

### Prediction of Rolling Moment for a Hand-Launched UAV Considering the Interference Effect of Propeller Wake

Sang-Mann Woo<sup>1</sup>, Dong-Hyun Kim<sup>2,†</sup>, and Ji-Min Park<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Graduate School of Mechanical, Aerospace, and Informatics Engineering, Gyeongsang National University

<sup>2</sup>School of Aerospace and Software Engineering, Gyeongsang National University

#### Abstract

This paper explores three-dimensional unsteady computational fluid dynamic (CFD) analyses with an overset grid technique to analyse the wake effect created by a rotating propeller on a hand-launched unmanned aerial vehicle (UAV). Additionally, the influence of actual aileron deflection on the equilibrium condition of the rolling moment is examined in various hand-launched take-off conditions. The results of this study demonstrate the importance of initial aileron deflection in increasing the initial rolling stability during the hand-launched take-off process. Furthermore, an aerodynamic database is constructed to rapidly predict the aileron set values required for different take-off speeds and angle-of-attacks.

#### 초 록

본 논문에서는 CFD 기법을 활용하여 전기체 형상의 투척식 무인기 형상에 대해 고속 회전하는 프로펠러와 그로 인해 생성된 후류 간섭 효과를 고려한 비정상 유동해석을 수행하였다. 또한 다양한 투척식 이륙 조건에서 롤 모멘트 평형에 요구되는 에일러론 타각을 정확하게 예측하기 위해 실제 조종면 회전을 고려한 유동해석이 수행되었다. 투척식 소형 무인기의 경우 초기 이륙상태에서 롤 안정성을 증대시키기 위해 적절한 초기 에일러론 설정을 활용하는 것이 유용한 방식이며, 구축된 공력 데이터베이스를 사용하여 다양한 이륙속도와 받음각 조건들에 대해 롤 모멘트를 상쇄시킬 수 있는 에일러론 타각 조건들이 빠르게 예측 가능함을 보였다.

**Key Words** : UAV(무인항공기), CFD(전산유체역학), Propeller wake effect(프로펠러 후류 효과), Rolling moment(롤 모멘트)

## 1. 서 론

최근 무인기(unmanned aerial vehicle, UAV)의 기술 발달과 더불어 다양한 형태의 무인기가 다양한 목적으로 활용되고 있다. 일반적인 항공기의 개발과정과 마찬가지로 무인기 개발과정에서도 공기역학적 특성을

분석하기 위한 대표적인 방법으로는 전산유체역학(computational fluid dynamics, CFD) 기법, 풍동시험(wind tunnel test)과 비행시험(flight test) 등이 있을 수 있다. 설계된 무인기 형상에 대해 풍동시험은 기본적인 공기역학적 특성 파악은 가능하나 비행속도 및 프로펠러 후류 영향 등을 동시에 고려하기에는 제약이 따른다.

본 연구와 관련된 국내외 연구사례는 해석 대상 무인기 모델에 대한 선행 연구논문인 참고문헌 [1-2]에 기술되어 있다. 여기서는 선행 연구를 확장하여 CFD

Received: Sep. 08, 2022 Revised: Oct. 11, 2022 Accepted: Oct. 18, 2022

† Corresponding Author

Tel: \*\*\* - \*\*\*\* - \*\*\*\* E-mail: dhk@gnu.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

유동해석 기법을 활용한 투척식 무인기의 프로펠러와 후류 간섭 효과를 고려한 공력해석을 수행하였다. 그리고 투척 이륙속도 및 받음각에 따른 롤 모멘트(rolling moment)를 가능한 상세시킬 수 있는 에일러론(aileron) 타각 설정값을 예측하고 특성을 분석하였다.

## 2. 수치 유동해석 기법 및 격자생성

본 논문에서는 3차원 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 방정식에 기반한 난류 점성 CFD 유동해석을 기법을 적용하여 정상상태(steady state) 및 비정상상태(unsteady state) 유동해석을 수행하였다. 공간차분화는 유한체적법(finite volume method, FVM)에 기반하였으며, 난류 모델은 Spallart-Allmaras(S-A)[3] 및 Shear Stress Transport (SST)  $k-\omega$ [4-5] 모델을 기본적으로 고려하였다. 또한 프로펠러를 포함한 복잡한 전기체 무인기 형상과 다양한 에일러론 회전각 변화를 고려한 효율적인 유동해석을 위해 STAR-CCM+(Ver.14.02) 및 Fluent(Ver.18.1)소프트웨어를 활용하였다. 본 연구에서 적용한 난류 점성 유동해석 기법의 검증 관련 내용은 선행 연구논문인 참고문헌 [1]을 참조하기 바란다.

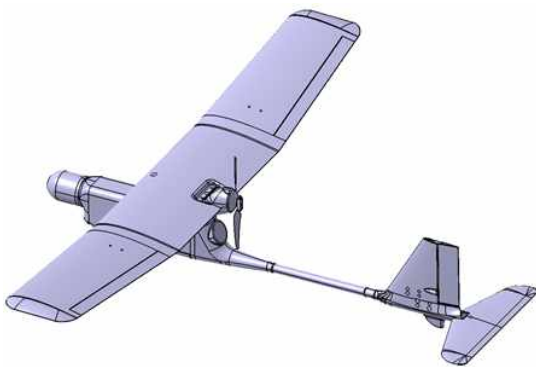


Fig. 1 Three-dimensional UAV configuration

본 논문의 해석 대상 무인기와 프로펠러의 3차원 형상은 Fig. 1과 같으며, 주익 뿌리에서의 시위(chord) 길이는 269 mm 이고, 날개 폭은 1802 mm, 동체 길이는 1,440 mm 이다. 그리고 이륙 중량은 3.45 kg, 프로펠러는 고정 피치(fixed pitch) 방식이다. 무차원

공력계수 산정을 위한 주익 투영 면적(planform area)은 0.485 m<sup>2</sup>, 수평미익의 투영면적은 0.056 m<sup>2</sup> 이고, 총 참조 투영면적은 0.541 m<sup>2</sup>로 정의하였다. 프로펠러의 최대 회전수는 약 13,000 rpm 이며, 프로펠러 허브 형상을 포함한 반경은 0.1548 m로 소형 군용 무인기 모델에 해당한다.

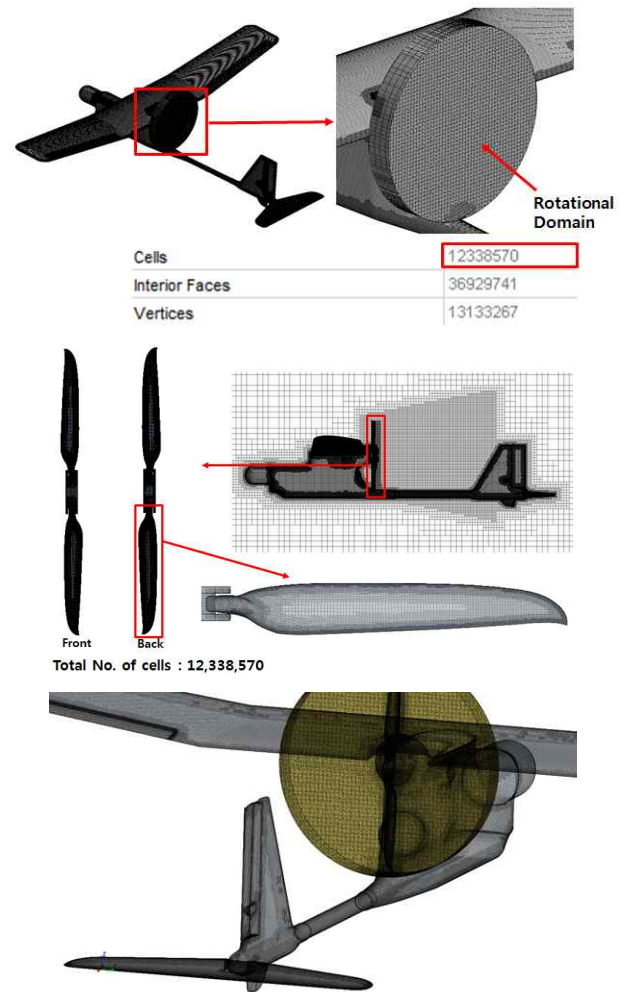
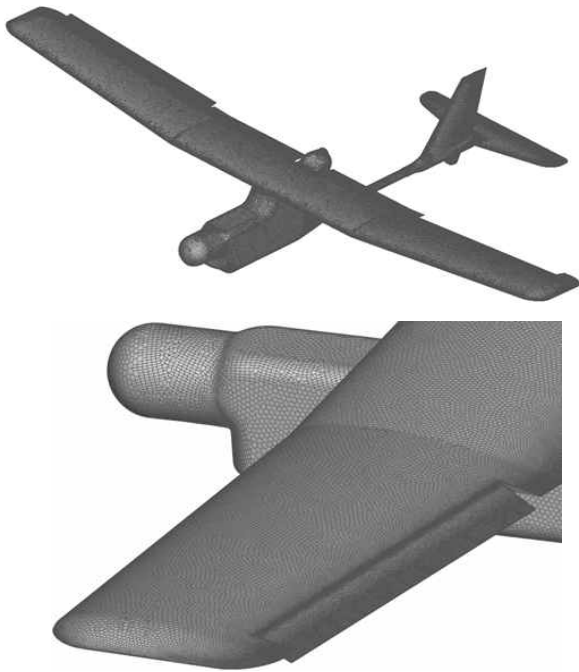


Fig. 2 Generated overset mesh for CFD analysis to consider the wake effect of rotating propeller (12,338,570 cells)

본 연구에서는 프로펠러 후류 효과를 정교하게 해석하기 위한 CFD 유동해석 격자와 에일러론 타각 변화에 대한 CFD 유동해석을 빠르게 수행할 수 있는 두 종류의 격자를 생성하였다. Fig. 2는 회전 프로펠러 후류 효과를 정밀하게 고려하기 위한 점성 유동해석 격자를 보여주고 있으며, 10개의 경계층 격자를 포함한

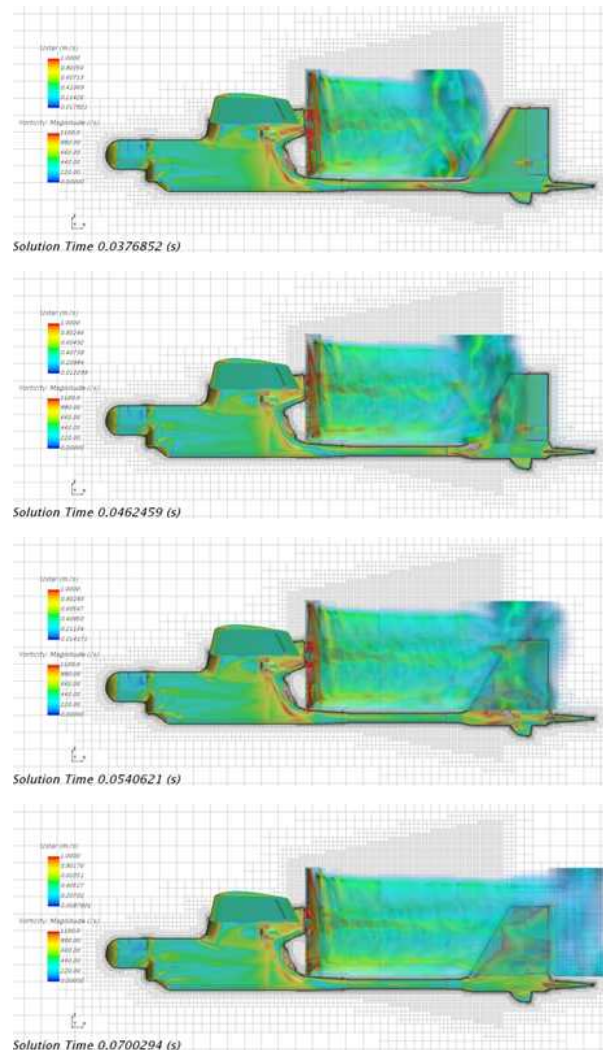
총 격자(cell) 수는 12,338,570개 이다. 표면 경계층 격자는 경계층 두께 방향 밀집도 함수를 조절하여  $y^+$  값이 평균적으로 1 이하가 유지 되는 격자 조밀도 설정을 위해 여러 번의 격자생성 과정과 예비 유동해석 과정이 수반되었다. 특히 회전운동을 하는 프로펠러 표면의 경우는  $y^+$ 를 목표치 이하로 유지하기 위해 동체 표면과 비교하여 상대적으로 더욱 밀집된 경계층 격자생성이 요구되었다. Fig. 3은 에일러론 타각 변화 영향을 효과적으로 고려하기 위해 생성한 polyhedron mesh로 10개의 경계층 격자를 포함한 총 격자 수는 4,760,564개이다. 에일러론 초기 각도가 부가된 경우의 표면 격자를 나타내고 있으며, 주익과 에일러론 사이에 약 1 mm 공간(gap)으로 분리된 격자가 생성되어 있어 다양한 에일러론 각도 조건에 대해 유동해석 격자를 효율적이고 빠르게 생성할 수 있도록 하였다.



**Fig. 3** Generated polyhedral mesh for CFD analysis to consider different aileron deflections effectively (4,760,564 cells)

Fig. 2의 격자에 대한 유동해석은 고속으로 회전하는 프로펠러를 고려해야 하므로 압축성 유동해석을 수행하였다. Eulerian approach 유동해석을 위한 경계조

건은 물체 표면은 non-slip wall 경계조건을, 프로펠러 회전영역은 overset 경계조건을 원방 경계면은 자유흐름(free stream) 경계조건으로 설정하였다. 반면 프로펠러 효과는 제외하고 에일러론 타각 및 받음각 변화를 고려한 유동해석이 주목적인 Fig. 3의 격자에 대해서는 45 km/h(12.5 m/s) 이하의 낮은 이륙속도 수준을 고려하여 비압축성 점성 유동해석을 수행하였다. 이 경우 물체 표면은 이전과 마찬가지로 non-slip wall 경계조건을 적용하였고, 원방경계 입구는 inlet velocity, 출구는 pressure outlet, 위/아래 및 좌/우측 원방 경계면은 slip wall 조건으로 설정하였다.



**Fig. 4** Downstream wake vortex contour for the UAV model with rotating propeller ( $V=30$  km/h,  $\omega=9,000$  rpm)

### 3. 해석결과 및 검토

#### 3.1 프로펠러 후류를 고려한 비정상 유동해석

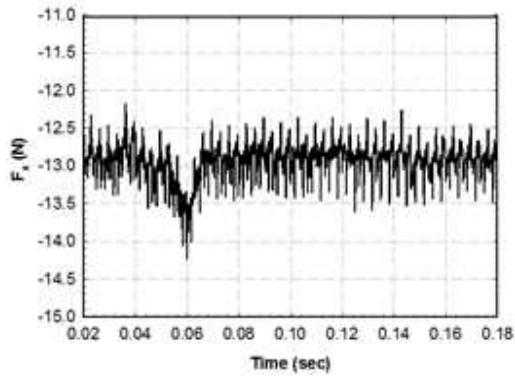
유동해석 환경조건은 해수면 기준 대기압력 101,325 Pa, 밀도 1.225 kg/m<sup>3</sup> 및 온도 288.15 K의 표준대기 조건을 적용하였다. 해석에 고려한 속도 조건은 30 km/h 이고, 초기 받음각은 0°, 프로펠러 회전 속도는 9,000 rpm 이다. 난류 모델은 역압력 구배에 기인한 유동박리 및 간섭 현상을 비교적 잘 예측하는 것으로 알려진 SST k- $\omega$  (Shear Stress Transport k- $\omega$ ) 난류 모델을 적용하였다. 프로펠러의 경우 overset 격자를 적용하여 실제 회전운동을 반영한 완전 비정상(full unsteady) 유동해석을 수행하였으며, 시간스텝(time-step)은 프로펠러 회전속도 9,000 rpm 을 기준으로 1 deg/iteration의 전진 시간에 해당하는 1.861 $\times 10^{-5}$  sec를 적용하였다. 또한 비정상 반복계산 과정에서 시간 정확도 향상을 위한 residual 수렴성 증진을 위해 sub-iteration은 10회를 설정하였으며, sub-iteration을 5회, 10회 및 15회로 설정하여 각각 계산된 비정상 공력 하중의 상대 오차를 평가하여 수렴성을 충족하는 최소 횟수로 결정하였다. 이러한 설정으로 약 1,233만 개 overset 격자에 대해 0.18 sec (9,672 global iteration  $\times$  10 sub-iteration) 비정상 유동해석은 20 core 병렬처리로 약 1개월이 소요되었다. 다양한 수치해석 결과 도출을 위해 활용된 다수의 수치해석 서버는 Intel Xeon CPU(E5-2687W 3.40 GHz, 20 core)와 128 GB RAM을 장착하고 있다.

Fig. 4는 고속으로 회전하는 프로펠러에서 생성된 후류 효과를 고려한 전기체 비정상 유동해석 결과로 회전하는 프로펠러에서 지속해서 발생하는 swirling wake들이 시간에 따라 점차 후류 방향으로 진행되어 나가는 모습을 확인할 수 있다. 고속으로 회전하는 프로펠러 운동을 고려한 비정상 CFD 유동해석은 정확도 유지를 위해 기본적으로 요구되는 시간 간격이 미소하고 초기 프로펠러에서 발생한 후류가 수직미익 영역을 완전히 통과해야 수렴된 해를 얻을 수 있어 고성능 병렬연산 서버를 사용하여도 방대한 수치해석 시간이 요구되게 된다. 참고로 해석 결과와 관련된 좌표축은 유동 진행 방향이 +x축, 기체 후면에서 보았을 때 우측

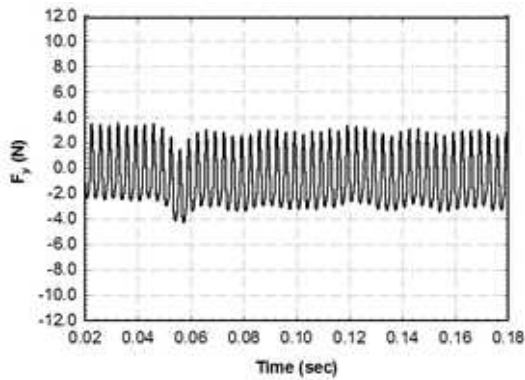
이 +y축이고 수직 상방향이 +z축 이다.

Fig. 5는 Fig. 4와 같은 유동 상황에서 시간에 대한 무인기의 비정상 공력 하중 및 모멘트 응답을 나타낸 결과들이다. Fig. 5(a)는 30 km/h의 비행속도에서 기체 및 프로펠러 간섭을 고려한 항력 성분(해당하는  $F_x$ )의 시간 변화 그래프로 평균값은 약 -13 N 수준이다. Fig. 5(b)는 시간에 대한  $F_y$  변화 그래프이고 0.1초 이후 평균은 거의 0 N을 나타내고 있으나 양에서 음으로 주기적인 변동 폭을 가짐을 확인할 수 있다. 이러한 현상이 발생하는 이유는 swirling 특성을 가지는 프로펠러 후류가 수직미익을 통과하면서 발생하는 상호작용으로 수직미익에 유발되는 유효 상대 받음각이 시시각각 변동되기 때문이다. Fig. 5(c)는 시간에 대한 수직력  $F_z$ 의 변화 그래프로 0.1초 이후 평균은 약 7.2 N을 나타내고 있다.

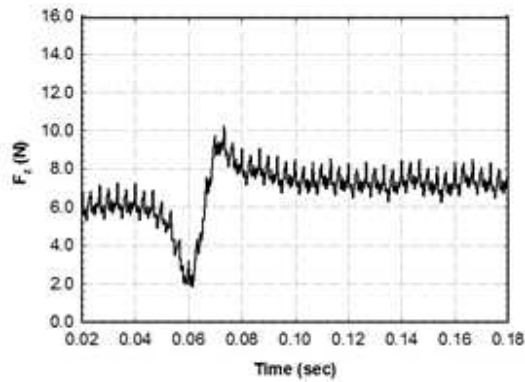
본 논문의 주제와 가장 큰 연관성이 있는 롤 모멘트를 나타내는 Fig. 5(d)의 경우도 양에서 음의 값으로 주기적 변동 특성을 나타내고 있다. 이 그래프 결과에서 중요한 사항은 고속 회전하는 프로펠러 자체의 반토크(anti-torque) 및 생성된 후류와 동체 간섭으로 인해 롤링 모멘트 평균값이 0이 아닌 양의 방향으로 약간 치우친 값을 가진다는 점이다. 0.1초 이후에 대한 정량적인 분석결과는 최대 1.38 Nm에서 최소 -0.856 Nm로 주기적으로 변동하는 특성을 나타내며, 평균값은 0.277 Nm 수준이다. x-축 방향이 유동 흐름 방향이므로 양의  $M_x$  값은 기체를 좌측날개 방향으로 롤 운동시키려는 공력 모멘트가 지속해서 작용하고 있다는 점을 시사한다. 정량적인 롤 모멘트값이 작아 보일 수 있다. 하지만, 본 논문에서 고려하고 있는 투척식 무인기의 이륙 자중이 3.45 kg 수준으로 매우 가벼우므로 작은 공력 하중 변화에도 의도치 않은 민감한 기동이 유발될 가능성이 크다. 이는 본 논문의 연구배경과 관련된 핵심 사항 중 하나로 군용 투척식 무인기의 이륙속도 영역(30~45 km/h)에서 초기 반토크 롤 모멘트를 최소화할 수 있는 최적의 에일러론 타각을 CFD 기반으로 구하는 방안(대안)에 대한 것이다. 참고로 이 논문은 지면 관계상 롤 모멘트 및 롤 안정성 관점에 국한하여 기술된 것이며, 실속 및 요 모멘트 관점의 관련 해석 및 분석결과 등은 선행 연구인 참고문헌 [1]~[2]에 제시되어 있다.



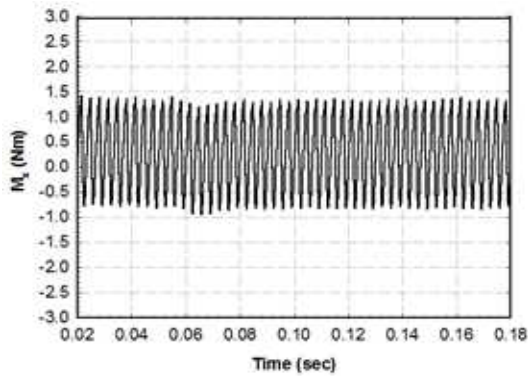
(a) Time vs.  $F_x$



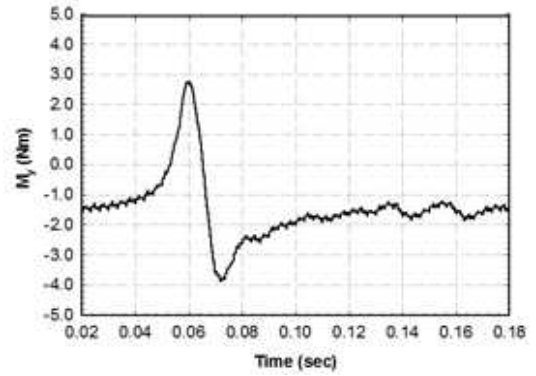
(b) Time vs.  $F_y$



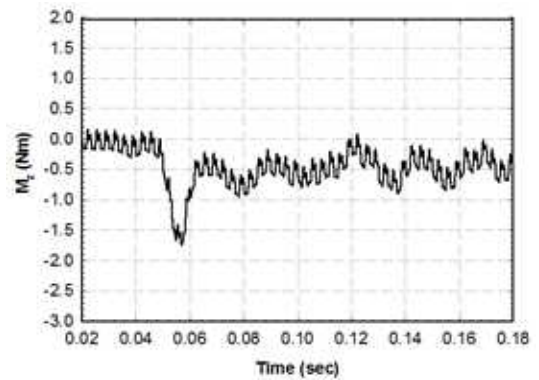
(c) Time vs.  $F_z$



(d) Time vs.  $M_x$  (rolling moment)

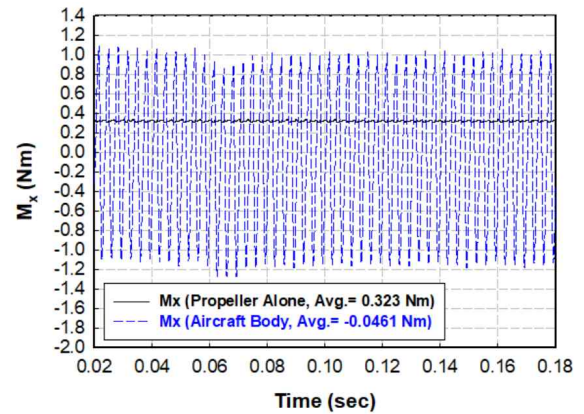


(e) Time vs.  $M_y$  (pitching moment)



(f) Time vs.  $M_z$  (yawing moment)

**Fig. 5** Unsteady aerodynamic forces and moments with respect to time ( $V= 30$  km/h,  $\omega= 9,000$  rpm)



**Fig. 6** Comparison of rolling moment components due to propeller and aircraft body ( $V= 30$  km/h,  $\omega= 9,000$  rpm)

그 외 피칭 모멘트를 나타내는 Fig. 5(e)의 경우는

0.14초 이후 평균값이 약 -1.7 Nm 수준을 나타내었다. 요잉 모멘트를 나타내는 Fig. 5(f)의 경우는 0.14초 이후 평균값이 약 -0.5 Nm 수준을 나타내고 있다. 참고로 이 해석은 30 km/h 속도에서 프로펠러 후류 효과를 고려한 롤 모멘트 수준 파악이 주목적이므로 완벽한 초기 항공기 트림 조건(trim condition)이 유동 해석에 반영되지는 않았다.

Fig. 6은 Fig. 5에 제시한  $M_x$  시간 응답을 프로펠러 자체의 반토크 및 프로펠러를 제외한 순수 기체에 유발되는 롤 모멘트로 성분으로 각각 분리하여 제시한 결과이다. 이를 평균값 관점에서 고려해 보면 전체 롤 모멘트를 유발하는 주요 성분은 고속 회전 프로펠러 자체의 반토크 성분이 지배적이거나, 롤 모멘트의 주기적 진동을 유발하는 주요인은 프로펠러 후류와 기체의 간섭 영향 때문임이 명확하게 확인될 수 있다.

### 3.2 에일러론 타각 변화 고려 롤 모멘트 해석

본 절의 유동해석 환경조건은 3.1절과 마찬가지로 해수면 기준 대기압력 101,325 Pa, 밀도 1.225 kg/m<sup>3</sup> 및 온도 288.15 K의 표준대기 조건을 적용하였다. Fig. 7은 Fig. 3에 제시한 격자에 대해 에일러론 타각이 2° 간격으로 20°까지 변화되는 조건에 대한 유동해석 격자들을 신규로 생성한 후 45 km/h의 비행속도와 두 가지 대표 이륙 받음각 조건(15° 및 20°)에서 세 가지 서로 다른 난류 모델을 적용하여 해석하여 구한 롤 모멘트를 상호 비교한 결과이다. 난류 모델의 이론적 정확도는 Transition SST 모델이 가장 높다고 할 수 있는데, 대상 소형 무인기 모델의 경우 난류 모델의 변경이 계산된 공력계수에 미치는 영향은 거의 없었다. 받음각 15° 조건에서 Standard SST k- $\omega$  모델의 경우 1차 난류 모델인 Spallart-Allmaras(S-A) 난류 모델을 적용하여 해석한 경우에 비해 작은 에일러론 타각 영역에서 약간 큰 롤 모멘트를 예측하였고, 4-equation Transitional SST k- $\omega$  ( $\gamma$ - $Re_\theta$ ) 난류 모델[6-7]의 경우는 오히려 S-A 난류 모델 결과와 더 근접한 롤 모멘트 수준을 나타내었다. 그리고 받음각 20° 조건에서는 Standard SST k- $\omega$  모델의 경우 해석 결과 값이 S-A 모델의 해석결과와 비교하여 근소한 차이를 보였고, Transition SST k- $\omega$  모델의 경우

S-A 해석결과와 비교하여 에일러론 각도 4°에서는 약간 낮은 값을, 20°에서는 약간 큰 값을 예측하였으나, 전반적으로 난류 모델링에 따른 영향은 큰 차이를 보이지는 않으며 유사한 수준의 롤링 모멘트 예측 결과를 나타내었다. 따라서 이후에 제시한 결과들은 해석 조건이 많고 계산량이 방대하므로 수치 효율성이 우수한 S-A 난류 모델을 적용하였다.

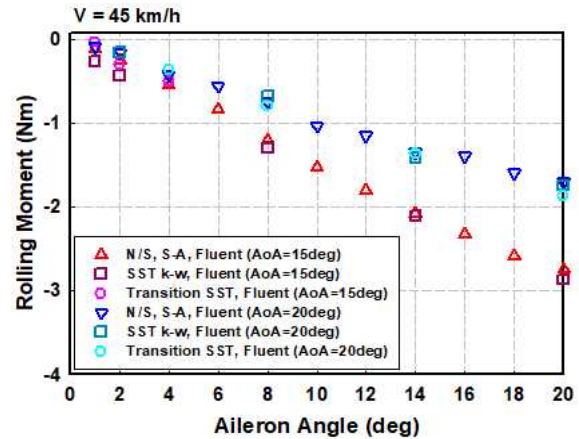


Fig. 7 Comparison of UAV rolling moment with various turbulence models

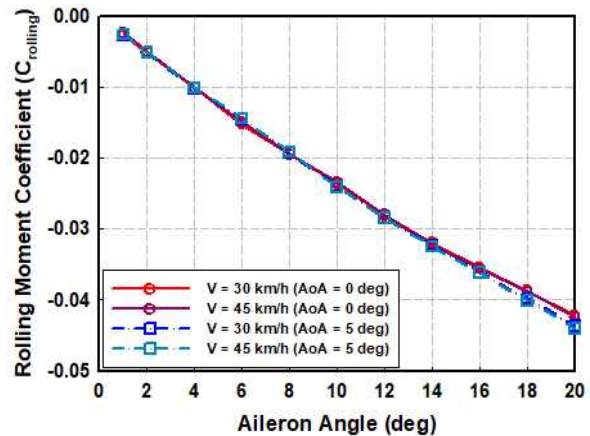


Fig. 8 Comparison of UAV rolling moment coefficient according to aileron angle change at throwing take-off speeds of 30 km/h and 45 km/h

Fig. 8은 이륙속도 30 km/h 및 45 km/h와 받음각 0° 및 5°에서 에일러론 각도 변화에 따른 롤링 모멘트 계수 값을 비교한 결과이다. 고려한 두 가지 속도 상

태에서 레이놀즈수(Reynolds number) 차이가 크지 않기 때문에 각 받음각 조건에 대해 계산된 롤링 모멘트 계수 값들이 거의 같은 수준임을 확인할 수 있다. 따라서 해당 투척식 무인기의 이륙속도 영역에서는 공력 계수 산출이 고려한 이륙속도 범위 내에서 하나의 속도에 대해서만 수행해도 된다.

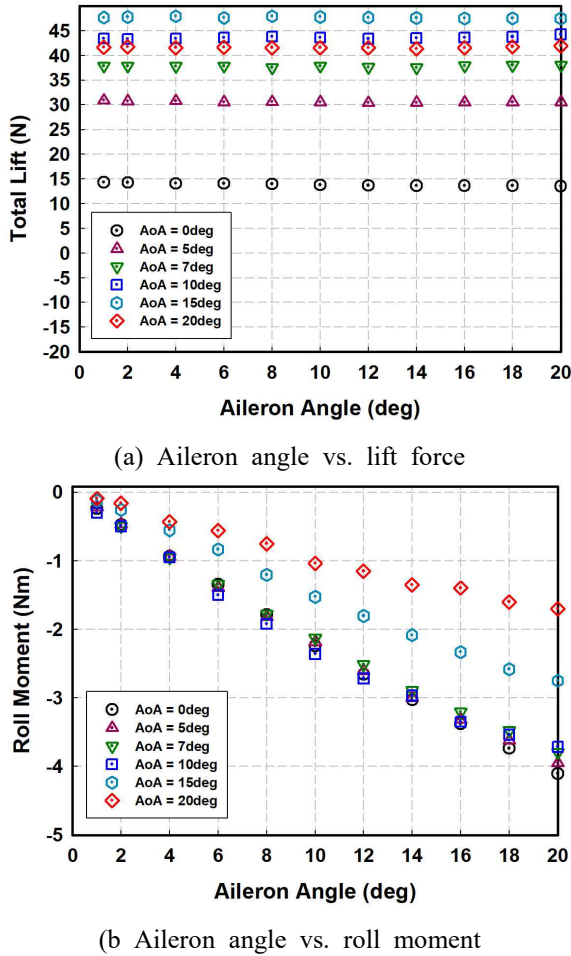


Fig. 9 Aerodynamic roll moment and lift force for different angle-of-attacks and aileron angles

Fig. 9는 이륙속도 45 km/h 조건에서 기체 받음각 0°~20° 및 에일러론 타각 0°~20° 범위에 대해 양력 및 롤 모멘트 변화를 나타낸 결과이다. 롤 모멘트값이 에일러론 타각 증가에 따라 음의 값으로 커지고 양력은 거의 유사하게 유지되는 이유는 3.1절에 제시한 프로펠러 효과에 기인하여 기체를 좌측으로 롤 운동시키려는 모멘트를 상쇄시킬 수 있는 공력 모멘트를 유발할 수 있도록 좌측 에일러론은 내리고 우측은 올린 형

상 조건에 대해 유동해석을 수행하였기 때문이다.

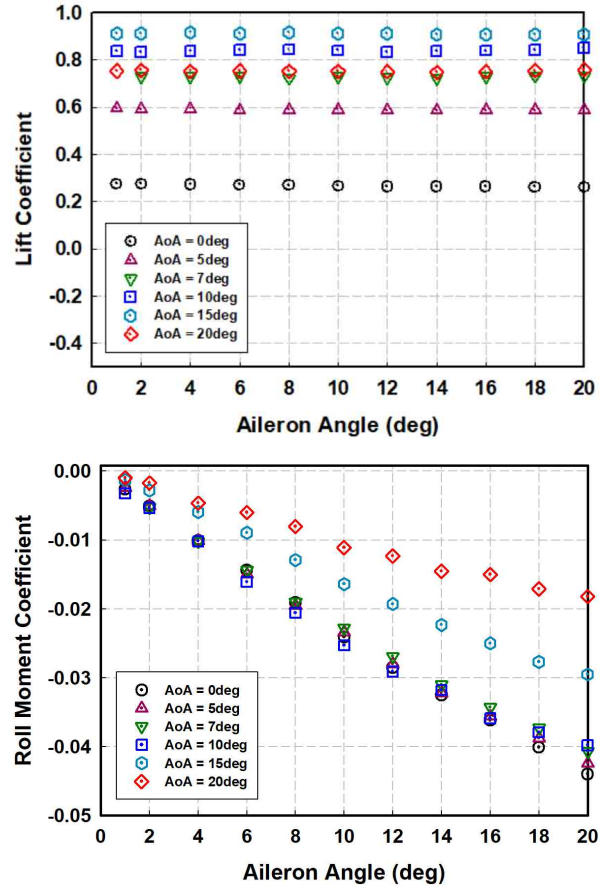
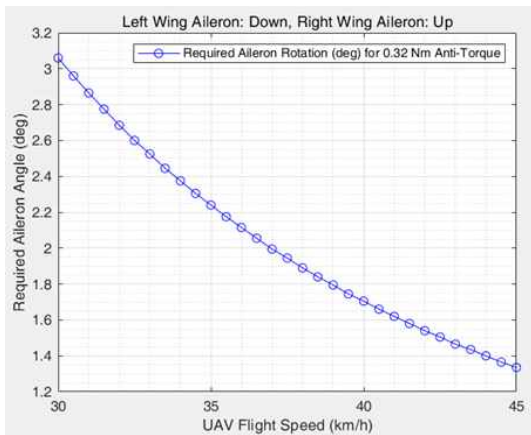


Fig. 10 Variation of aerodynamic lift and roll moment coefficients for different angle-of-attacks and aileron deflection angles

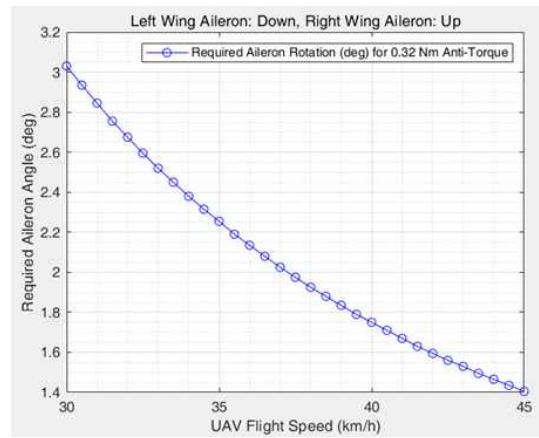
Fig. 10은 양력 및 롤 모멘트를 무차원 계수로 환산한 결과를 나타낸 것이다. 결과에서 볼 수 있듯이 롤 모멘트 및 롤 모멘트 계수는 에일러론 타각이 증가할수록 커지며, 받음각 0°~10°까지는 에일러론 타각 변화에 따른 롤 모멘트 계수 값들이 서로 유사한 수준을 나타내고 있으나 받음각 15° 및 20°에서는 동일한 에일러론 타각에 대해 기체에 발생하는 롤 모멘트값이 감소하는 경향을 나타내고 있다. 양력의 경우는 좌/우 에일러론 타각이 반대 방향으로 설정되어 있어서 타각 증가에 따른 영향은 거의 나타나지 않고 있다. 참고로 받음각 7° 조건에서 양력 수준은 약 38 N으로 무인기의 설계 자중인 3.45 kg (33.84 N)을 초과하여 이륙

가능한 수준이나, 받음각 5°인 경우는 약 31 N으로 다소 부족한 상태가 된다. 앞서 제시한 Fig. 8의 결과를 통해 대상 무인기의 이륙속도 범위에서는 레이놀즈 수 변화에 따른 공력계수의 변화 가능성이 미약하므로 Fig. 10에 제시한 무차원 양력계수 및 롤 모멘트 계수는 이륙속도 범위에서 거의 같은 수준으로 고려될 수 있다. 받음각 20°에서는 심한 실속(stall) 영역에 진입하였기 때문에 양력계수와 롤 모멘트 계수도 상대적으로 재차 감소하는 경향을 나타내고 있다.

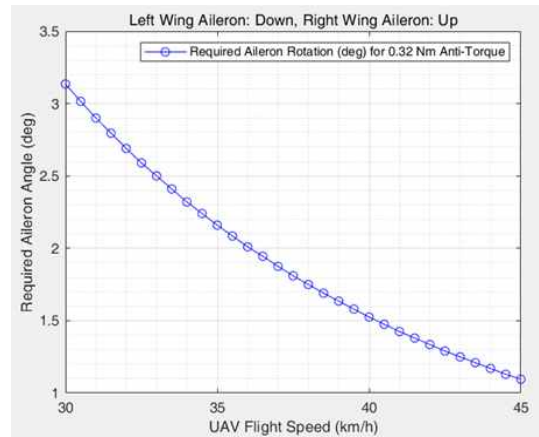
본 연구에서는 CFD 해석으로 구축된 공력계수 데이터베이스에 다차원(multi-dimensional) 보간 알고리즘을 적용하여 이륙속도 및 투척 받음각에 대한 반토크 최소화 에일러론 타각 조건을 자동으로 계산하여 출력하는 Matlab 코드를 자체적으로 개발하여 활용하였다. Fig. 11은 Fig. 5에서 계산된 전체 롤 모멘트에 15% 추가 여유(1.15배)를 고려한 0.32 Nm 반토크 수준에 대해 이를 상쇄시킬 수 있는 에일러론 타각 조건을 도출한 결과의 예시이다. 향후 비행시험 데이터와 비교하여 프로그램 보정이 용이하도록 설계되어 빠르게 업데이트된 결과 도출이 가능하다. 제시된 결과를 보면 이륙속도가 증가함에 따라 동압(dynamic pressure) 증가로 인해 반토크 상쇄에 요구되는 에일러론 타각이 줄어드는 경향이 있음을 확인할 수 있다. 또한 실속 현상이 전혀 없는 받음각 0°~10° 범위까지는 받음각 증가에 따라 반토크 상쇄에 요구되는 에일러론 타각 수준에 큰 차이가 없으나, 주의 실속 현상을 일부 포함하는 받음각 15°에서는 반토크를 상쇄하기 위한 에일러론 타각이 상대적으로 더 크게 요구되는 경향이 있음도 관찰할 수 있다.



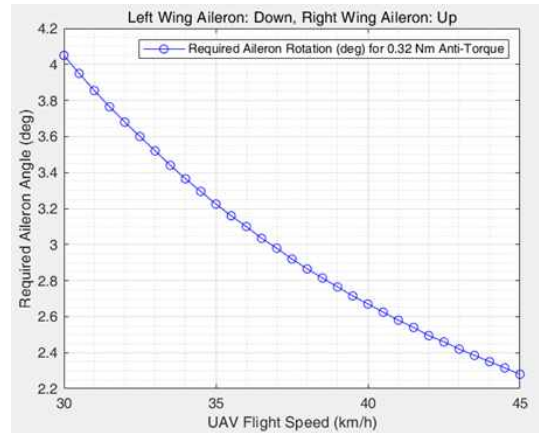
(a) AoA = 0°



(b) AoA = 5°



(c) AoA = 10°



(d) AoA = 15°

**Fig. 11** Required aileron deflection angle to redeem induced aircraft rolling moment for different take-off speeds and angle of attack conditions

참고로 Fig. 5의 프로펠러 효과를 고려한 받음각 0°



에 조건에 대한 롤 모멘트( $M_x$ ) 계산 결과에 15% 추가 여유를 고려한 이유는 롤 모멘트에 대한 받음각 변화 영향과 날개의 공력탄성학적(aeroelastic) 구조변형 효과에 기인한 조종면 효율(control surface effectiveness) 손실과 이륙 시 바람 환경 및 동적 기동 상황에 기인한 편차 가능성을 허용 여유(available margin)로 고려할 수 있도록 설정하기 위함이다.

본 논문에서 제시한 결과에 근거해 볼 때 CFD 공력 해석 데이터를 활용하고 투척 빈도가 높은 이륙조건에 요구되는 에일러론 타각을 처음부터 설정하여 투척 이륙하는 방식은 에일러론 초기 타각 설정이 없는 상태로 이륙하는 고전적 방식보다 더욱 개선된 롤 안정성 확보가 가능할 것이다. 그리고 이륙속도 및 받음각 변화에 따라 롤 평형에 요구되는 에일러론 타각 변화 특성(Fig. 11)과 실전 운용 중 다양한 상황의 투척 이륙 경험을 바탕으로, 군 운용인력의 개별적인 투척 성향(편차)에 따라 최적화된 에일러론 초기 타각 설정 방안을 고려한 전문화된 훈련이 가능하리라는 판단이다. 이를 통해 기존 운용 과정 중 보고되는 투척 이륙 실패 확률(빈도)을 최소로 감소시키는데 기여할 수 있을 것이다.

#### 4. 결 론

본 논문에서는 군에서 운용 중인 투척식 소형 무인기 모델에 대해 고속 회전하는 프로펠러, swirling 후류 및 간섭 효과를 고려한 난류 점성 전산유체해석을 수행하고 롤 모멘트 특성을 고찰하였다. 또한 다양한 받음각 조건과 에일러론 타각 변화를 고려한 기본 공력 데이터베이스를 구축하고 이륙속도 및 받음각 변화에 따라 롤 모멘트를 상쇄시킬 수 있는 조종면 타각을 자동으로 계산하는 프로그램을 개발하고 응용 결과를 제시하였다. 투척 빈도가 높은 이륙조건에 요구되는 에일러론 타각을 처음부터 설정하여 투척 이륙하는 방식이 에일러론 초기 타각 설정이 없는 상태로 이륙하는 고전적 방식보다 더 개선된 롤 안정성 확보가 가능함을 제시하였다. 또한 본 논문의 내용과 실전 운용 중 다양한 상황의 투척 이륙 경험을 바탕으로, 군 운용인력의 개별적인 투척 성향(편차)에 따라 최적화된 에일러론 초기 타각 설정 방안에 대해 특화된 훈련을

통해 운용 과정에서 보고 되어온 투척 이륙 시 실패 빈도를 감소시키는데 기여할 수 있을 것이다.

#### References

- [1] Woo, S. M., Kim, D. H., and Kim, Y. R., "Investigation of Stall Prevention Condition for a Hand-Launched UAV Using Computational Fluid Dynamics," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 26, No. 2, pp. 84-93, June 2021.
- [2] Park, J. M., Kim, D. H., and Park, H. J., "Prediction of Yawing Moment for a Hand-Launched UAV Considering Effect of Propeller Wake," *Journal of KIMST*, Vol. 24, No. 4, pp. 426-434, August 2021.
- [3] Spalart, P. R., Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA-92-0439, 1992.
- [4] Menter, F. R., *Improved Two-Equation  $k-\omega$  Turbulence Models for Aerodynamic Flows*, NASA TM 103975, October 1992.
- [5] Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994.
- [6] Menter, F. R., Langtry, R., and Volker, S., "Transition Modelling for General Purpose CFD Codes," *Flow, Turbulence and Combustion*, Vol. 77, No. 1, pp. 277-303, November 2006.
- [7] Langtry, R. B. and Menter, F. R., "Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamic Codes," *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 12, pp. 2894-2906, December 2009.