

CFD를 이용한 스마트 무인기의 공력특성 분석

김철완, 정진덕, 이장연^{*1}

Aerodynamic Analysis of Smart UAV with CFD

C. W. Kim, J. D. Chung and J. Y. Lee

CFD simulation for Smart-UAV(TR-E2S1) is performed to analyze its aerodynamic characteristics. Base geometry and several cases, decided by control surfaces being deflected, are simulated. To obtain the better lift characteristics, the elevator should be deflected between 10o and 20o with the incidence angle of the wing α .

Key Words: 스마트 무인기(Smart UAV), 전산유체역학(CFD), 항력예측(Drag Prediction)

1. 서론

항공우주연구원에서 진행하고 있는 스마트 무인기 개발사업은 수직이착륙 및 고속 비행을 할 수 있는 Tilt-rotor 항공기 개발에 주력하고 있는데 개발사업 초기에 항공기의 공력특성을 분석하여 설계에 필요한 자료를 제공하고 공력설계의 개선점등을 파악하는 것이 매우 중요하다. 그러나 풍동시험을 이용한 무인기 모델의 특성분석은 모델제작 시간 및 비용의 문제 등이 있고 경험식 등을 이용하여 공력특성을 파악하는 Datcom은 개발하고자 하는 항공기의 형태가 기존의 형상을 벗어나면 신뢰성 있는 결과를 생산하는데 많은 어려움이 있다. 따라서 본 연구에서는 스마트 무인기 초기 모델(Fig. 1)의 기본 형상 및 주익의 설치각 변화, 각종 조종면(control surface) 변위에 따른 공력 계수 변화 등을 파악하기 위해 수치 해석을 행하였다. 그림1 은 본 연구에서 수치해석을 행한 스마트 무인기의 형상이며 해석의 용이성을 위해

로터로 인한 power 효과 및 엔진 흡입구의 형상은 제외하였다.

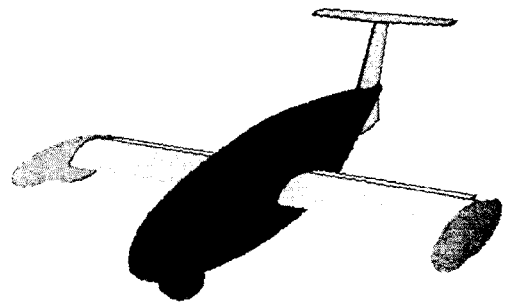


Fig. 1 수치해석을 수행한 스마트 무인기 형상

2. 수치 해석

3차원 전기체의 수치해석을 위한 표면격자는 삼각형과 사각형을 혼합하여 약 190,000개의 격자로 이루어져 있고 점성경계층 계산을 위해 10층의 점성격자를 형성하였다. 주익의 앞전(leading edge)과 뒷전(trailing edge)에 격자점을 모으기

*1 정희원, 한국항공우주연구원 공력성능그룹
*E-mail : cwkim@kari.re.kr

위해서는 사각격자와 같은 정렬 격자를 사용하는 것이 매우 효과적이다. 그렇지만 동체는 연결부위가 많아 정렬격자를 형성하는데 어려움이 있어 삼각격자를 사용하였다. 전기체 해석을 위한 3차원 계산 영역은 점성격자를 포함하여 약 5×10^6 개의 3차원 격자로 이루어져 있다.

수치해석의 초기에는 1차의 scheme으로 해를 구하고 어느 정도 해가 정해진 후에는 2차 정확도를 갖는 scheme을 이용하여 해를 구하였다. 계산 조건을 일정하게 조정하기 위해 grid adaptation은 행하지 않았다. 수렴된 해를 구하기 위해 약 1,600 번의 반복계산을 행하였다. 또한 원방경계는 자유류의 마하수와 받음각 그리고 대기조건을 이용하여 설정하였는데 자유류의 마하수는 0.34, 고도는 3km이다.

3. 수치 해석 결과

수치해석 결과는 주익의 불임각(incidence angle) 및 조종면에 변위를 가한 후 pitch angle 및 yaw angle의 변화에 따른 무인기의 공력특성을 정리하였다. 본 수치해석에서 주익의 불임각은 10° 및 40° 이고 변위를 준 조종면은 elevator(상하 20°) 및 rudder(20°)이다.

3.1 Pitch Angle 변화에 따른 공력특성

해석결과는 주익 설치각의 변화에 따른 양력, 항력 및 양항비 변화 등을 비교하였다. 또한 무인기의 안정성 특성을 확인하고자 조종면에 변위를 준 상태에서 받음각과 요우각 변화에 의한 가로, 세로 및 방향 안정성 경향 등을 분석하였다.

3.1.1 조종면 변경 효과(설치각 4° , Yaw= 0°)

주익 설치각이 40° 이고 요우각이 0° 일때 조종면 변경에 따른 특성을 분석하였다. 양력계수는 승강타의 변위각이 "+"방향으로 증가할수록 양력계수가 점진적으로 증가하는 경향을 보여준다. 무인기의 실속은 조종면의 변위와는 무관하게 받음각 130° 부근에서 발생한다. Rudder의 변위는 양력의 발생에는 아무런 영향을 주지 않아 clean surface의 경우와 정확히 일치함을 알 수 있다.

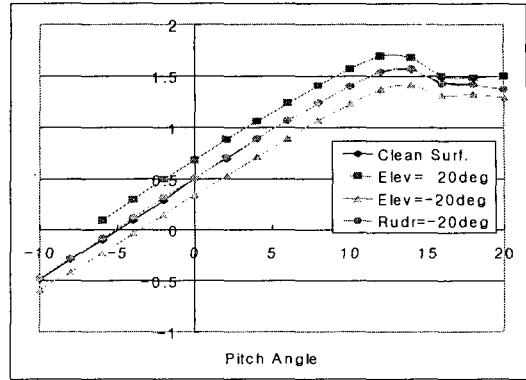


Fig. 2 조종면 변위에 따른 양력 계수 분포

Fig. 3에 보여진 것처럼 양력계수와 피칭모멘트는 세로안정성을 갖는 경향을 보여준다. 그리고 승강타가 0° 인 경우에는 상대적으로 적은 trim을 적용하여도 안정된 비행을 행할 수 있으나 승강타의 변위가 있는 경우에는 승강타의 미소 변위로는 수평비행을 위한 trim조건을 설정하기 어려워 모델 받음각을 변화시켜야 수평비행이 가능하다.

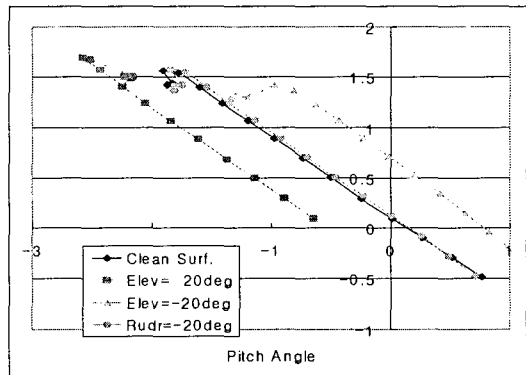


Fig. 3 조종면 변위에 따른 피칭모멘트 분포

승강타, 에일러론 그리고 러더에 변위각을 주면 양력의 증가 혹은 감소와 더불어 induced 항력이 변화하여 전체적으로 항력이 변하는 경향을 보여준다. Fig. 4는 승강타 및 러더의 변위에 따른 양항곡선을 보여준다. 조종면의 변위가 없는 clean 형상의 경우가 좋은 양항비를 갖는다고 알려져 있으나 이 형상의 경우는 의외의 결과를 보여준다.

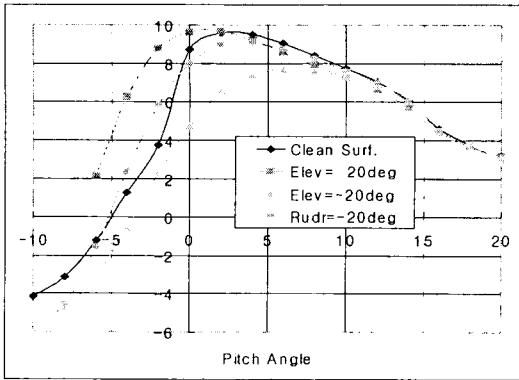


Fig. 4 조종면의 변위에 따른 양항비 분포

Clean 형상의 경우 최대 양항비가 9.59이지만 승강타의 변위가 20°일때 최대 양항비는 9.66으로 증가한다. 따라서 long endurance를 얻기 위해서는 승강타에 변위를 주고(10° 혹은 20°) 양력계수를 0.88정도로 유지하는 것이 가장 바람직하다.

3.1.2 주익 설치각 변경 효과

지금까지 주익 설치각을 4°로 고정 한 상태에서 양력, 피칭모멘트와 양항비를 분석하였다. 초기 설계 시 주익 설치 각을 바꿨을 때 공력계수의 변화를 분석하기 위해 설치각을 1°로 하여 수치해석을 행하고 그 결과를 분석하였다.

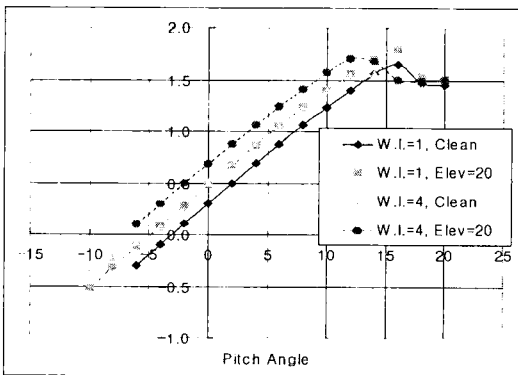


Fig. 5 주익 설치각 변화에 따른 양력 계수

Fig. 5는 설치각 차이에 의한 양력 계수의 변화를 보여준다. 설치각을 1°에서 4°로 바꾸었을때 발생하는 양력의 증분은 clean 형상과 승강타 20°의 경우 모두 약 0.2 정도이다. 설치각이 1° 일때는

pitch angle이 약 16°일때 실속이 발생하고 설치각이 4°시에는 실속각이 약 13°이다. 그림6은 양력

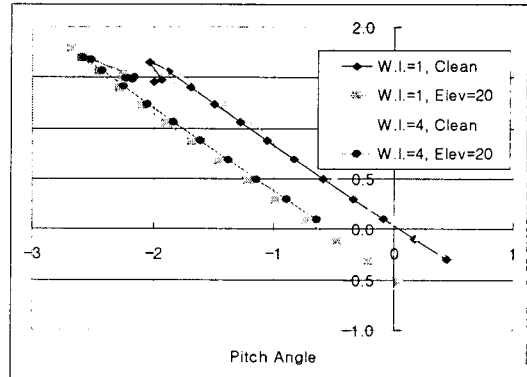


Fig. 6 주익 설치각에 따른 피칭모멘트 분포

계수와 피칭 모멘트의 변화를 보여준다. 설치각 변화에 따른 피칭 모멘트의 경향은 거의 유사하다. 주익설치각의 변화가 피칭 모멘트에 미치는 영향은 승강타각의 변화가 미치는 영향에 비하면 크지 않다.

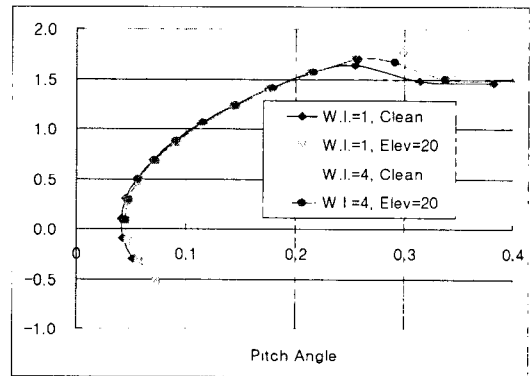


Fig. 7 주익 설치각 변화에 따른 drag polar

Fig. 7은 주익 설치각의 변화에 따른 양항력 곡선의 변화를 보여준다. 주익 설치각의 변화가 양항력 곡선의 변화에 주는 영향은 거의 없는 것으로 판단된다(주익 설치각 : 1° 및 4°, 승강타:20°).

무인기의 리더 조종면을 -20°로(모델 후방에서 관측시 리더가 왼쪽으로 꺾임) 설치한 상태로 주익설치각을 변경시키고 받음각을 주었을때 가로, 세로, 방향 안정성이 어떻게 변화하는지를 그림 8에서 비교하였다. 무인기 모델에 10°의 요우각을

주면 동체를 오른쪽으로 밀어내는 측력계수가 요우각 0°에 비해 상당히 커짐을 알 수 있다. 모델 요우각이 10° 일때 측력계수는 음의 받음각 영역에서 일정한 값을 유지하다가 받음각이 양의 영역에서 점점 증가하는 경향을 보인다.

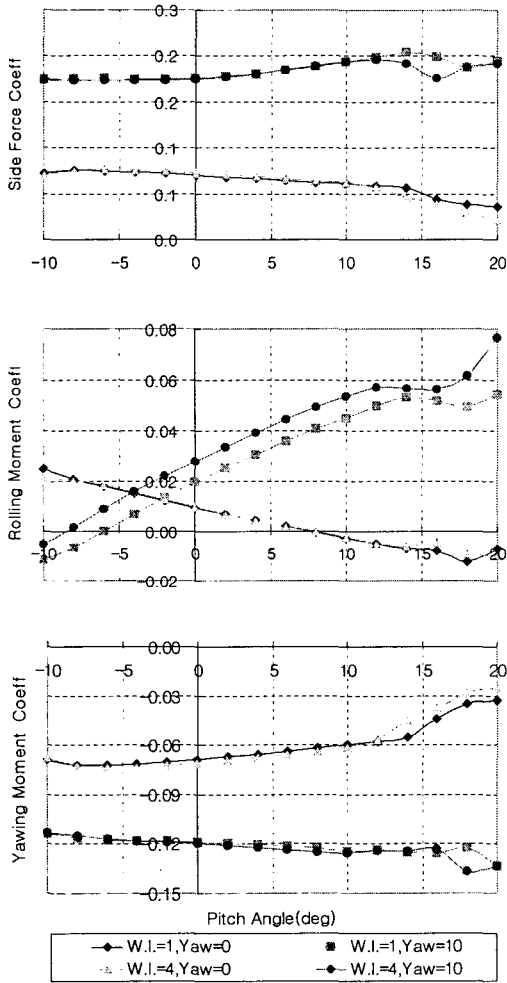


Fig. 8 주익 설치각의 변화에 따른 Side Force, Rolling Moment 및 Yawing Moment 분포

요잉모멘트는 측력계수와 반대의 방향으로 작용하는 경향이 거의 동일하다. 요우각이 10°일때 받음각을 변화시키면 오른쪽 주익이 내려가는 방향성을 가지고 요우각이 0°일때는 왼쪽날개가 내려가는 경향을 보인다.

3.2 Yaw Angle에 따른 공력특성 변화

모델의 요우각(-sideslip)의 변화에 따른 공력특성의 변화중 가로 안정성(lateral stability)과 방향 안정성(directional stability) 값들에 대한 분석을 하고자 한다. 요잉모멘트(방향 안정성)는 요우각에 따라 항공기의 무인기의 nose가 향하는 방향에 따라 안정성 여부를 판단한다. 안정성을 유지하기 위해서는 요우방향과는 반대로 요잉모멘트가 작용해야 한다. Fig. 9에 보인 것처럼 요우각이 증가할 수록 side force와 rolling moment는

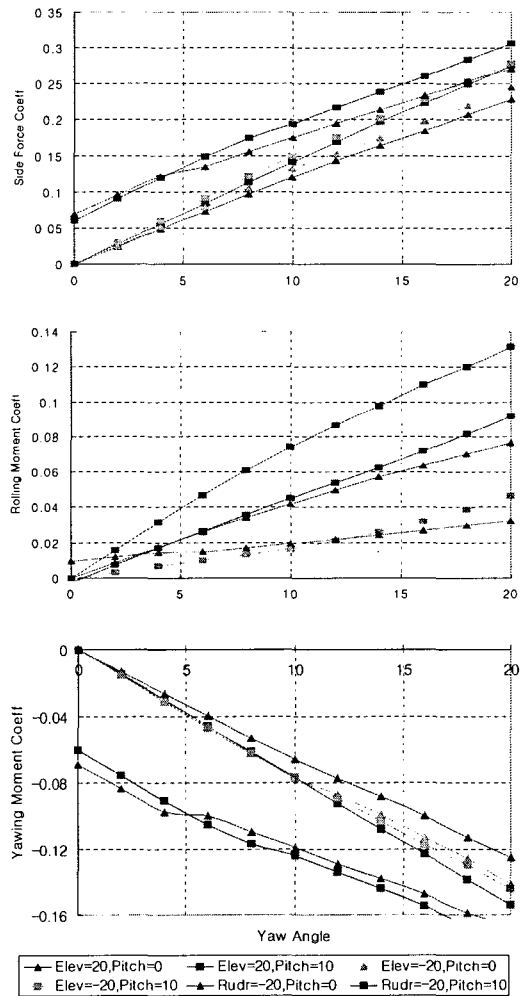


Fig. 9 요우각 변화에 따른 Side Force, Rolling Moment 및 Yawing Moment 분포

비례하여 증가하고 요잉모멘트는 측력계수와 반대



의 방향으로 나타나는데 모든 조종면 변위에 대해 방향 안정성을 갖는다.

5. 결 론

스마트 무인기 초기 모델인 TR-E2S1에 대한 CFD 해석을 통하여 조종면의 변위에 대한 무인기의 공력 특성을 분석하였다. 이 무인기 형상이 높은 양력을 얻기 위해서는 주익 설치각을 4° 로 정하는 것이 좋지만 높은 양항비를 얻기 위해서는 1° 로 설치하는 것이 바람직하다. 또한 clean 형상보다 승강타에 10° 나 20° 의 변위를 주어 무인기를 운용하는 것이 long endurance를 얻는데 도움이 된다. 측력 계수는 요우각이 10° 미만에서는 승강타 각도와 주익 설치각과는 무관하게 일정한 기울기를 갖는다.

후 기

이 논문은 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] Abbott, I., and Doenhoff, A. "Theory of Wing Sections", Dover Publications.
- [2] Hoerner, S. F., Borst, H. V., *Fluid-Dynamic Lift*, Published by L. A. Hoerner, 1975, pp.2.6-2.7
- [3] J.C. Wilson, R.E. Mineck, and C.E. Freeman, "Aerodynamic Characteristics of a Powered Tiltrotor Wind-Tunnel Model", NASA TM X-72818
- [4] Fluent Manual 6.1