

## 틸트 로터 항공기의 지면 효과 분석

김철완\* · 장병희\*\* · 이장연\*\*\*

### Ground Effect Analysis of Tilt-Rotor Aircraft

Cheolwan Kim\*, Byung Hee Chang\*\* and Jang-Yeon Lee\*\*\*

**Keywords** : CFD(전산유체역학), Tilt-Rotor, Ground Effect(지면효과), Rotor Wake(로터후류)

#### Abstract

The ground effect on tilt-rotor UAV is analyzed by simulating the hovering UAV for various altitudes. Ground effect increases pressure beneath the UAV body and generates additional lifting force. The ground effect diminishes at altitude 3m and hovering UAV generates constant lifting force above 3m.

#### 1. 서론

항공우주연구원(KARI)에서 개발 중인 틸트로터 항공기는 신 개념의 무인기로서 수직 이착륙 및 고속의 순항 비행이 가능하다. 로터에서 발생한 추력을 이용하여 이착륙 및 순항 비행을 행하고 로터 및 로터와 연결된 나셀이 회전을 하여 추력의 방향을 조절하기 때문에 로터에 의해 발생하는 추력의 양을 정확히 예측하는 것이 비행체 개발에 있어 매우 중요하다. 또한 기존의 프로펠러 항공기에 비해 로터 반경이 날개의 스패 길이와 거의 같을 만큼 매우 커서 주익의 대부분이 로터 후류의 영향아래 놓이게 된다. 따라서 주익 및 무인기 동체의 공력특성을 파악하기 위해서는 로터의 영향을 고려하는 것이 필수적이다.

또한 이착륙시 로터에 의한 추력과 로터 후류에 의해 발생하는 하방력(download force)에 대한 예측이 필요한데 이는 무인기의 이착륙 비행 시나리오 작성에 필요하기 때문이다. 그런데 하방력을 예측하기 위한 풍동시험은 실제 비행과 비슷한 조건을 설정하기가 어려워 정확한 하방력 예측에 어려움이 많다. 40% Scale 모델을 이용하여 항우연에서 수행된 하방력 측정은 풍동 시험부 내에서 이뤄졌는데 시험부 벽 등을 제거하여 실제 비행 조건과 같은 경계조건을 설정하기가 어려웠다.

반면 전산유체역학(CFD)은 경계조건의 변화 및 모델 형상의 변화에 대한 제약이 별로 없는 해석 방법으로서 지면 가까이 있는 무인기의 성능해석에 매우 유용하다. 다만 로터 회전에 의해 발생한 후류의 정확한 모사에 어려움이 있고 계산시간이 많이 소요되는 단점이 있는데 현재의 모사 방법도 어느 정도 정확성을 유지하기 때문에 지면 효과를 모사하고 그 영향을 분석하는 데는 큰 어려움이 없는 것으로 판단된다.

따라서 본 논문에서는 전산유체역학을 이용하여 틸트로터 무

인기가 지면과 가까이 있을 때 지면효과가 비행체의 공력 특성에 미치는 영향을 분석하였다. 또한 지면과의 거리에 따른 특성 변화도 분석하였다.

#### 2. 전산해석 모델 및 계산 격자

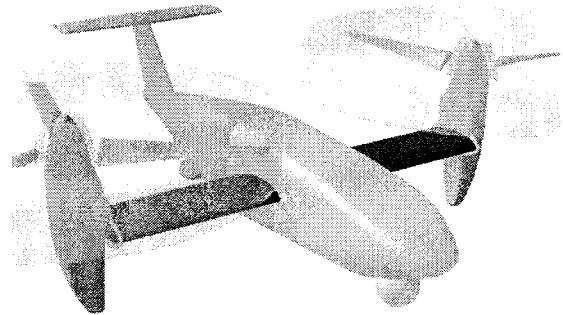


그림 1. 호버링시 TR-S5의 형상(Sliding Mesh 포함)

그림 1은 호버링시 Tilt-Rotor UAV(TR-S5)의 형상을 보여주고 있다. 나셀 변위는 90° 이고 냉각 핀 및 나셀 끝에 부착된 착륙 장치 등 자세한 형상은 생략되었다. 또한 그림1에 나타난 것과 달리 실제 수치 해석은 형상의 반을 대상으로 하였다. 또한 Multiple Reference Frame(MRF) 및 Sliding Mesh 방법 등을 이용하여 로터의 회전을 고려하기 위해 경계면(Interface)을 사이에 두고 로터 주위의 격자를 분리하였다.

\* 항공우주연구원 공력성능그룹, cwkim@kari.re.kr

\*\* 항공우주연구원 공력성능그룹, cbh@kari.re.kr

\*\*\* 항공우주연구원 항공 체계실, jlyee@kari.re.kr

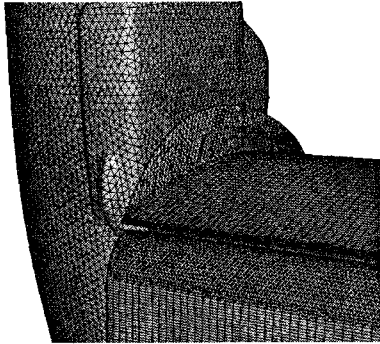
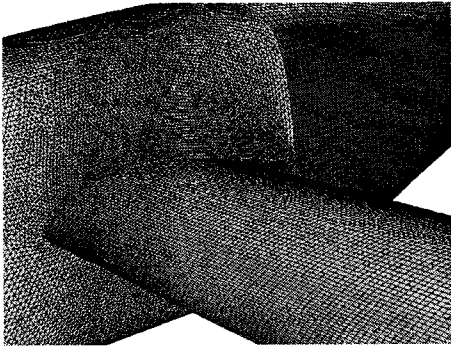


그림 2 TR-S5의 표면 격자, 위: 동체 및 날개, 아래: Wing Fence, 플랩 및 나셀

그림 2는 동체와 날개 연결부위, Wing Fence, 플랩, 나셀 등의 표면 격자를 보여주고 있다. 전산해석에 사용된 상용 CFD Software Package, Fluent는 비 정렬 격자를 사용하기 때문에 삼각 및 사각격자의 혼용 사용에 대한 제한이 없어서 연결부위가 많은 동체에는 삼각격자를 날개 및 꼬리날개 등은 유동의 흐름방향으로 격자를 모으기 위해 사각 격자를 사용하였다. 날개의 앞전과 뒷전에 더 많은 격자점을 분포하였는데 이 영향이 동체의 격자에 나타나 있다. 그림 3은 점성경계층 해석을 정확히 하기 위해 만든 경계층 격자를 나타내고 있다. 표면 격자를 수직으로 투영하여 만드는데 첫 번째 격자의 높이는 약  $1 \times 10^{-4}m$ 이고 다음 격자의 높이는 1.25의 비율로 증가시켰다. 총 10층의 점성경계층 격자를 형성하였다.

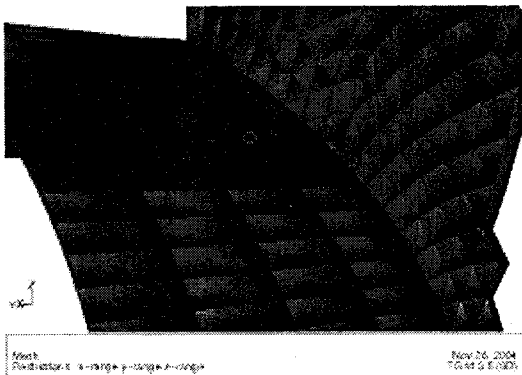


그림 3 날개와 동체 연결 부위의 점성 경계층 격자,  $h1=1 \times 10^{-4}m, h2/h1 = 1.25$

그림 4는 지면 효과 해석을 위한 형상인데 무인기가 지면에 착륙한 상태를 보여주고 있다. 무인기 형상에 랜딩기어는 포함되지 않았다. 원방경계는 원통형을 갖고 위, 앞, 뒤 및 좌우의 거리는 무인기 길이의 5배, 그리고 아래면은 지면효과 분석을 위해 1, 2, 4m 거리를 갖게 하였다.



그림 4 지면 효과 분석을 위한 TR-S5 형상

표면 격자와 원방경계 격자를 정한 후 동체 표면에 점성경계층 격자를 형성한 후 나머지 공간을 사면체(Tetrahedron)로 채워 3차원 격자를 완성하였다.

### 3. 전산해석 결과 분석

#### 3.1 수치해석 결과

위와 같이 형성된 격자를 압축성 유체를 모사할 수 있는 Fluent 6.2를 이용하여 경계조건을 설정하고 반복계산을 수행하여 수렴된 해를 구하였다. 경계조건은 벽면에서는 No-Slip 조건을 사용하고 원방에서는 압력을 일정하게 유지하는 Pressure-Inlet 및 Outlet조건을 사용하였다. 지면에는 Slip 조건을 적용하였다. 초기 조건을 설정한 후에 수치 기법의 정확도를 1차로 하여 대략적인 해를 구한 후 기법의 정확도를 2차로 바꾸어 나머지 반복계산을 수행하였다. 난류 모델은 Spalart-Allmarass 1 equation 모델을 사용하였다. 회전하는 로터의 해석을 위해 사용하는 방법은 Overset Grid, Multiple Reference Frame(MRF) 및 Sliding Mesh Technique 등이 있다. 그러나 FLUENT는 Overset Grid를 제공하지 않으므로 MRF 및 Sliding Mesh Technique을 이용하여 해석을 수행하였다. 수치 해석에 사용된 방법은 로터와 무인기 동체 사이에 위치에 의한 상대성이 존재하고 두 유동 영역을 연결하는 경계면이 동체 및 로터 Tip에 매우 가까워 Sliding Mesh Method를 사용하는 것이 더 정확한 해를 구할 수 있는 방법으로 판단되어 이를 사용하였는데 계산의 수렴을 용이하게 하기 위해 초기 해를 MRF 방법으로 구하였다. 이는 계산 영역내의 초기 해를 균일한 값으로 정하고 반복계산을 수행하여 수렴된 해를 구하는 것보다 매우 신속하게 해를 수렴시켰다. 모든 경우에 Time Step은  $\Delta t=0.0005$  이고 로터의 피치각은  $10^\circ$ 이며 회전수는 1604 RPM 이다. 또한 플랩의 변위각은 모두  $50^\circ$ 이다.

#### 3.2 수치해석 결과 분석

로터의 회전에 의해 유도된 유동은 일반적으로 날개 근처 동체의 상부, 날개의 아래면과 동체의 하단부에서 가속되어 저압의 영역을 이룬다. 그러나 비행체가 지면과 가까울 때는 다른 양상을 보이기도 한다.

그림5는 높은 고도를 갖는 비행 상태에서 로터의 중심을 지나는 평면의 압력계수 분포를 보이고 있다. 로터에 의해 유도된 유동이 날개 윗면에는 높은 압력을 형성하여 비행체는 하방력(download force)을 갖게 하지만 유동이 아래로 흐르면서 비행체 하부는 낮은 압력을 갖게 한다.

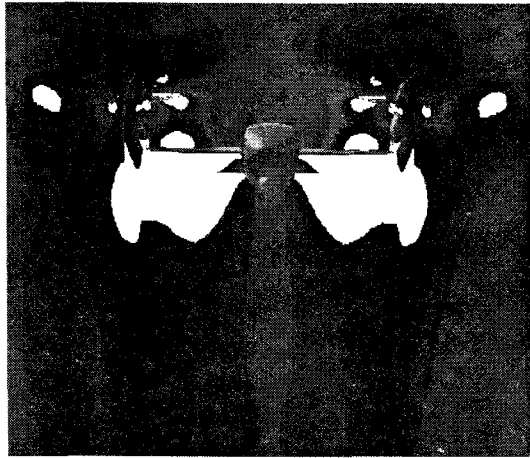


그림 5 높은 고도 상태의 TR-S5 주위의 압력 계수 분포

그림 6은 착륙 상태의 동체 표면 압력 계수 분포를 보여주고 있다. 로터에 의해 유도된 유동이 날개의 윗면에는 높은 압력을 발생시키지만 동체 옆면에서는 가속이 되어 상대적으로 낮은 압력을 형성한다. 또한 유동은 지면과 부딪치면서 지면이 높은 압력을 갖게 한다.

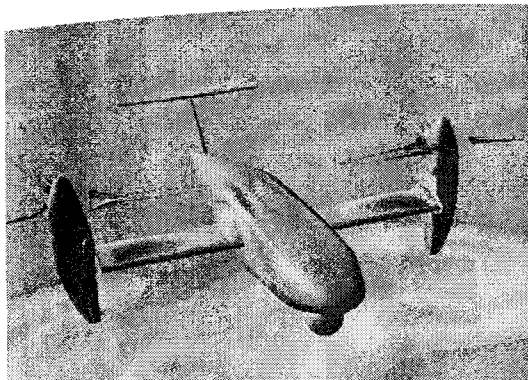


그림 6 착륙상태의 TR-S5 표면 압력 계수 분포

그림 7은 로터의 중심을 지나는 평면의 압력계수 분포를 보이고 있다. 로터에 의해 유도된 유동이 날개와 로터사이에 높은 압력을 만들고 지면 효과 때문에 지면과 동체사이에도 높은 압력을 갖게 한다. 따라서 비행체 아래 부분에 형성된 높은 압력은 비행체의 하방력을 감소시켜 비행체도 양력을 갖게 한다(그림 8 참조).

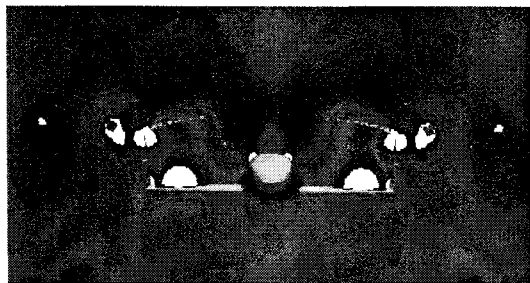


그림 7 착륙 상태 TR-S5 주위의 압력 계수 분포

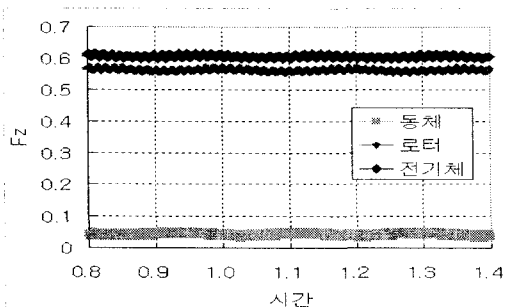


그림 8 착륙 상태의 동체와 로터에 발생한 수직력 분포

그림 8은 동체와 로터에 발생한 수직력(상승력)을 시간에 따라 나타낸 것이다. 지면효과에 의해 비행체도 상승력을 갖게 되어 로터에 의해 발생한 수직력과 합쳐져 높은 상승력을 갖게 된다.

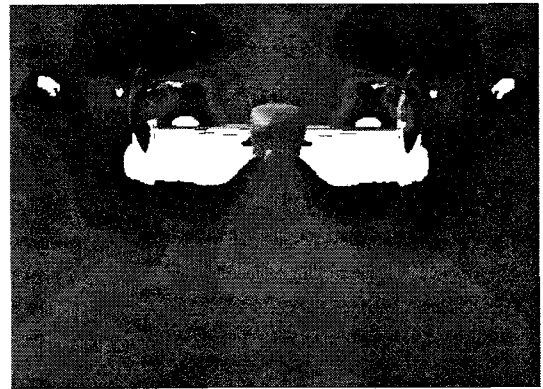


그림 9 이륙중인(고도 3m) TR-S5 주위의 압력 계수 분포

그림 9는 고도가 3m 일때 TR-S5 주위의 압력 계수 분포를 보여주고 있다. 지면효과에 의해 지면 근처는 비교적 높은 압력이 형성되지만 비행체 하부까지 그 영향이 미치지 못해 비행체 하부는 낮은 압력을 갖는데 그 정도가 그림 5와 비슷하다. 따라서 고도가 3m 정도만 되어도 지면효과가 크게 감소함을 알 수 있다.

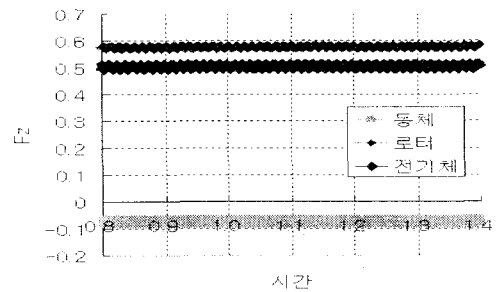


그림 10 고도 3m 시 동체와 로터에 발생한 수직력 분포

그림 10은 고도 3m시 동체와 로터에 발생한 수직력(상승력)을 시간에 따라 나타낸 것이다. 지면효과가 크게 감소하여 동체에는 하방력이 발생하고 이는 비행체 전체의 상승력을 감소시킨다. 그림 11은 고도에 따른 비행체의 수직력을 보여주고 있다. 착륙 상태 시 지면효과에 의해 동체에도 상승력이 발생하지만 비행체가 상승하면 동체의 수직력은 음의 값을 갖는다. 그러나 로터에서 발생한 상승력이 이를 상쇄하고 비행체의 상승을 유도한다. 높은 고도에 있을 때 비행체의 수직력은 검정 사각형으로 표시되어 있는데 그 크기가 고도 3m시의 수직력과 거의 같은 값을 갖는다. 따라서 고도가 3m이상이면 지면효과가 비행체의 상승력에 영향을 주지 못함을 알 수 있다.

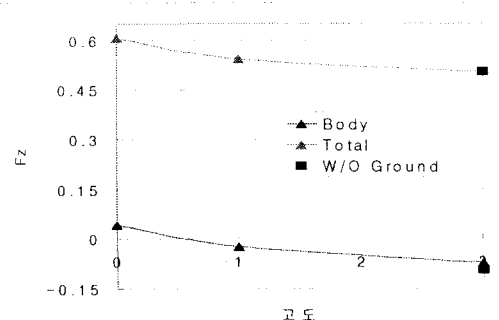


그림 11 고도에 따른 비행체의 수직력 비교

#### 4. 결론

지면효과는 동체의 하방력을 감소시켜 착륙 시에는 동체가 상승력을 갖게 한다. 그러나 고도가 높아질수록 그 영향이 감소하여 3m 이상에서는 동체 및 로터에 발생하는 수직력이 일정함을 알 수 있다.

#### 참고문헌

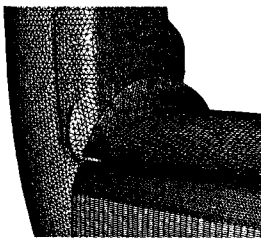
- [1] 김철완, 정진덕, 2004, “파워효과를 고려한 스마트 무인기의 공력해석”, 한국항공우항학회 2004 추계학술대회
- [2] Johnson, W., Gordon, J., Principles of Helicopter Aerodynamics, Cambridge University Press, 2000
- [3] Johnson, W., "Calculation of Tilt Rotor Aeroacoustic Model Performance, Airloads, and Structural Loads", AHS, Aeromech. Specialists Meeting, Atlanta, Nov. 13-15, 2000
- [4] Potsdam, M. A., Strawn, R. A., "CFD Simulations of Tiltrotor Configuration in Hover," 58th American Helicopter Society Annual Forum, Montreal, Canada, June 11-13, 2002.

여 주십시오.

- [2] 저자명, 출판년도, 논문명, 서명, 권호, pp.11-22.
- [3] Broglia, R., Pascarelli, A., and Piomelli, U., 2003, "Large-eddy Simulations of Ducts with a Free Surface," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 484, pp. 223-253.
- [4] 두번째 page 이후의 논문 작성은 이 page의 양식을 사용하지 않습니다.
- [5] 이 페이지는 2번째 이후의 편집 양식 견본입니다. 편집 용지의 여백 및 다단 형식은 첫page와 같습니다.
- [6] 마지막 페이지에서는 양쪽 칼럼의 길이를 같게 맞추어 주십시오.
- [7] 감사합니다.

는데 이는

그림4는 airfoil들의 pitching moment 특성을 보여주고 있다. NACA64-621이 다른 airfoil보다 큰 pitching moment를 발생시킨다. 그러나 pitching moment 분석은 전기체의 pitching moment 특성과 연관시켜 행하는 것이 더 적절할 것으로 판단되어 더 이상의 상세한 설명은 생략한다.



#### 후기

필요한 경우 여기에 후기를 입력하십시오

#### 참고문헌

- [1] 번호는 네모난 괄호로 표시하며 다음과 같은 순서로 정리하