

파워 효과를 고려한 스마트 무인기의 공력해석

김철원*, 정진덕**

CFD Analysis of Smart UAV with Power Effect

Cheol-wan Kim*, Jin-deog Chung**

Abstract

To validate the rotor performance analysis, 3D Computational Fluid Dynamics(CFD) analysis was performed for tilt rotor aeroacoustic model(TRAM). Also, 3D vehicle with rotating rotors was simulated for rotor power effect analysis. Multiple reference frame(MRF) and sliding mesh techniques were implemented to capture the effect of rotor revolution. CFD results were compared with the wind tunnel test results to validate their accuracy. At helicopter mode, CFD analysis predicted lower thrust than the wind tunnel test but CFD results showed good agreement with the test result at cruise mode. Rotor power effect decreased the lift but did not change drag and pitching moment.

초 록

로터의 성능 예측 검증을 위해 tilt rotor aeroacoustic model(TRAM)에 대한 3차원 CFD 해석을 수행하였고 로터 파워 효과에 의한 영향을 분석하기 위해 수치해석을 행하였다. 수치 기법은 multiple reference method(MRF)와 sliding mesh technique을 사용하였다. TRAM 실험치와 비교 결과 정지 비행시에는 수치해석이 실험보다 적은 추력을 예측하였고 전진 비행시에는 실험결과와 매우 유사한 결과를 예측하였다. 로터효과를 고려한 비행체의 양력은 감소하고 항력 및 피칭 모멘트는 거의 변화가 없는 것으로 판단된다.

키워드 : 스마트 무인기(smart UAV), 전산유체역학(CFD), TRAM, 로터(rotor), MRF, sliding mesh technique, 로터 파워 효과(rotor power-effect)

1. 서 론

비행체의 공력 해석을 위해 지난 몇 십년동안 급속한 발전을 거듭해온 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD) 기법은

전산기 성능의 비약적인 발전에 힘 입어 비행체의 공력해석 뿐 아니라 자동차, 선박, 화학공학, 반도체 등 많은 분야에서 매우 활발하게 사용되고 있다. 비행체의 공력해석 결과는 그 정확도가 매우 높아 개발하는 비행체의 공력특성을 신속히

* 공력성능그룹/cwkim@kari.re.kr

** 공력성능그룹/jdchung@kari.re.kr

파악할 수 있는 유용한 도구로 그 신뢰성을 확보해 가고 있다.

최근 한국항공우주연구원에서 개발 중인 스마트무인기 사업은 로터를 사용하는 비행체를 개발하는 것으로 이의 경제적이고 신속한 개발을 위해 로터의 성능을 정확히 예측하는 것이 매우 중요하다. 특히 매우 빠른 회전을 하는 로터의 특성을 파악하기 위해 수행하는 whirl tower 및 풍동시험은 비용 및 위험성이 매우 높기 때문에 CFD 기법을 이용해 초기 설계과정에 필요한 로터의 성능 데이터를 작성하는 것이 매우 유용하다. 또한 스마트 무인기의 로터는 반경이 매우 커서 회전 시 로터에서 발생하는 후류가 주익의 대부분에 영향을 미치기 때문에 비행체의 공력 특성을 정확히 예측하기 위해서는 회전하는 로터를 포함하는 3차원 비행체의 CFD 해석이 매우 절실하다.

CFD 기법으로 회전하는 로터를 해석하려는 노력은 오래전부터 계속되어 왔고 여러 가지 방법이 개발되었다. 가장 대표적인 것들은 먼저 overset grid technique을 이용하여 로터를 포함하는 계산격자를 회전시켜 로터 성능을 해석하는 방법, 회전하는 로터가 주위 물체와 상대적인 움직임이 없고 경계면을 통한 유동의 간섭이 많지 않을 때 사용할 수 있는 multiple reference frame (MRF) 방법, 그리고 로터 주위의 격자가 정지해 있는 대부분의 격자와 interface를 사이에 두고 회전하는 sliding mesh 방법 등이다.

본 논문에서는 로터의 특성 파악을 위해 제자리 비행 및 전진비행 모드에 대한 CFD 해석을 수행하였고 전진비행 모드에 대해 로터를 포함한 스마트 무인기의 공력 해석을 수행하여 비행체의 공력 특성을 파악하였다.

2. 로터의 수치해석 및 결과 분석

로터의 수치해석에 사용된 형상은 NASA Ames에서 시험을 수행한 tilt rotor aeroacoustic model(TRAM)으로 정하였다. 이는 로터의 형상 및 시험결과가 존재하는 매우 유용한 모델로 판

단된다.

2.1 로터의 형상 및 풍동시험 조건

로터 형상(TRAM)은 V22 항공기의 prop-rotor 1/4 scale이다. 이의 blade수는 3개이고 직경은 9.5 ft 이며 solidity는 0.105이다. 풍동 시험 조건은 제자리 비행 모드시 팁 마하수는 0.63이고 전진 비행 모드시는 0.59이다. 이 형상에 대한 시험 및 해석은 NASA Ames에서 수행하였는데 모든 자료[2]가 공개되어 있어 해석 및 결과 비교에 매우 유용한 형상으로 판단된다. 이 형상에 구체적인 로터의 제원 및 조건은 표 1에 나타나 있다. 그러나 이 형상의 성능 및 공력 소음 측정 은 German-Dutch Wind Tunnel(DNW)에서 수행되었고 airload 및 structural load 에 대한 해석 은 CAMRAD II 를 이용하여 수행하였는데 본 논문에는 언급되지 않았다.

표 1. 로터(TRAM)의 제원 및 측정조건

Rotor Rad.	4.75 ft	1.45 m
Rotor Disk	70.88 ft ²	6.59 m ²
Solidity(sig)	0.105	
Rho (SLS)	0.00237 slug/ft ³	1.22 kg/m ³
Sound Speed	1116.45 ft/s	340.29 m/s
Airfoil Sections	XN28, XN18, XN12, XN09	
Blades	3	
100% rpm, helicopter	$\Omega = 1414 \text{ rpm}$ $\Omega R = 703 \text{ ft/s}$ $M_{tip} = 0.630$	$\Omega = 1414 \text{ rpm}$ $\Omega R = 214 \text{ m/s}$ $M_{tip} = 0.630$
100% rpm, airplane	$\Omega = 1324 \text{ rpm}$ $\Omega R = 659 \text{ ft/s}$ $M_{tip} = 0.590$ $V_1 = 214.08 \text{ ft/s}$ $V_2 = 230.50 \text{ ft/s}$ $V_3 = 247.01 \text{ ft/s}$	$\Omega = 1324 \text{ rpm}$ $\Omega R = 201 \text{ m/s}$ $M_{tip} = 0.590$ $V_1 = 65.25 \text{ m/s}$ $V_2 = 70.26 \text{ m/s}$ $V_3 = 75.29 \text{ m/s}$

2.2 TRAM 수치 해석

본 수치해석에 사용된 code는 FLUENT로서 비정렬 계산격자를 사용하고 점성 유동 해석을 위해 난류 모델을 사용하였다. 또한 압축성 효과도 고려하였다.

2.2.1 계산 격자 생성

먼저 section airfoil을 정렬한 후 이를 연결하여 blade의 형상을 결정하였다. 형상의 생성 및 변형을 행하고 격자를 생성할 수 있는 Gambit을 이용하여 surface mesh를 생성하고 blade 표면의 점성경계층 해석을 위해 점성 격자를 형성한 후 Tgrid로 3차원 tetra mesh를 형성하였다. 또한 각 측정 조건에 맞는 blade pitch angle을 정하고 이에 맞게 blade를 hub 축을 중심으로 회전한 후 3차원 계산격자를 형성하였다. 그림 1은 blade 표면의 계산격자를 보여주고 있다. Blade 표면은 airfoil 형상을 정확히 구현하고 격자수를 줄이기 위해 사각 격자를 사용하여 형성하였다. 점성 격자는 첫 층의 높이를 0.0002m로 하여 약 10층을 형성하였다.

2.2.2 수치 해석

위와 같이 형성된 격자를 압축성 유체를 모사할 수 있는 Fluent 6.1을 이용하여 경계조건을 설정하고 반복계산을 수행하여 수렴된 해를 구하였다. 경계조건은 벽면에서는 no-slip 조건을, 원방에서는 far-field 조건을 사용하였다. Far-Field 조건은 자유류의 마하수, 익면에 대한 받음각, 자유류의 점성특성, 기압, 온도 등을 비행 조건에 맞게 설정하여 정하였다. 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 사용되는 방법은 overset grid technique, multiple reference

frame(MRF) 및 sliding mesh technique 등이 있는데 FLUENT는 overset grid technique을 제공하지 않으므로 MRF 및 sliding mesh technique을 이용하여 해석을 수행하였다.

본 수치해석에 사용된 로터형상은 nacelle 및 hub를 생략한 blade 만 있는 형상이므로 운동하는 물체간의 상대 속도가 없으므로 계산 시간에서 매우 효과적인 MRF 방법을 사용하여 해를 구하였다.

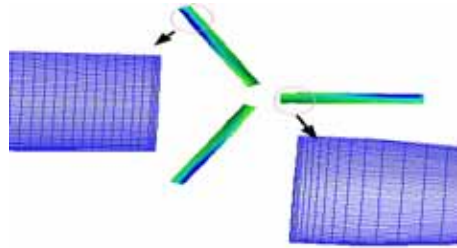


그림 1. blade 표면의 계산 격자

3차원 격자에 경계조건을 적용한 후 수렴된 해를 구하기 위해 반복계산을 수행하였다. 수치 해석조건은 위에서 언급한 대로 풍동시험 조건과 일치하게 정하였다. 먼저 제자리 비행 모드시 로터의 회전속도는 1414 rpm 이고 pitch angle은 5°, 10°, 15°로 정하고 반복계산을 행하여 로터에 발생하는 추력 및 토크를 측정하였다. 전진 비행 모드 시 로터의 회전속도는 1324 rpm 이고 자유류의 속도는 65.25m/s, 70.26m/s 그리고 75.29m/s 이다. 또한 로터의 pitch angle은 26°, 28°, 30° 이다.

2.3 수치 해석 결과

2.3.1 제자리 비행 모드(hovering mode)

그림 2는 제자리 비행 모드시 로터의 추력 및 요구 동력의 관계를 보인 것이다. CFD 결과는 실험결과에 비해 적은 추력을 예측하고 있는데 이는 제자리 비행 모드 풍동 시험에 포함된 ground effect를 고려하지 않았기 때문으로 판단된다.

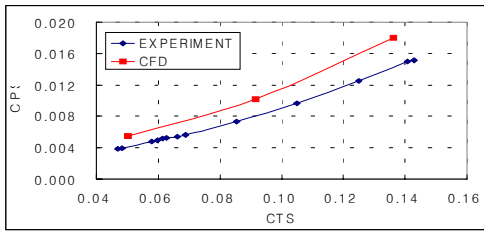


그림 2. 제자리 비행시 추력 및 요구동력비교

2.3.2 전진 비행 모드 (cruise mode)

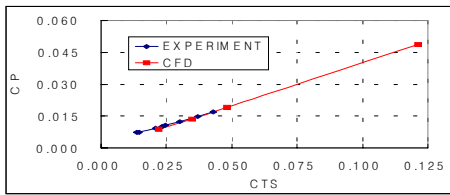
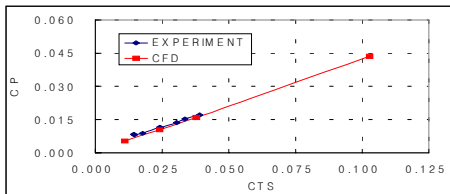
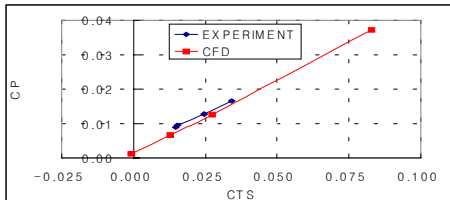

 (a) $V_{\infty}=65.25$ m/s

 (b) $V_{\infty}=70.26$ m/s

 (c) $V_{\infty}=75.29$ m/s

그림 3. 전진 비행시 추력 및 요구동력 비교

전진 비행 모드 결과는 전진비행 속도에 따라 (65.25m/s, 70.26m/s, 75.29m/s) 정리하였다. 그림 3.(a)는 순항속도가 65.25m/s 일때의 해석 결과를 보여주고 있다. 먼저 해석 결과가 풍동시험결과와 매우 잘 일치함을 알 수 있는데 이는 회전하는 유동영역과 정지한 유동영역을 연결하

는 경계면 주위의 유동 현상이 시간에 의한 변화가 크지 않은 경우로 판단된다. 해석결과는 pitch angle을 26° 부터 2° 씩 증가시키며 측정된 것인데 pitch angle이 32° 일때 추력 및 요구 동력이 크게 증가함을 알 수 있다. 그러나 증가하는 비는 거의 일정하다. 그림 (b) 및 (c)는 순항 속도가 각각 70.26 m/s 및 75.29 m/s 일때 수치해석 결과를 실험결과와 비교한 것이다. 결과 값 및 기울기가 시험측정치와 매우 유사하다.

3. 로터를 포함한 무인기의 해석

로터의 회전에 의한 비행체의 공력특성 변화를 분석하기 위해 로터를 포함한 무인기 형상에 대하여 수치해석을 행하였다. 무인기 형상은 한국항공우주연구원에서 개발하고 있는 스마트 무인기(TR-S4)이다.

3.1 계산 격자 및 수치 해석

해석의 편이를 위해 engine intake를 생략하였고 계산 시간을 고려하여 대칭면을 중심으로 무인기의 한쪽만을 해석하였다. 수치 해석에 사용된 최종 형상은 그림 4와 같다.

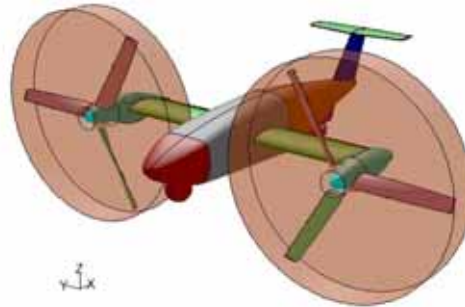


그림 4. 로터를 포함한 무인기의 표면격자

먼저 삼각 및 사각격자를 혼용하여 표면 격자

를 형성하고 이 표면 격자에 10층의 점성 경계층을 형성하였고 나머지 유동 영역은 사면체를 사용하여 3차원 계산 격자를 완성하였다. 또한 로터의 회전 효과를 고려하기 위하여 로터주위의 계산영역은 hub 및 nacelle을 포함하지 않고 형성하였다. 두 유동 영역의 경계면은 non-conformal interface로 선언하여 연결하였다. 수치 해석에 사용된 방법은 로터의 성능해석에 사용된 방법을 동일하게 사용하였다. 다만 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. 로터의 파워 효과를 파악하기 위해 로터를 제외한 무인기 형상에 대해 수치해석을 행하고 그 결과를 파워 효과 비교에 사용하였다.

3.2 수치 해석 결과 분석

초기해를 MRF 방법으로 수렴시킨 후 sliding mesh 방법을 사용하기 위해 비정상 해석 계산을 수행하였다. Time step은 0.0005로써 로터가 1회전을 하기 위해 75번의 반복 계산을 수행하였다. 통계적으로 수렴된 해를 구하기 위해 로터를 3번 회전시킨 후 공력 계수 측정을 시작하여 1회전 하는 동안 측정을 마쳤다. 그림 5는 전기체의 항력 및 로터의 추력을 시간에 따라 관찰한 결과이다. 로터가 1회전 한 후 항력 및 추력이 수렴된 결과를 보이는 데 3개의 blade를 가진 로터의 회전에 의해 1회전당 3번의 진동이 발생함을 확인할 수 있다. 그림 6은 전기체의 압력 분포를 보여주고 있다. 회전에 의해 로터 끝단의 속도가 빨라지기 때문에 blade 앞면에 매우 낮은 압력이 생성되고 이로 인해 추력이 발생한다.

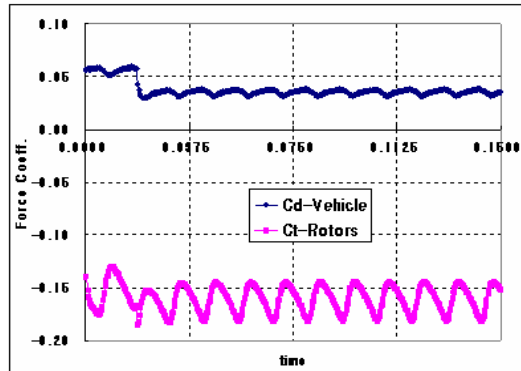


그림 5. 전기체 항력 및 로터추력의 수렴경로



그림 6. 전기체 표면의 압력 분포

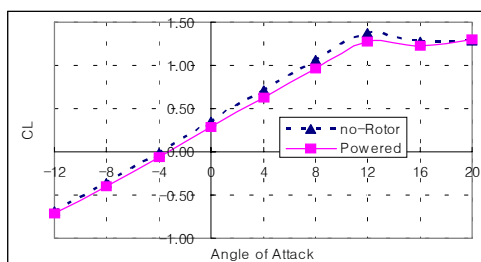
그림 7은 로터의 회전에 의해 발생한 후류가 전기체의 공력 특성에 미치는 영향을 나타낸 것이다. 로터 파워 효과에 의한 양력의 변화는 양력을 감소시키고 기울기도 감소시키는 것으로 나타나고 있다. 파워 효과에 의한 항력 및 피칭 모멘트 변화는 거의 없는 것으로 판단된다. 그러나 로터의 후류효과는 blade의 피치각 및 비행체의 비행속도에 따라 많은 차이를 보이기 때문에 로터의 파워효과에 의한 결론을 내리기 위해서는 보다 많은 경우의 해석 결과가 필요하다.

4. 결 론

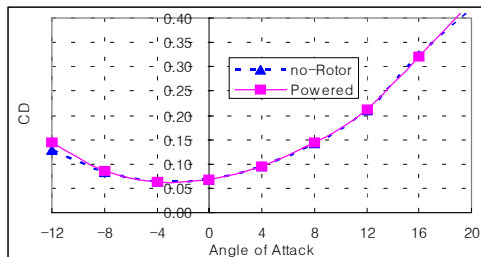
Multiple reference method(MRF) 및 sliding mesh technique을 이용하여 TRAM 로터의 성능 해석을 수행하였고 로터를 포함한 비행체의 수치 해석을 행하였다. TRAM 해석의 경우 전진 비행 모드의 수치해석 결과가 풍동시험 결과와 매우 근접한 결과를 보여 이 해석 방법이 로터의 성능 해석에 매우 유용함을 확인하였다. 로터효과를 고려한 비행체의 양력은 감소하고 항력 및 피칭 모멘트는 거의 변화가 없는 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

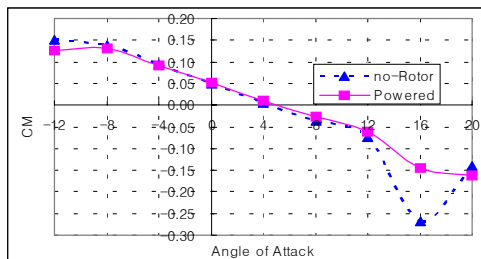
1. Wayne Johnson, J. Gordon., Principles of Helicopter Aerodynamics, Cambridge Univ. Press, 2000.
2. Wayne Johnson, "Calculation of Tilt Rotor Aeroacoustic Model (TRAM DNW) Performance, Airloads, and Structural Loads," American Helicopter Society, Aeromechanics Specialists' Meeting, Atlanta, Nov. 13-15, 2000.
3. Mark A. Potsdam, Roger C. Strawn, "CFD Simulations of Tiltrotor Configuration in Hover," 58th American Helicopter Society Annual Forum, Montreal, Canada, June 11-13, 2002.
4. Roe, P.L., "Approximate Riemann Solver, Parameter Vectors and Difference Schemes," J. Comput. Phys., Vol.43, pp.357-372, 1981.
5. FLUENT User Manual v.6.1.



(a) 양력 계수 분포



(b) 항력 계수 분포



(c) 모멘트 계수 분포

그림 7. 파워 효과에 의한 공력 특성 비교