

# 파워 효과를 고려한 스마트 무인기의 공력 해석

## CFD Analysis of Smart UAV with Power Effect

김철완\*, 정진덕(한국항공우주연구원)

### 1. 서 론

비행체의 공력 해석을 위해 지난 몇 십년동안 급속한 발전을 거듭해온 CFD 기법은 전산기 성능의 비약적인 발전에 힘 입어 비행체의 공력 해석 뿐 아니라 자동차, 선박, 화학공학, 반도체 등 많은 분야에서 매우 활발하게 사용되고 있다. 비행체의 공력해석 결과는 그 정확도가 매우 높아 개발하는 비행체의 공력특성을 신속히 파악할 수 있는 유용한 도구로 그 신뢰성을 확보해 가고 있다.

최근 한국항공우주연구원에서 개발 중인 스마트무인기 사업은 로터를 사용하는 비행체를 개발하는 것으로 이들의 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 없을 때 사용할 수 있는 MRF (multiple reference frame) 방법, 그리고 로터

주위의 격자가 정지해 있는 대부분의 격자와 interface를 사이에 두고 회전하는 sliding mesh method 등이다.

### 2. 로터의 수치해석 및 결과 분석

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.

#### 2.1 로터의 형상 및 풍동시험 조건

로터 형상(TRAM)은 V22 항공기의 proprotor 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 표1에 나타나 있다. 그러나 이 형상의 성능 및 공력 소음 측정은 German-Dutch Wind Tunnel(DNW)에서 수행되었고 airload 및 structural load 에 대한 해석은 CAMRAD II 를 이용하여 수행하였는데 본 논문에는 언급되지 않았다.

#### 2.2 TRAM 수치해석

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

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

표 1 로터(TRAM)의 제원 및 측정조건

2.2.1 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 형성하고 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 수치해석

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

사용하고 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 있다. 그러나 FLUENT는 overset grid technique을 제공하지 않으므로 MRF 및 sliding mesh technique을 이용하여 해석을 수행하였다.

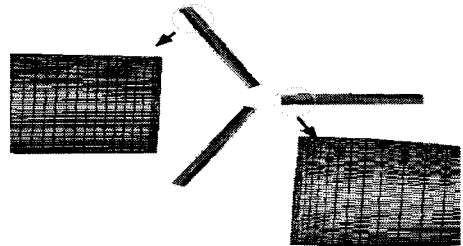


그림 324 blade 표면의 계산 격자

본 수치해석에 사용된 로터형상은 nacelle 및 hub를 생략한 blade 만 있는 형상으로서 운동하는 물체간의 상대 속도가 없으므로 계산 시간에서 매우 효과적인 MRF 방법을 사용하여 해를 구하였다. 3차원 격자에 경계조건을 적용한 후 수렴된 해를 구하기 위해 반복계산을 수행하였다. 수치해석조건은 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 모드시 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°, 30° 이다.

2.3 수치해석 결과

2.3.1 제자리 비행 모드

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.

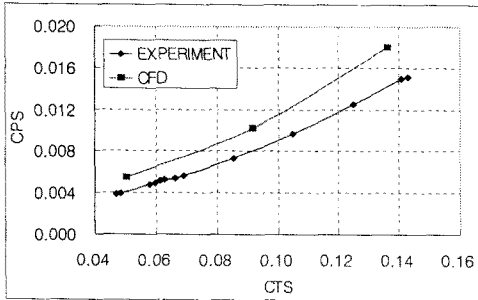
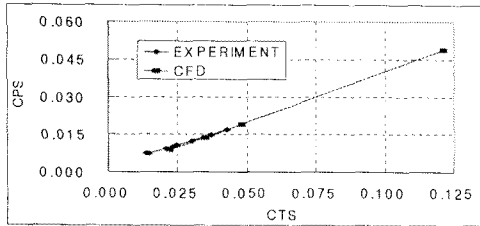
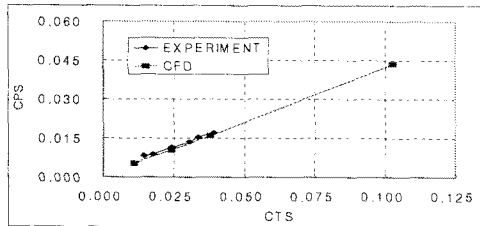


그림 2 제자리 비행 모드시 측정된 추력 및 로터 요구동력 비교

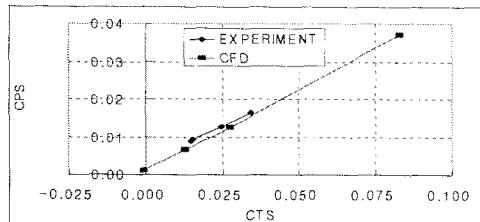
### 2.3.2 전진 비행 모드(Cruise mode)



(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 해석결과를 보여주고 있다. 먼저 해석 결과가 풍동시험결과와 매우 잘 일치함을 알 수 있는데 이는 회전하는 유동영역과 정지한 유동영역을 연결하는 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 순항속도가 각각 70.26 m/s 및 75.29 m/s 일때 수치 해석 결과를 실험결과와 비교한 것이다. 결과 값 및 기울기가 실험측정치와 매우 유사하다.

### 3. 로터를 포함한 무인기의 수치해석

로터의 회전에 의한 비행체의 공력특성 변화를 분석하기 위해 로터를 포함한 무인기 형상에 대하여 수치해석을 행하였다. 무인기 형상은 한국항공우주연구원에서 개발하고 있는 스마트 무인기(TR-S2)이다.

#### 3.1. 계산 격자 및 수치해석

해석의 편이를 위해 engine intake를 생략하였고 계산 시간을 고려하여 대칭면을 중심으로 무인기의 한쪽만을 해석하였다. 또한 vertical tail과 대칭면 주위의 점성경계층을 형성하기가 매우 어려워 vertical tail은 생략하였다. 따라서 수치 해석에 사용된 최종 형상은 그림 4와 같다. 먼저 삼각 및 사각격자를 혼용하여 표면 격자를 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 해석을 위해 필요하지만 계산 시간 및 해석의 편이성 등을 고려하여 MRF 방법을 사용하여 비행체의 해석을 수행하였다. 로터의 파워 효과를 파악하기 위해 로터를 제외한 무인기 형상에 대해 수치해석을 행하고 그 결과를 파워 효과 비교에 사용하였다.

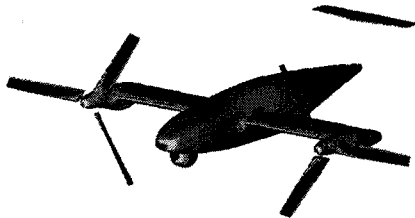


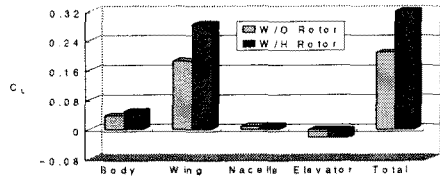
그림 4 스마트 무인기의 압력 분포

### 3.2. 수치해석 결과 분석

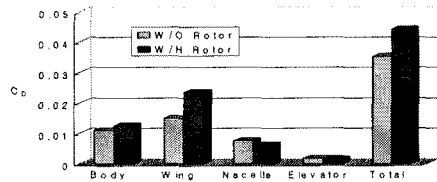
무인기의 받음각이 0°일때 로터를 제외한 형상과 로터를 포함한 형상에 대한 수치해석 결과를 비교하였다(그림5). 로터의 파워 효과를 고려한 무인기의 양력과 항력이 증가하였는데 이는 로터 후류가 흐름의 받음각을 증가시켜 나타난 결과로 판단된다. 예측한 대로 로터의 영향은 주위에 가장 큰 영향을 주어 양력과 항력을 크게 증가시킴을 알 수 있다.

### 4. 결 론

Multiple reference method(MRF)를 이용하여 TRAM 로터의 성능해석을 수행하였고 로터를 포함한 비행체의 수치해석을 행하였다. 전진 비행모드의 수치해석 결과가 풍동시험 결과와 매우 근접한 결과를 보여 이 해석 방법이 로터의 성능해석에 매우 유용함을 확인하였다. 로터효과를 고려한 비행체의 양력 및 항력은 비교 결과 전반적으로 증가하는 경향을 보인다.



(a) 무인기의 양력 비교



(b) 무인기의 항력 비교

그림 5 스마트 무인기 공력 해석 결과 비교

### 후기

이 논문은 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었음을 알리며 관계자들에게 깊은 감사를 전합니다.

### 참고 문헌

[1] W. Johnson, J. Gordon., "Principles of Helicopter Aerodynamics," Cambridge Univ. Press, 2000.  
 [2] W. Johnson, "Calculation of Tilt Rotor Aeroacoustic Model Performance, Airloads, and Structural Loads," AHS, Aeromechanics Specialists' Meeting, Atlanta, Nov. 13-15, 2000.  
 [3] M.A. Potsdam, R.C. Strawn, "CFD Simulations of Tiltrotor Configuration in Hover," 58th AHS Annual Forum, Montreal, Canada, June 11-13, 2002.  
 [4] FLUENT User Manual v.6.1