

호버링 로터 성능해석을 위한 수치기법 연구

김철완^{1*}, 박영민², 장병희³

NUMERICAL TECHNIQUES FOR HOVERING ROTOR PERFORMANCE ANALYSIS

C.W. Kim^{1*}, Y.M. Park² and B.H. Jang³

In the present paper, hovering performance analyses of proprotor and helicopter rotor blades were performed by using FLUENT software. As a proprotor, TRAM(Tilt Rotor Aeroacoustic Model) was selected and performance analysis was carried out with mesh adaptation for more elaborate solution. As a helicopter rotor blades, two-bladed Caradonna and Tung's rotor and four-bladed BO-105 helicopter rotor blades were selected. In case of Caradonna and Tung's rotor, vortex trajectory was compared with experimental data to inspect the vortex convection capability of the present flow solver. For the final case, performance of BO-105 helicopter rotor blades was investigated and compared with experimental data. After performance analyses of proprotor and helicopter rotors, it was shown that the present solver showed reasonable vortex strength, wake geometry and thrust coefficient distributions. But power coefficient was somewhat overestimated about 10%~15% regard less of mesh adaptation.

Key Words: 정지비행(Hovering), 로터성능(Rotor Performance), 비정렬 격자(Unstructured Grid), 주기경계조건(Periodic Boundary Condition)

1. 서 론

지난 몇 십년간 전산 유체 역학의 발달은 여러 공학분야의 발전에 많은 기여를 해왔다. 항공분야를 예로 들면 아음속, 천음속 및 초음속 고정의 항공기의 유동해석이 가능해져 유동의 특성을 분석하고 잘 이해되지 않던 물리적인 현상을 이해할 수 있게 되었고 공력 성능의 향상을 위한 최적화 도구로서도 사용되고 있다. 그러나 고속회전을 하는 로터 유동 및 높은 받음각을 갖는 비행체의 완전 박리 영역을 해석하는 데는 기술적인 어려움 때문에 해석 결과를 신뢰하기에 어려움이 많다.

고속회전을 하는 로터의 끝단에서 발생하는 와류(Tip Vortex)는 후류에 많은 영향을 주고 로터 성능도 이의 영향을 받기 때문에 정확한 로터 성능을 예측하기 위해서는 끝단 와

류를 정확히 예측하는 것이 매우 중요하다. 그러나 현재 널리 사용되는 수치 기법의 정확도는 2차 정도여서 끝단 와류를 정확히 모사하는 데는 어려움이 많다. 끝단 와류 예측의 정확도를 높이기 위해서는 수치기법의 정확도를 높이는 방법이 효율적이거나 이 또한 여러 기술적인 어려움 때문에 빠른 시일내에 실용화되기에는 어려움이 있다. 따라서 본 논문에서는 현재 사용되고 있는 유동해석 Software를 이용해서 스펀(Span)길이가 짧은 프로토퍼와 헬리콥터 로터의 호버링 유동 해석을 수행하고 성능해석 결과를 비교하는 연구를 수행하였다.

2. 프로토퍼 유동해석

호버링 로터의 수치해석은 나셀을 포함하지 않은 간단한 형상에 대해 수행하였는데 본 논문에서 해석을 수행한 TRAM은 3개의 블레이드를 갖기 때문에 전체 유동장의 1/3만을 수치해석에 고려하였다. 따라서 경계면에서는 주기경계조건(Periodic Boundary Condition)을 사용하였다. 로터 해석에 사용된 TRAM 형상을 정확히 재현하기가 어려워 형상의 불일치로 인한 성능의 오차가 발생할 가능성이 있다.

1 정회원, 한국항공우주연구원, 공력성능그룹

2 정회원, 한국항공우주연구원, 공력성능그룹

3 정회원, 한국항공우주연구원, 공력성능그룹

* Corresponding author E-mail: cwkim@kari.re.kr

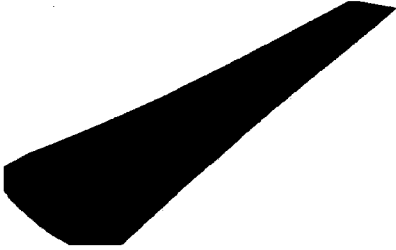


Fig. 1 Surface grid of rotor, chord:120 pt, span:160pt.

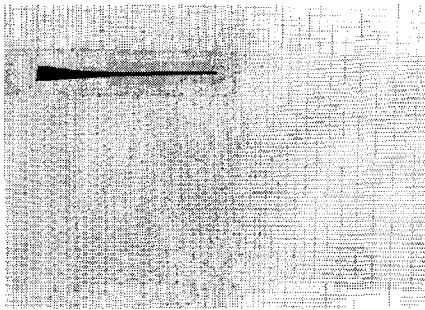


Fig. 2 Grid distribution on section including rotor center.

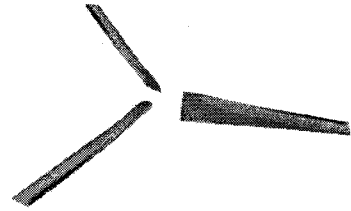


Fig. 3 Pressure coefficient distribution on rotor surface.

2.1 격자 생성

프롭로터 계산 영역은 사면체와 육면체를 혼합하여 이뤄져 있고 그 개수는 약 4,500,000개에 달한다. 로터면의 격자는 Chord 방향으로 120개의 격자점을 갖고 Span 방향으로는 160개의 격자점을 갖는 4각 격자로 이뤄져 있다. 로터 표면을 감싸는 격자는 그림 1에 나타나 있다.

로터의 표면으로부터 22층의 점성경계층 격자를 형성한 후 유동영역은 사면체 및 육면체 격자로 채웠다. 끝단 와류를 보다 정확히 모사하기 위해 로터 후류 및 로터 끝단 주위에 격자를 결집시켰다. 이를 잘 보여줄 수 있는 격자 분포가 그림 2에 나타나 있다.

2.2 수치 해석 결과

로터의 반경은 약 1.45m 이고 회전수는 1,414RPM 이며 끝단 마하수는 0.62에 이른다. 수치해석은 초기해의 유동 속도, 난류강도 등을 0으로 정한 후 정상유동 해석으로 진행시켰다. 주기 경계 조건면은 압력구배를 일치시켰고 외부 경계는 압력을 대기압과 같은 일정한 값을 갖게 하였다.

로터에서 발생한 와류 분포가 수렴할 수 있도록 약 10,000 번의 반복계산을 진행하였다. 그림 3은 로터면의 압력계수 분포를 보여주고 그림 4는 피치각의 변화에 따른 끝단 와류

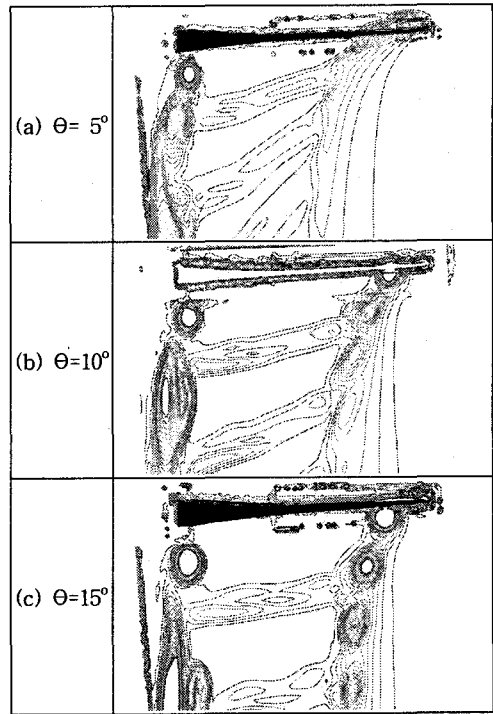
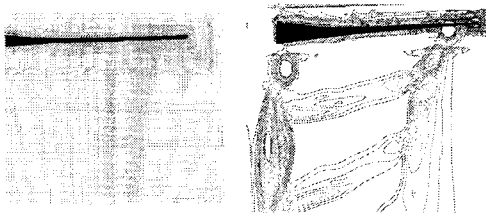


Fig. 4 Tip vortex contour for various pitch angles.

의 분포를 보여주고 있다. 그림에 나타난 와류의 강도 범위는 600 (1/s) 이하이다.

피치각이 5°시 로터 끝단에서 발생한 와류의 강도가 작아 거의 소산(Dissipation)되고 아주 작은 양만이 모사됨을 알 수 있다. 단지 끝단 와류의 흐름 방향만 알 수 있다. 그림 4(b)는 피치각을 5° 증가시킨 결과이다. 끝단에서 발생한 와류는 약 한바퀴 반을 회전한 후 거의 소멸됨을 알 수 있다. 그림 4(c)는 피치각이 15° 인 경우의 와류 분포이다. 끝단 와류의 강도가 증가하여 수치기법의 소산에도 불구하고 더 멀리까지 와류를 모사하고 있다. 허브와 연결되는 로터의 안쪽에서도 강한 와류가 발생함을 알 수 있다.



(a) Refined mesh (b) Vortex convection

Fig 5 Refined mesh around tip vortex convection region.

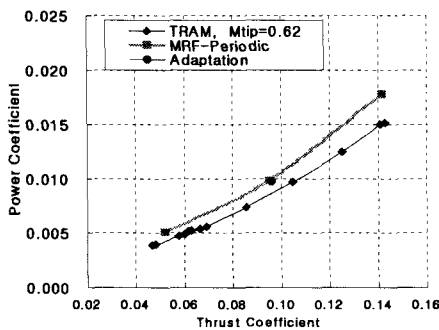


Fig. 6 Comparison of hovering rotor performance (TRAM)

보다 정확하게 끝단 와류를 모사하기 위해 피치각 10°의 계산 격자를 끝단 와류의 이동 경로를 따라 적응격자(Grid Adaptation)를 수행하여 보았다. 그림 5(a)는 세분화한 격자를 그림 5(b)는 끝단 와류의 분포를 보여주고 있다. 격자를 세분화한 후 총격자수는 약 8,600,000개에 이른다. 그러나 모사된 와류의 강도는 세밀화 전과 별 차이가 없음을 알 수 있다.

그림 6은 본 해석결과와 시험결과[1]를 비교한 것으로 약간의 차이를 보이고 있으며 이는 수치 오차와 로터 형상의 불일치에 있는 것으로 판단된다. 일단 로터 형상의 불일치 문제를 배제한다면 본 유동해석 프로그램이 파워를 높게 예측하는 경향이 있거나 추력을 낮게 예측하는 경향이 있을 수 있다. 이에 대한 특성은 다음 장에서 논의하기로 한다.

3. 헬리콥터 로터 유동해석

2장에서는 주로 TRAM 로터에 대하여 호버링 성능을 예측하였으나 3장에서는 헬리콥터 로터에 대한 호버링 성능을 예측하였다. 해석 예로는 일반적으로 유동해석 해석프로그램의 검증에 자주 이용되는 Caradonna 와 Tung의 로터에 대한 해석을 수행하였고 추력 및 끝단 와류의 위치를 시험값과 비교

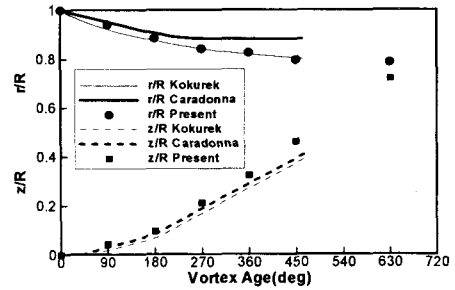


Fig 7 Wake geometry for 8deg collective pitch.

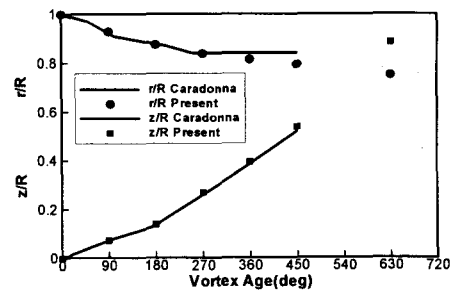


Fig 8 Wake geometry for 12deg collective pitch.

하였다. 다음 일반적인 헬리콥터 로터의 해석으로 BO-105 로터에 대하여 해석을 수행하고 성능을 비교하였다. 격자는 앞 절에서 설명한 바와 같이 성능에 큰 영향을 주지 않으므로 두 계산 모두 350만~400만개 정도의 격자를 사용하였다.

3.1 Caradonna and Tung's Rotor

Caradonna 와 Tung[2,3]은 80년대 초에 2엽 블레이드에 대한 benchmark가 될 수 있는 시험을 수행하였다. 시험에 사용된 모델은 NACA0012 단면을 갖는 AR(Asspect Ratio) 6의 단순한 형상이다. 사용된 블레이드 코드길이는 약 0.19m 정도이고 지름은 2.29m 정도이다. 회전수는 1,250rpm이고 이 때의 끝단 마하수는 약 0.44 정도이다.

시험결과를 보면 피치각 8도, 끝단 마하수 0.44에서 추력 계수 값은 약 0.0046 정도이며 본 해석결과에서 예측한 추력 계수는 0.00475로 거의 유사함을 알 수 있다. 따라서 본 유동해석 도구의 경우 추력은 유사하게 예측하나 파워를 다소 높게 예측함으로써 전체적으로 성능을 낮게 예측한다는 것을 알 수 있다.

그림 7은 그림 8은 끝단와류의 이동 경로를 시험값과 비교한 그림으로 수평 및 수직 방향 이동이 다소 급하게 발생함을 알 수 있다. 그림을 보면 Caradonna와 Tung의 결과보다

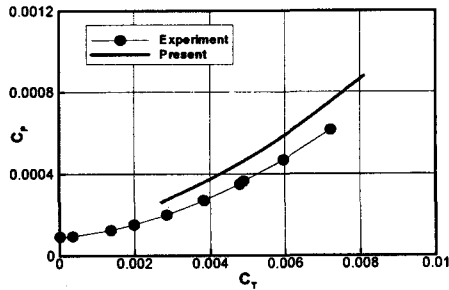


Fig. 9 Comparison of hovering rotor performance (BO-105)

Kokurek[3]의 결과와 유사하다. 해석결과를 보면 전반적으로 끝단와류의 이동이 약간 빠르지만 시험과 매우 유사하며 630 도 이상 진행함을 알 수 있다.

3.2 BO-105 로터 블레이드

BO-105 로터 블레이드는 4개로 구성되어 있으며 블레이드의 단면은 NACA 23012 에어포일 형상이다. 본 계산에 사용된 BO 105 블레이드는 반지름 및 코드길이가 각각 4.91m, 0.27m 이고 twist 각은 -8도의 선형분포 특성을 갖는다. 계산 과정에서의 끝단 마하수는 0.64로 앞 절의 TRAM의 경우와 거의 유사하다.

그림 9는 본 해석결과와 시험결과[4]를 비교한 그림으로 앞 절의 TRAM 해석결과(그림 6)와 유사함을 알 수 있다. 그림을 보면 전반적으로 파워를 높게 예측하며 오차는 추력에 비례하여 증가한다. 또한, TRAM 결과와 비교하여 전체적인 예측값의 오차가 증가함을 알 수 있는데 이는 블레이드 수의 증가로 인한 특성으로 보인다. 본 유동해석 프로그램은 일반적으로 항력을 다소 높게 예측하는 경향이 있는 것으로 알려져 있으며 이러한 특성 때문에 파워를 다소 높게 예측하는 것으로 추정된다.

4. 결 론

본 논문에서는 FLUENT를 이용하여 호버링 로터에 대한

성능을 해석하여 보았다. 정확한 검증을 위해 일반적으로 논문에서 자주 인용되는 블레이드를 택하여 성능을 해석하였고 이를 시험값과 비교하여 아래와 같은 결론을 구할 수 있었다.

첫번째로 TRAM 로터에 대하여 성능을 해석하였고 성능 오차를 감소시키기 위하여 적응격자 기법을 적용하였다. 적응격자 기법을 적용한 결과 성능변화는 거의 없었으며 오차의 요인이 끝단와류로 인함이 아님을 알 수 있었다. 두 번째로 Caradonna와 Tung의 블레이드를 해석하였으며 해석결과 끝단와류의 경로가 시험과 유사하고 비교적 잘 보존됨을 알 수 있었다. 또한 추력계수를 비교한 결과 잘 일치하였고 성능예측 오차는 파워를 높게 예측함으로써 발생함을 간접적으로 알 수 있었다. 마지막으로 BO-105로터에 대하여 해석하였으며 TRAM과 유사한 결과를 얻을 수 있었다.

본 유동해석 프로그램을 이용하여 세 가지 경우에 대한 정지비행 로터를 해석한 결과 파워를 10%~15% 정도 높게 예측하는 특성을 보였다. 이는 항력을 다소 높게 예측하는 본 해석 프로그램의 고유특성으로 보이며 실제 적용하기 위해서는 파워계수 등에 대한 보정작업이 필요할 것으로 보인다.

참고문헌

- [1] Johnson, W. "Calculation of Tilt Rotor Aeroacoustic Model (TRAM DNW) Performance, Airloads, and Structural Loads," *60th American Helicopter Society Forum*, 2000.
- [2] Caradonna, F.X., and Tung, C. "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," *NASA TM 81232*, 1981.
- [3] Kokurek J.D., and Tangler, J.L. "A Prescribed Wake Lifting Surface Hover Performance Analysis," *32nd American Helicopter Society Forum*, 1976.
- [4] Langer, H.J., Peterson, R.L., and Mair, T.H. "An Experimental Evaluation of Wind Tunnel Wall Correction Methods for Helicopter Performance," *52nd American Helicopter Society Forum*, 1996.