

UH-60A 로터 블레이드의 정지비행 성능해석

박영민,^{*1} 장병희,² 정진덕³

PERFORMANCE ANALYSIS OF HOVERING UH-60A ROTOR BLADE

Y. M. Park,^{*1} B. H. Chang² and J. D. Chung³

The present paper describes the results of performance analysis for UH-60A rotor blade in hover. For the numerical simulations, commercial CFD software, FLUENT was used with Spalart-Allmaras turbulence model. The flow solver was based on node based scheme and second order spatial accuracy options was used for simulations. For the enhancement of wake capturing capability, high resolution grid was used around tip vortex region. Granting that somewhat over prediction of thrust was observed near blade tip region, performance was well correlated with experimental data within 3% accuracy in the operating region. Finally it was shown that the present flow solver can be used for preliminary performance analysis tool for hovering helicopter rotor blades.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 정지비행(hovering), 성능(performance), UH-60A(UH-60A), 로터블레이드(rotor blade)

1. 서 론

전산유체역학(CFD)을 이용한 로터의 공력해석 과정에서는 보통 Cardonna and Tung[1]이나 UH-60A 로터 블레이드[2]를 이용하여 유동해석 도구의 검증에 수행한다. 이 중 Caradonna and Tung 로터는 비교적 단순한 형상으로 해석기법의 검증에 자주 이용되기는 하나 실험 데이터가 제한적이므로 정교한 검증에는 한계가 있다. 반면 UH-60A 로터는 복잡한 형상과 방대한 데이터로 인하여 유동해석 도구의 정교한 검증에 자주 이용된다.

UH-60A 로터에 대한 정지비행 해석은 다양한 방법을 이용하여 많은 선행연구[3-8]가 이루어졌으며 모두 비교적 정확한 결과를 보이고 있다. 초기 전산유체역학을 이용한 정지비행 해석의 경우 계산용량의 한계로 인하여 tip vortex를 포착하는데 제약을 받았고 이를 극복하기 위하여 free wake method, lifting line method, 그리고 vortex embedding 방법[4-6]등을 이용하여 이를 극복하였다.

최근에는 수치적 기법과 컴퓨터의 발달로 인하여 tip vortex

modeling을 이용하지 않고 CFD만을 이용하여 성능 및 후류 유동장 예측에 관한 연구를 수행한 바 있다[7,8]. FLUENT를 이용한 헬리콥터 로터 관련 유동해석은 참고문헌[9]에서 Caradonna and Tung 및 TRAM 로터 등에 일부 이루어졌고 해석 결과 추력 대비 파워를 다소 높게 예측하는 것으로 발표되었다.

본 연구에서는 UH-60A 로터 블레이드에 대한 정지비행 성능을 해석하였다. 성능해석 과정에서는 collective pitch 각에 따른 추력특성을 살펴보고 운용영역에 따른 정지비행 성능(FM)을 실험값과 비교하였다. 또한 해석조건에 따른 tip vortex에 의한 영향과 문제점 등을 살펴보았다.

2. 수치적 기법 및 격자생성

2.1 수치적 기법

로터 유동해석에는 FLUENT를 사용하였으며 해석과정에서는 3D, steady, implicit, Navier-Stokes, segregated type, node-based 조건을 사용하였다. 사용한 난류모델은 Spalart-Allmaras 모델이며 turbulence intensity 및 turbulence length scale은 각각 0.1%, 0.01m로 설정하였다. 해석과정에서 공간정확도는 모든 변수에 대하여 2차 정확도의 upwind 방법을 사용하였다.

1 정희원, 한국항공우주연구원, 세부계통팀, 선임연구원

2 한국항공우주연구원, KHP 사업관리팀, 팀장

3 한국항공우주연구원, 세부계통팀, 팀장

* Corresponding author, E-mail: ympark@kari.ac.kr

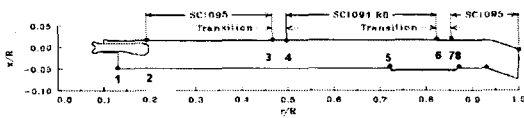


Fig 1. Planform of UH-60A rotor blade

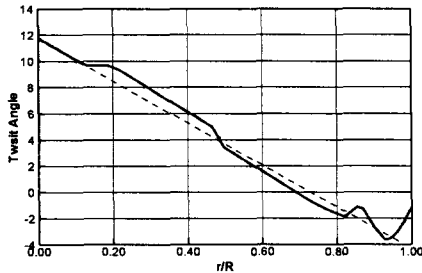


Fig 2. Twist angle distribution of UH-60A rotor blade

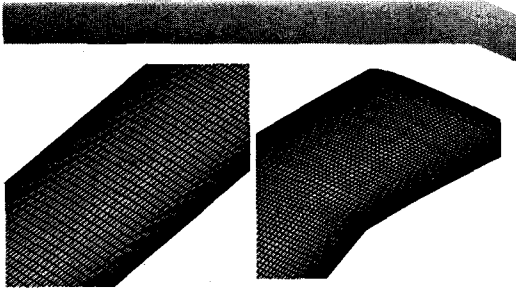


Fig 3. Surface mesh distributions of UH-60A blade

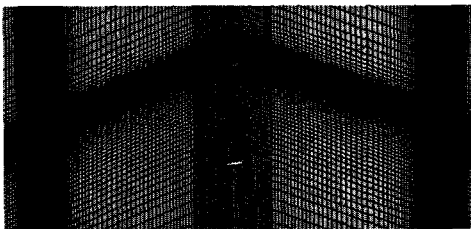


Fig 4. Periodic boundary mesh and blade surface.

2.2 UH-60A 블레이드 격자생성

UH-60A 로터블레이드에 대한 정보는 참고문헌[10]에 비교적 정확하게 기술되어 있으며 본 논문에서는 이를 바탕으로 형상을 생성하였다. 로터의 단면에 사용된 블레이드 형상은 SC1095와 SC1094R8 익형으로 아래 그림 1과 같은 분포로 구성되어 있다. 이 중 SC1094R8은 SC1095의 앞전을 droop형상을 갖도록 수정한 형상으로 코드라인 기준으로 약 1도 정도의 각도 차이가 발생한다. 따라서 로터의 형상을 보면 그림의 SC1094R8 부분에서는 약 1도 정도 twist 각이 낮게 설정되어 있다.

그림 2는 UH-60A 로터의 twist 각도분포를 도시한 그림으로 일반 헬리콥터 로터에 비하여 비선형성이 강하고 복잡한

형상을 알 수 있다. Twist 각도 분포의 경우 정확한 데이터가 없어 참고문헌[10]의 그림을 참고로 하여 격자를 생성하였으므로 정확한 형상과의 오차는 발생할 수 있다. 익형의 천이부는 linear transition으로 가정하였으며 sweep이 발생하는 0.93R 지점에서는 trailing edge를 중심으로 leading edge를 20도 회전시켜 생성하였다. 이 외에 각 익형 구간별 chord길이 aerodynamic center 등은 참고문헌에서 제시한 정보를 이용하여 격자 생성시 반영하였다.

그림 3은 블레이드 표면의 격자를 보이고 있으며 표면은 코드방향으로 상하모두 200 여개의 격자점으로 구성되어 있다. 블레이드 격자의 표면은 정렬격자 형태이며 25개의 육면체 격자를 적층하여 점성영역 격자를 생성하였다.

그림 4는 주기경계면 격자를 도시한 것으로 wake 주변에 밀집되어 있는 격자분포를 확인할 수 있다. 원방경계면은 블레이드 회전중심으로부터 반지름의 5-6배 거리가 되도록 하였으며 계산에 사용된 총 격자점(node) 및 격자요소(cell)수는 약 4M와 5.7M에 해당한다. 격자는 블레이드 표면과 점성영역 그리고 원방영역 둘로 나누어 생성하였고 피치각이 바뀔 때마다 두 영역 사이의 공간은 사면체 격자를 이용하여 채우도록 하였다.

3. 유동해석 결과

해석과정에서는 단일 끝단 Mach 수 조건에서 다양한 피치각에 대한 성능해석을 수행하였으며 해석조건은 끝단 Mach 수 0.65 그리고 피치각은 4.3, 5.5, 7.3, 8.5, 9.1, 10.5, 11.0, 11.8도 등으로 하였다.

그림 5는 반복계산에 따른 피치각 4.3도와 11.0도에 대한 추력계수 분포로 추력이 낮을수록 수렴시간이 지연됨을 알 수 있다. 이는 추력이 낮을수록 초기의 starting vortex가 느리게 이동하여 발생하는 현상으로 momentum theory 와 source sink를 이용하는 경계조건을 사용하면 어느 정도 안정성과 수렴 속도를 개선할 수 있는 것으로 알려져 있다[8].

그림 6은 피치각 변화에 따른 추력계수 분포로 실험결과와 본 논문의 결과는 약 1.2도 정도의 차이를 보인다, 여기서 1도의 차이는 앞서 설명한 바와 같이 SC1094R8 익형 부분에서의 twist 각의 기준에 의한 차이므로 이를 감안하면 두 결과가 유사하다고 볼 수 있다.

그림 7은 추력계수 대비 파워계수를 나타낸 그림으로 본 해석결과의 경우 다소 높은 파워를 예측함을 알 수 있다. 통상적으로 FLUENT는 항력계수를 높게 예측하는 편이므로 해석 결과는 이러한 경향을 반영하고 있다.

그림 8에는 추력계수 대비 FM(Figure of Merit)을 도시하였다. 해석결과 운용영역(추력계수 기준: 0.006-0.01)에서 3% 이

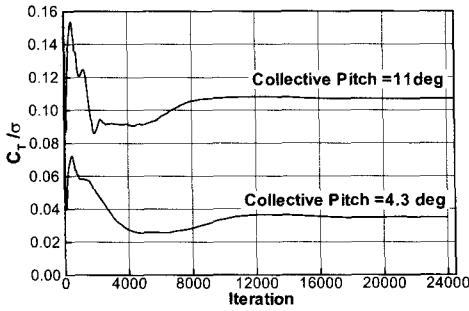


Fig 5. Convergence histories of high and low thrust condition

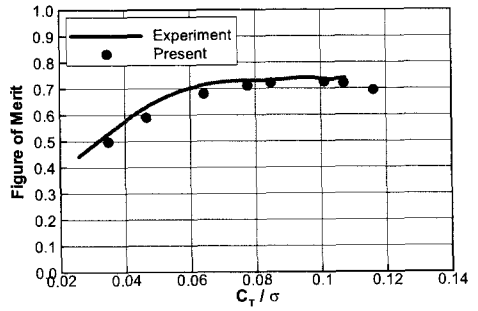


Fig 8. Thrust and figure of merit for UH-60A rotor blade

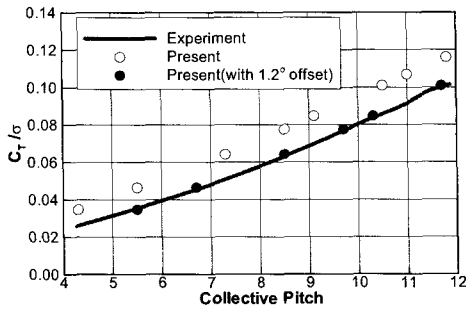


Fig 6. Collective pitch and thrust coefficient for UH-60A rotor blade

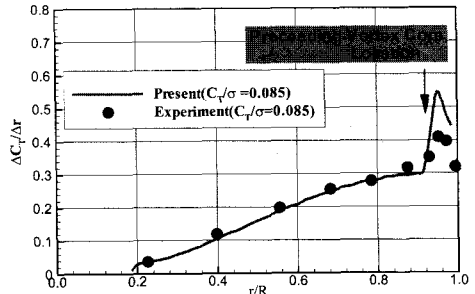


Fig 9. Sectional thrust distribution for UH-60A rotor blade

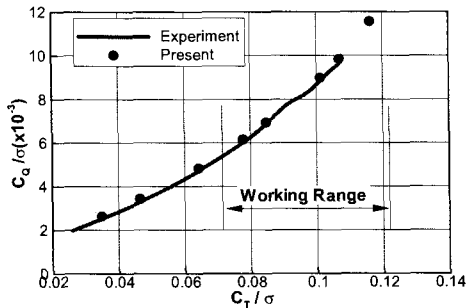


Fig 7. Thrust and power coefficient for UH-60A rotor blade

역은 실험값과 잘 일치함을 알 수 있다. 그러나 끝단 부분에서는 어느 정도 높은 추력을 예측하는 것을 확인할 수 있으며 이는 참고문헌[8]의 해석결과와 매우 흡사하다. 이러한 영향은 앞선 블레이드의 tip vortex로 인하여 좌우의 유도받음각의 차가 발생하여 나타나는 현상으로 vortex 안쪽의 국부추력은 감소하고 바깥쪽은 국부추력이 증가하게 된다. 이러한 특성으로 인하여 전체적인 추력계수의 값은 실험값과 차이가 없다.

그림 10은 블레이드에 수직인 면에서의 iso-vorticity 선도를 도시한 것으로 vortex trajectory는 360도 이상까지 포착이 가능하다. 그림에서 특이한 점으로는 이전 블레이드의 tip vortex가 블레이드에 매우 근접함을 들 수 있다. 참고문헌[8]의 경우 블레이드와 vortex core 간 miss distance를 0.2c 정도로 예측한 바 있으며 본 논문의 경우 miss distance가 0.21c로 참고문헌과 매우 유사한 결과를 보였다. 그러나 실험의 경우 0.4c 정도로 vortex와 블레이드간 거리가 본 해석 결과인 0.21c보다 다소 차이가 있다. Miss distance의 차이는 격자 생성 방법, 수치적 기법의 차이 혹은 경계조건 등 다양한 분야에 원인이 있을 수 있으므로 향후 추가 연구를 통해 상세한 분석을 수행할 필요가 있다.

그림 11은 해석상의 추력계수는 정확하다는 가정 하에 파워계수의 값을 보정하여 얻은 성능곡선으로 시험 값과 잘 일치함을 알 수 있다. 보정은 축소효과 보정시 이용되는 방법 [11]과 유사하게 최소 파워조건에서의 점성 파워계수의 일부

내의 정확도를 보이고 있어 정지비행 성능해석에 FLUENT를 사용하여도 무리가 없음을 알 수 있다.

피치각이 11.8도인 조건에서는 추력은 증가하나 블레이드 끝 상단에서 약한 충격파가 발생하여 FM 성능은 감소하기 시작한다. 아래의 표와 같은 동일 추력계수 조건에서 실험값과 FM값의 차이는 0.01 정도이며 이는 실험값 기준 약 1.5%에 해당한다.

그림 9는 단면추력계수를 도시한 그림으로 끝단 이전의 영

Table 1 Comparison of FM at $C_T/\sigma = 0.085$

	$\Theta_{0.75R}$	C_T/σ	C_Q/σ	FM
Experiment[1]	-	0.085	0.0069	0.73
Present	9.1°	0.0848	0.00694	0.72

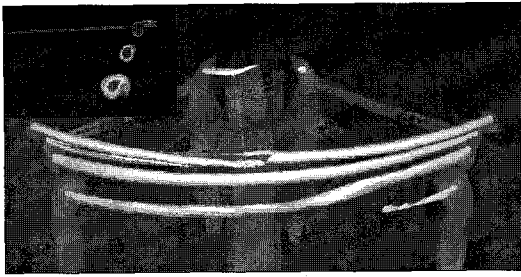


Fig 10. Iso-vorticity distributions of UH-60A rotor blade (proceeding vortex core location $\sim 0.92c$)

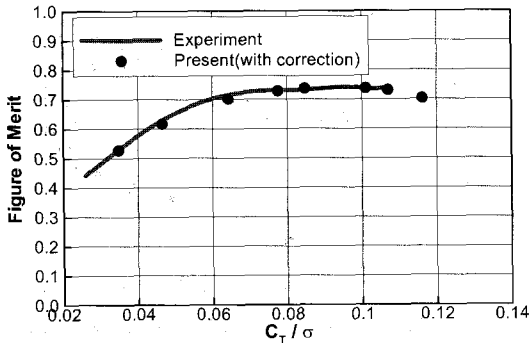


Fig 11. Thrust and figure of merit for UH-60 rotor blade.

를 조정하는 방법으로 하였다. 그림에서 보정은 최소 파워조건에서의 점성 파워계수의 20%를 조정하여 결정하였으며 이는 파워계수(C_T/σ)기준으로 0.00015에 해당한다.

5. 결 론

본 논문에서는 FLUENT를 이용하여 UH-60A 로터 블레이드에 대한 정지비행 성능해석을 수행하였으며 다음과 같은 결론을 획득할 수 있었다.

해석결과 collective pitch각은 시험값 대비 1.2도 정도 차이가 있었으나 추력계수 및 파워계수 분포는 풍동시험 결과와 매우 유사한 결과를 보였다. 정지비행의 성능지표인 FM의 경우 운용영역에서 3% 이내의 정확도를 보여 본 해석방법이 어느 정도 신뢰할 수 있는 결과를 예측함을 알 수 있었다. 본 유동해석 도구의 경우 통상 항력을 다소 높게 예측하는 것으로 알려져 있으므로 적절한 보정을 통해 헬리콥터 로터의 정지비행 성능예측에 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 산업자원부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업 연구결과 중 일부이며 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 1981, Caradonna F.X., and Tung. C., "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," *NASA TM 81232*.
- [2] 1989, Lober P.F., Stauter R.C. and Landgrehe, A.J., "A Comprehensive Hover Test of the Airloads and Airflow of a Extensively Instrumented Model Helicopter Rotor," *Proceedings of the 45th American Helicopter Society Forum*.
- [3] 1991, Srinivasan, G.R., Raghavan, V. and Duque E.P.N., "Flow Field Analysis of Modern Helicopter Rotors in Hover by Navier-Stokes Methods," *International Technical Specialist Meeting Rotorcraft Acoustics and Rotor Fluid Dynamics*.
- [4] 1994, Ramachandran, K., Owen, S.J., Caradonna, F.X. and Moffitt, R.C., "Hover Performance Prediction Using CFD," *Proceedings of the 50th American Helicopter Society Forum*.
- [5] 2005, Bhagwat, M.J., Moulton, M.A. and Caradonna. F.X., "Development of a CFD-based Hover Performance Prediction Tool for Engineering Analysis," *Proceedings of the 61st American Helicopter Society Forum*.
- [6] 1994. Tung C. and Lee S., "Evaluation of Hover Performance Prediction Codes," *Proceedings of the 50th American Helicopter Society Forum*.
- [7] 1996, Wake, B.E. and Baeder, J.D., "Evaluation of a Navier-Stokes Analysis Method for Hover Performance Prediction," *Journal of American Helicopter Society*, Vol.41, No.1.
- [8] 2002, Strawn R.C. and Djomehri, M.J., "Computational Modeling of Hovering Rotor and Wake Aerodynamics," *Journal of Aircraft*, Vol.39, No.5.
- [9] 2006, 김철완, 박영민, 장병희, "호버링 로터 성능해석을 위한 수치기법 연구," 한국전산유체공학회지 추계학술대회 논문집.
- [10] 2003, Bousman, W.G., "Aerodynamic Characteristics of SC1095 and SC1094R8 Airfoils," *NASA/TP-2003-212265*.
- [11] 2002, McCluer, M.S. and Johnson, J.L., "Full-Span Tiltrotor Aeroacoustic Model (FSTRAM) Overview and Initial Testing," *Proceedings of the 58th American Helicopter Society Forum*.