

한국형 기동헬기 블레이드의 제자리 비행 공력 해석

강희정* · 김승호* · 정문승** · 이희동** · 권오준**

Aerodynamic Calculations in Hover of KUH Rotor Blade

Hee Jung Kang*, Seungho Kim*, Mun Seung Jung**, Hee Dong Lee** and Oh Joon Kwon**

Key Words : Helicopter(헬리콥터), Hover(제자리비행), Rotor Performance(로터 성능), Tip Vortex(끝단와류), Unstructured Mesh(비정렬격자), Mesh Adaptation(격자적응)

Abstract

An aerodynamic calculation in hover of KUH main rotor blade is performed using a three-dimensional unstructured hybrid mesh viscous flow solver. The flow solver utilizes a vertex-centered finite-volume scheme that is based on the Roe's flux-difference splitting with an implicit Jacobi/Gauss-Seidel time integration. The eddy viscosity are estimated by the Spalart-Allmaras one-equation turbulence model. A solution-adaptive mesh refinement technique is used for efficient capturing of the tip vortex. Calculations are performed at several operating conditions with varying collective pitch setting for KUH main rotor blade in hover. Good agreements are obtained between the present and other results using HOST and CAMRAD II in overall rotor performance. It is demonstrated that the present vertex-centered flow solver is an efficient and accurate tool for the assessment of rotor performance in hover.

1. 서론

헬리콥터 로터 주위의 유동장은 고정익 주위의 유동장에 비해 그 형태가 복잡하여 정확한 수치적 모사를 하기에 매우 어려운 분야 중의 하나이다. 헬리콥터 로터의 정확한 성능 예측을 위해서는 블레이드 주위의 유동 특성뿐만 아니라 로터 블레이드로부터 생성되어 로터의 추력, 진동 및 소음, 유도 항력(induced drag) 등 헬리콥터의 전체적인 성능에 영향을 미치는 끝단 와류를 잘 포착할 수 있어야 한다. 헬리콥터 로터 블레이드의 공력 해석은 Lifting-line/prescribed wake 방법부터 로터 후류영역까지 격자계를 구성하여 계산하는 CFD 방법까지 다양한 방법들을 통해 시도되고 있다. [1]-[3]

본 연구에서는 헬리콥터 로터 블레이드 공력 해석을 위해 그동안 비정렬 격자를 기반으로 개발되어온 CFD 수치기법을 사용하여 현재 진행되고 있는 한국형 기동헬기(KUH, Korean Utility Helicopter)의 주로터 블레이드에 대해 제자리 비행 시 공력 수치 해석을 수행하였다. 본 연구에서 사용된 CFD 수치기법은 Caradonna-Tung의 제자리 비행 실험 결과 계산[4] 및 UH-60 헬기의 제자리 비행 계산[5]과 결과 비교를 통해 프로그램의 정확도는 검증되었다. 한국형 기동헬기의 제자리 비행 공력 해석 결과는 회전익기 분야에서 공력, 성능, 공탄성, 안정성, 하중해석 등 다양한 분야에서 활용되고 있는 CAMRAD II 프로그램을 사용하여 계산된 결과와 비교하였으며, 또한 Eurocopter에서 사용하는 HOST (Helicopter Overall Simulation Tool) 프로그램의 결과값과 비교하였다.

2. 본론

2.1 한국형 기동헬기 주로터 블레이드

한국형 기동헬기의 주로터 시스템은 4개의 블레이드로 구성되며, 각 블레이드는 Fig. 1과 같이 3개의 에어포일을 기준으로 각각의 단면사이에는 선형적으로 변하는 분포를 가진다. 블레이드의 직경은 15.8m이며 종횡비는 약 14.4이다. 블레이드 끝단에서는 planform 형상은 Parabolic 형태를 띠며 Sweepback 및 Anhedral 각을 가진다.



Fig. 1 Configuration of KUH main rotor blade

2.2 CAMRAD II 모델링

주로터 시스템에 대한 CAMRAD 모델링은 블레이드 공력모델, 구조모델, 유입류/후류 모델, 다물체 동역학 등으로 구분할 수 있다. 기본적으로 블레이드의 공기력 계산에는 lifting line 이론이 적용되며, 압축성효과, 점성효과 등은 공기력 계산 시 사용되는 각 에어포일의 받음각 및 마하수에 대한 양력, 항력, 모멘트 계수로 이루어진 테이블 형태의 DB를 통해 반영된다. 에어포일 테이블은 풍동시험 결과를 기반으로 구성되었으며, 블레이드 끝단에서의 sweep, yaw, droop도 모델링되었다. 로터 유입류는 동적 후류 모델(dynamic wake model)을 사용하였다. 블레이드 구조는 탄성보 모델을 사용하였으며, 스와시플레이트, 피치링크, 피치호에 이르는 조종 장치와 리드래그 댐퍼는 별개의 요소로 모델링 되어 다물체 동역학을 통해 각 요소의 특성이 종합적으로 구현되었다. Fig. 2는 주로터 블레이드에 대한 CAMRAD 모

* 한국항공우주연구원 로터팀, hkang@kari.re.kr

** 한국과학기술원 항공우주공학과, ojkwon@kaist.ac.kr

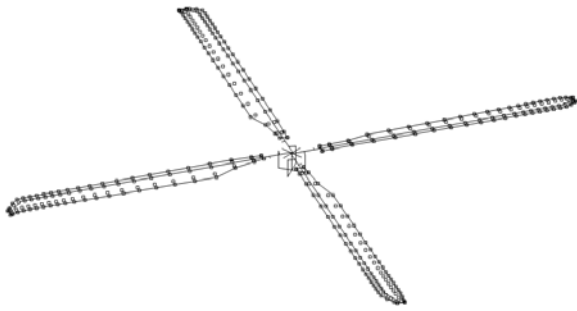


Fig. 2 CAMRAD modeling for KUH main rotor blade

텔링 결과를 보여준다. 각 블레이드의 공기력 계산을 위한 패널은 21개를 사용하였다.

2.3 수치적 기법

지배방정식으로는 삼차원, 점성, 압축성 유동을 지배하는 Navier-Stokes 방정식에 회전하는 블레이드의 원심력을 고려하는 항을 추가하였다. 지배방정식을 이산화하기 위한 유한체적법으로 제어체적을 격자점 중심으로 구성하는 기법을 사용하였으며, 사면체, 프리즘, 피라미드 격자요소에 대해 메디안 듀얼 방법을 적용하였다. 여러개의 sub-cell로 구성된 제어체적은 Divergence Theorem을 이용하여 엄밀하게 계산되었다. 비점성항의 플럭스는 Roe의 Flux-difference Splitting을 이용하여 계산하였으며, 공간상의 이차정확도 계산을 위해 선형 최소제곱 재구성 방법을 사용하여 계산하였다. 점성 플럭스는 중심차분법을 사용하여 계산하였으며, 유동변수의 1차 미분값은 Green-Gauss 방법을 이용하여 계산하였다. 시간전진은 Point Gauss-Seidel 방법을 사용하여 내재적으로 계산하였으며, 해의 수렴성을 향상시키기 위해 국부시간 전진기법을 사용하였다.[6]-[7]

난류모델은 Spalart-Allmaras의 1-equation 난류 모델을 사용하였다.

블레이드 표면의 경계조건은 유동 점착조건을 사용하였으며, 원방 경계조건으로는 1차원 운동량 이론과 3차원 point sink 개념을 사용하여 원방 경계에서 흡입유동 조건과 배출유동 조건을 정의하였다. 주기적 경계 조건은 각각의 주기적 경계면에 동일한 형태의 삼각형 면이 존재하도록 격자를 구성하여, 내부 셀에 적용되는 수치 기법과 동일한 방법으로 처리하였다.

계산시간의 절감과 메모리의 한계를 극복하기 위해, 수치적 방법들은 영역 분할법을 사용하여 병렬화 하였다. 영역 분할은 MeTiS 패키지를 사용하였으며, 각 프로세서 간의 자료 교환은 MPI (Message Passing Interface) library를 사용하였다.

3. 해석 결과

제자리 비행 계산은 collective pitch 각 -6.5도부터 6.5도까지 7가지의 해석 경우에 대해 수행하였다. 한국형 헬기의 주로터 시스템은 4개의 블레이드로 이루어져 있으므로 전체 로터의 1/4 영역에 대해 격자를 생성하고, 주기적 경계면을 적용하여 제자리 비행의 주기성이 만족되도록 하였다.

각각의 계산 경우 경계층의 프리즘 격자는 1.25의 증가비를 가지고 25개의 격자층이 적층되도록 하였다. 초기 경계층의 격자점의 높이는 끝단 마하수와 레이놀즈 수를 기준으로 설정하여 $y_1 \approx 1 \times 10^{-5}$ 정도의 값을 사용하였으며 계산에 의해 얻어진 y^+ 의 값은 1.7이하의 값을 가져 유동의 경계층 해석에 적절하다고 판단하였다. 각 해석의 경우 계산영역은 점성영역 계산을 위한

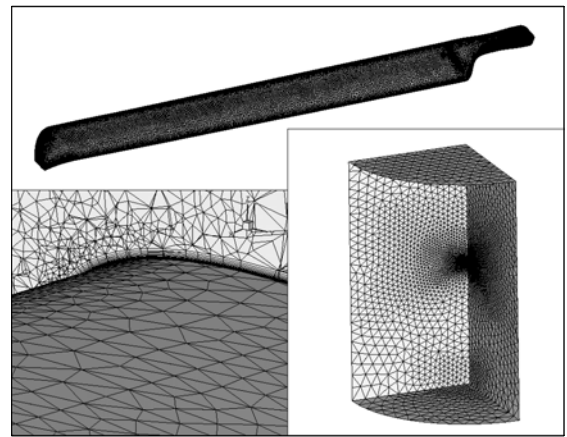


Fig. 3 Blade surface and far boundary Meshes

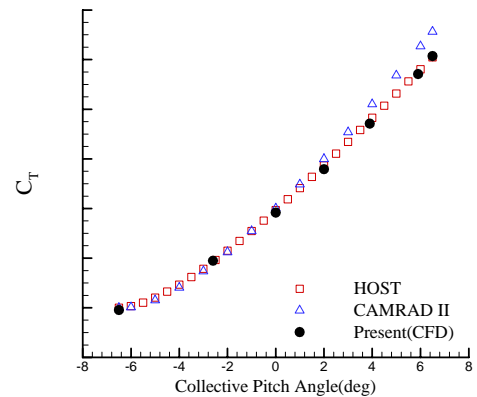


Fig. 4 Comparison of thrust coefficient at varying collective pitch angle

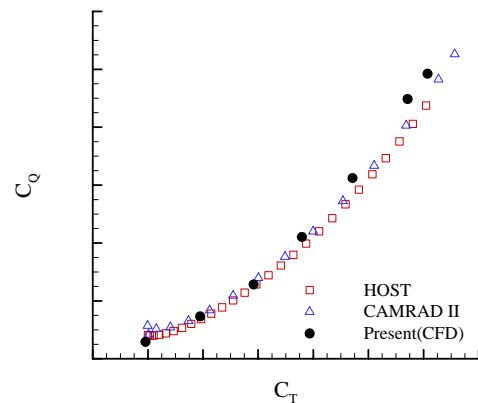


Fig. 5 Thrust coefficient vs torque coefficient

350만개의 프리즘과 비점성영역의 400만개의 사면체로 구성된 총 700만개 정도의 셀수와 250만개 정도의 격자점으로 구성되어 있으며, 원방경계는 약 로터 블레이드 중심에서 5R정도 떨어져 있다. Fig. 3은 블레이드 표면 격자 및 원방 경계면의 격자 분포를 보여주고 있으며, 블레이드 표면에서의 점성격자를 나타내었다.

Fig. 4는 콜렉티브 피치에 대한 추력 계수를 보여준다. HOST 결과와는 매우 잘 일치하고 있음을 확인할 수 있으며, 높은 콜렉티브 피치각에서 CAMRAD 결과보다는 약간 낮은 추력계수를 보여 주고 있다. 운용범위의 가장 작은 콜렉티브 피치각

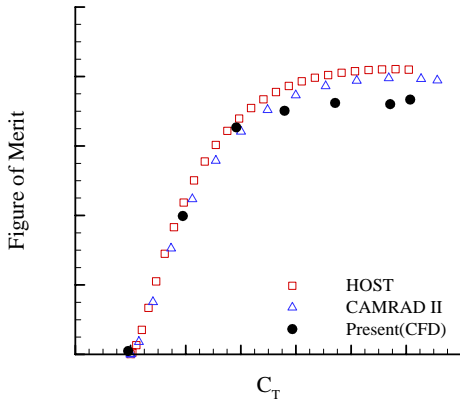


Fig. 6 Comparison of hovering performance

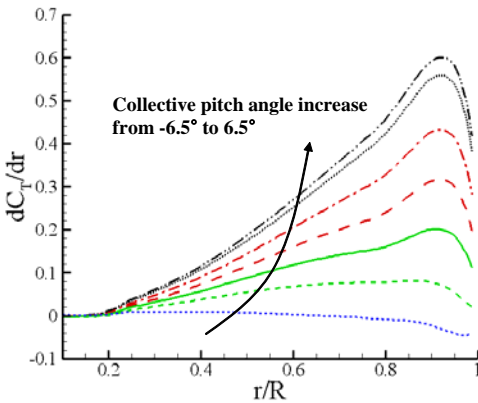


Fig. 7 Distribution of sectional thrust coefficient

$\theta_c = -6.5^\circ$ 에서는 추력이 거의 발생하지 않는 것으로 예측하였다. Fig. 5는 추력계수에 대한 토크계수를 나타낸다. HOST결과와 CAMRAD II의 결과는 거의 동일하나, CFD 계산 결과는 토크계수를 다소 높게 예측하지만 동일한 경향성을 보여준다. 결과적으로 이러한 경향은 제자리 비행 성능 지표인 Figure of merit에 반영되는데, 추력계수 대비 Figure of merit을 나타낸 Fig. 6에서 보듯이 고추력 영역에서 CFD계산 결과가 HOST나 CAMRAD 결과값보다 약 8%정도 낮은 값을 보여준다. 하지만 3가지 방법 모두 해석적인 방법에 의한 결과이므로 Whirl tower시험을 통해 검증되어야 할 부분이다.

Fig. 7에서는 각 경우에 대해 스펠방향으로의 추력분포를 나타내었다. 각 경우에 대해 그 값은 다르지만 대략 $r/R \approx 0.8$ 인 영역에서 앞전 블레이드의 끝단 와류와 블레이드의 상호작용인 BVI 효과가 보임을 알 수 있으며, 그 효과는 콜렉티브 피치각 $0^\circ, 2^\circ$ 에서 크게 나타남을 확인할 수 있다. 또한 블레이드 루트 부위($r/R < 0.2$)에서는 모든 경우에 대해 추력이 발생하지 않는 것을 알 수 있다.

Fig. 7의 스펠방향의 추력분포에서 보이는 BVI 현상을 확인하기 위해 Fig. 8에 콜렉티브 피치각에 대한 등와도선도를 나타내었다. 로터의 제자리 비행 성능은 앞전 블레이드에서 생성된 끝단와류의 영향을 매우 많이 받기 때문에 수치적으로도 정확한 값을 얻기 위해서는 앞전 블레이드의 와류를 포착하는 것이 매우 중요하다. Fig. 8에서 콜렉티브 피치각이 -6.5° 인 경우에는 끝단 와류가 거의 생성되지 않는 것을 확인할 수 있으며, 이는 -6.5° 에서 추력이 생성되지 않는 현상과 일치한다. 콜렉티브 피

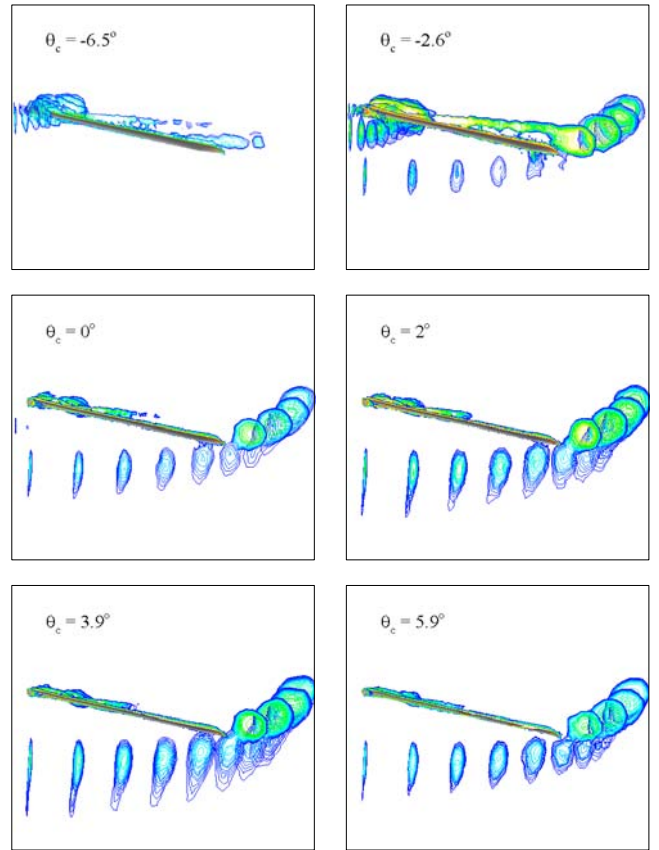


Fig. 8 Vorticity contours at varying collective pitch angle

레이드의 밑단에 부딪히는 현상이 발생하는 것을 알 수 있다. 다른 경우에 대해서는 콜렉티브 피치각이 커질수록 와류의 하강이 빨라져 와류의 중심이 블레이드의 밑단과 멀어지는 것을 알 수 있다.

3.1 격자 적용

적용 격자 기법을 이용하여 콜렉티브 피치각 6.5° 에 대해 끝단 와류를 포착하였다. 격자 적용 지시자로는 블레이드 근처에서는 와류의 세기를 사용하였으며, 그 외의 영역에서는 λ_2 Criteria를 적용하였다.

적용 격자 기법의 효율성을 판단하기 위해 적용 격자 기법을 적용한 격자는 앞서 공력해석이 수행된 2,495,829개의 격자점보다 훨씬 적은 1,516,477개의 격자점을 이용하여 수행하였다. 총 7번의 격자 적용을 수행하였으며, 7번째 격자 수행을 마쳤을 때의 격자점수는 1,761,835개로 앞서 수행된 격자점의 약 70%만을 사용하였으나, 포착된 끝단 와류의 Vortex age는 약 150° 에서 250° 까지로 증가하였다. Fig. 9에서 격자 적용을 통해 나누어진 격자요소들을 보이고 있다. 격자 적용은 기준 시위길이의 5%까지 진행하였으며, 그림을 통해 와류의 위치에 대해 격자의 적용이 잘 수행되었음을 확인할 수 있다. 초기 격자에서 계산한 결과가 동일한 와도에서 40° 정도의 끝단 와류를 보이는 반면 7번째 격자 적용이후에는 250° 까지 포착되었다.

Fig. 10에서는 격자 적용을 수행하며 얻은 스펠방향의 추력분포를 보인다. 격자 적용을 할수록 블레이드 안쪽의 추력이 앞 블레이드의 끝단와류의 내리흐름 증가로 감소하며 바깥쪽으로 갈수록 올려흐름의 증가로 추력이 국부적으로 증가하는 것을

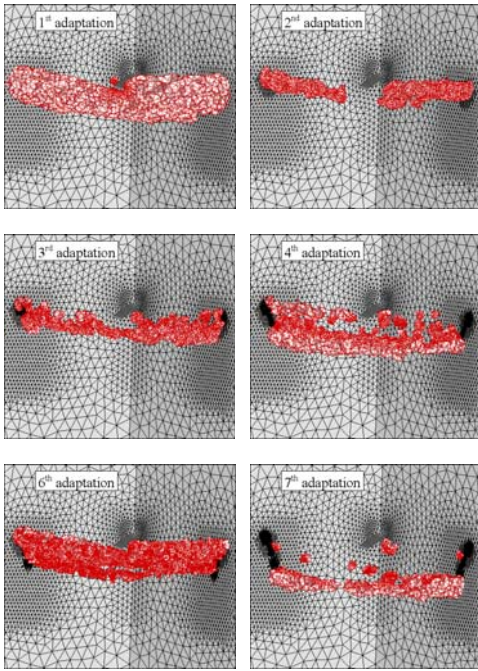


Fig. 9 Mesh adaptation sequence for the wake

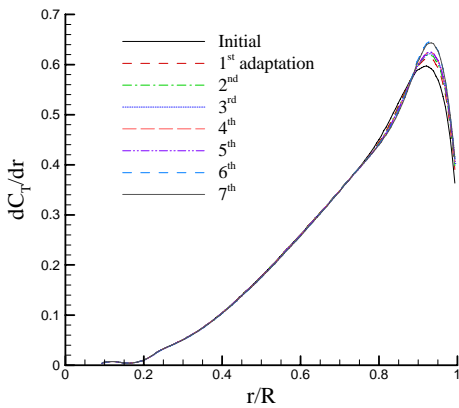


Fig. 10 Spanwise sectional thrust coefficient distributions as Mesh Adaptation

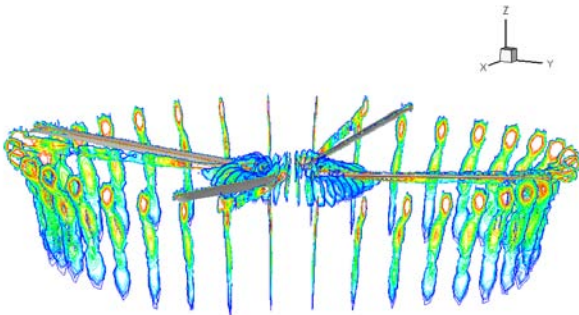


Fig. 11 Vorticity contours after 7 level mesh adaptation

잘 묘사하고 있으며 이는 격자 적응을 통해 BVI현상을 잘 포착하는 것을 의미한다. Fig. 11에서는 7번째 격자 적응이후의 등와 도선도를 나타낸다. 끝단 와류가 250까지 포착되었음을 확인할 수 있다.

4. 결론

한국형 기동헬기의 주로터 블레이드에 대해 제자리 비행 시 공력 해석이 수행되었다. CFD 수치해석을 통한 결과가 HOST 및 CAMRAD 결과와 잘 일치함을 확인할 수 있었고, 격자적응을 통해 끝단 와류를 정밀하게 포착하여 이에 대한 영향성을 고찰할 수 있었다. 이를 통해 프로그램의 신뢰도는 확보할 수 있었으며, 끝단 와류의 Wake Geometry에 대한 추가적인 분석이 필요하다. 향후 전진 비행을 해석할 수 있는 수치해석 방법으로 확장하여, 풍동 시험 결과와의 보정 등을 통해 전진 비행 해석을 수행할 예정이다.

후 기

동 연구는 산업자원부 한국형헬기 민군겸용 구성품 개발사업 (KARI주관) 연구결과 중 일부임.

참고문헌

- [1] Egolf, T. A. and Sparks, S. P., "A Full Potential Flow Analysis with Realistic Wake Influence for Helicopter Rotor Airload Prediction," NASA CR 4007, Jan. 1987.
- [2] Wake, B. E. and Baeder, J. D., "Evaluation of a Navier-Stokes Analysis Method for Hover Performance Prediction," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 41, No. 1, 1996, pp. 7-17.
- [3] Kang, H. J. and Kwon, O. J., "Unstructured Mesh Navier-Stokes Calculations of the Flow Field of a Helicopter Rotor Hover," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 47, No. 2, 2002, pp.90-99.
- [4] Caradonna, F. X. and Tung, C., "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," NASA TM 81232, 1981.
- [5] Shinoda, P. M, Yeo, H. and Norman, T. R., "Rotor Performance of a UH-60 Rotor System in the NASA Ames 80- by 120-Foot Wind Tunnel," *American Helicopter Society 58th Annual Forum*, June 2002, Montreal, Canada.
- [6] Jung, M. S, Kang, H. J. and Kwon, O. J. "Assessment of an Unstructured Mesh Viscous Flow Solver for Rotor Performance Analysis" *International Forum on Rotorcraft Multidisciplinary Technology*, AHS Specialists' Conference, Seoul, Korea, Oct. 2007.
- [7] Jung, M. S, Kwon, O. J. and Kang, H. J. "Assessment of Rotor Hover Performance Using a Node-based Flow Solver," *KSAS International Journal*, Vol. 8, No. 2, 2007, pp.44-53.