

중첩격자를 이용한 제자리 및 전진 비행하는 헬리콥터 로터의 비정상 공력해석

임 동 균^{1*}, 위 성 용¹, 김 유 진², 권 장 혁³, 이 덕 주³

Unsteady Aerodynamic Analysis for Helicopter Rotor in Hovering and Forwarding Flight Using Overset Grid

Dong-Kyun Im, Seong-Yong Wie, Eugene Kim, Jang-Hyuk Kwon and Duck-Joo Lee

In this paper, helicopter aerodynamics is simulated in hovering and forwarding flight. The governing equation is the unsteady Euler equation. To consider the blade motion and moving effects, an overset grid technique is applied in this simulation. At the boundary, the Riemann invariants condition is used for inflow and outflow. To validate this method, the result is compared with Caradonna-Tung's experimental data.

Keywords: 중첩 격자(Overset Grid), Helicopter Rotor, 제자리 비행 (Hovering), 전진 비행 (Forwarding)

1. 서 론

헬리콥터의 경우 고정익과는 달리 제자리 비행 뿐 아니라 전진 비행이 가능하므로 특수한 비행조건에서도 임무를 수행할 수 있는 장점을 지니고 있다. 그러나 회전하는 로터 블레이드의 특성상 축풍이나 유동의 불안정성이 있는 경우 공력의 비정상성이 두드러지게 나타난다. 이러한 이유로 헬리콥터 공력을 정확히 수치적으로 구현하는데 큰 어려움을 지니고 있다.

이러한 헬리콥터 공력을 수치적으로 구현하기 위하여 source - sink 모델을 사용해 원방경계 조건에 적용함으로써 수치소산의 문제를 해결하려는 연구와 자유 후류법과 전산유체 역학을 연계하여 로터 주위를 해석하려는 연구 등이 있었다. Jasim Ahmad 등은 중첩 격자계를 이용하여 헬리콥터 로터의 전진 비행을 수치적으로 해석하였으며[1] Zhao 등은 중첩 격자계를 이용하여 Navier-Stokes 방정식을 이용한 로터주위의 해석과 포텐셜 방정식을 방정식을 이용한 로터와 원방의 해석간의 정보 교환을 용이하게 하는데 적용하였다. [2]

본 연구는 이러한 헬리콥터 공력을 보다 실제적으로 수치적으로 구현하기 위하여 제자리 비행 뿐 아니라 전진비행에 대해 중첩 격자계를 이용하여 수치 해석하였으며 그 결과를 Caradonna & Tung's 실험 데이터와 비교하였다.

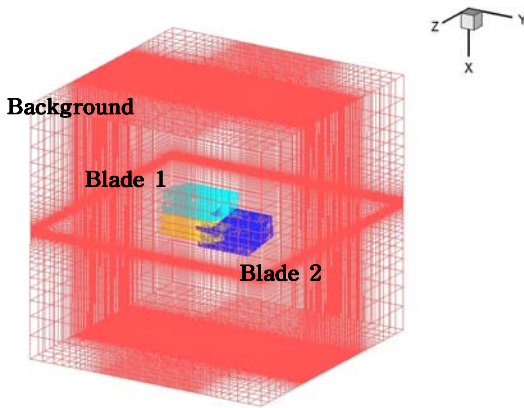
2. 계산 방법

3차원 비정상 오일러 방정식을 이용하여 제자리 비행 및 전진 비행의 수치 해석을 수행하였다. 또한 로터 블레이드의 움직이는 효과를 고려하기 위해 중첩 격자를 적용하였다.

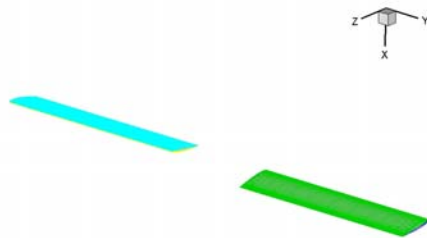
2.1 격자계

제자리 비행에 사용된 계산 격자는 5개의 블록으로 그림 1과 같이 정렬 중첩 격자를 구성한다. 5개의 블록은 3개의 Body를 구성하며 각각의 Body는 두 개의 Blade와 한 개의 Background 격자를 나타내며 H-type 이다. 각 Blade는 $21 \times 67 \times 105$ 의 격자 크기를 가지고 있으며 Background 격자는 $89 \times 97 \times 97$ 의 크기를 가지고 있다. 이때의 collective pitch 각은 8° , AR는 6으로 설정하였다.

또한 전진 비행에 사용된 계산 격자 역시 제자리 비행에 사용된 격자와 유사한 격자를 사용하였으며 collective pitch 각을 0° 로 설정하였으며 AR는 7로 설정하였다.



a. 5개의 블록으로 구성된 3개의 Body



b. 2개의 Body에 의한 로터

그림 1. 중첩 격자계를 이용한 Caradonna & Tung's Rotor Blade

2.2 유동 조건

제자리 비행[3] 및 전진 비행[4]의 공력 해석을 위해서 비교적 실험 데이터가 많은 Caradonna & Tung's Rotor 를 사용하였다. 제자리 비행 일 때, 계산 조건은 collective pitch 각이 8°, Tip Mach 수는 0.439로 Caradonna & Tung's 실험 조건을 적용하였으며 전진 비행일 경우 collective pitch 각이 0°, Tip Mach 수 0.8 및 전진비 0.2로 역시 실험 조건을 적용하여 전진 비행의 수치해석을 수행하였다.

2.3 수치 해석 기법

압축성 비점성 유동의 지배 방정식인 비정상 오일러 방정식을 적용하였다. 지배 방정식을 공간에 대해 이산화 하기 위해 격자 중심 유한체적법을 사용하였다. 비점성 유량 벡터는

Roe의 FDS(Flux Difference Splitting) 기법을 사용하였으며 Harten의 엔트로피 보정함수를 사용하였다. 또한 충격파 주위에서 해상도가 높은 해를 얻기 위해서 MUSCL을 적용하였으며 수치진동을 억제하기 위해서 Minmod 제한자를 사용하였다. [5]

시간 적분 기법으로 내재적 기법의 ADI 방법을 사용하였으며 시간 정확도를 높이기 위해서 이중 시간 적분법을 적용하였다. 또한 경계 조건으로 수렴성과 안정성의 증진을 위해 Riemann 불변치를 이용하였다. [6,7]

2.4 중첩 격자 기법

중첩 격자계는 복잡한 형상을 임의의 독립된 부영역으로 분할한 후, 각각의 부영역에 대해 독립적으로 격자를 구성하는 방법이다. 독립적으로 구성된 격자계들은 영역연결(domain connectivity) 알고리즘에 따라 삼간점(interpolation point)을 통해 격자간 정보를 전달한다.

본 연구에서는 중첩격자 생성의 편의성을 크게 향상시키고 중첩격자의 삼간점을 다중물체의 표면에서 최대한 멀리 배치 시킴으로 유동해석의 강건성과 정확성을 향상시킨 중첩격자 기법을 사용하였다.[8] 또한 비정상 계산 시 매 시간 전진마다 중첩격자 구성과정의 병렬처리를 통해 계산효율을 개선하였다.

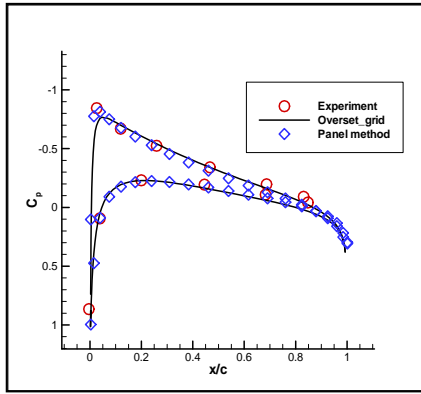
3. 결과

3.1 제자리 비행

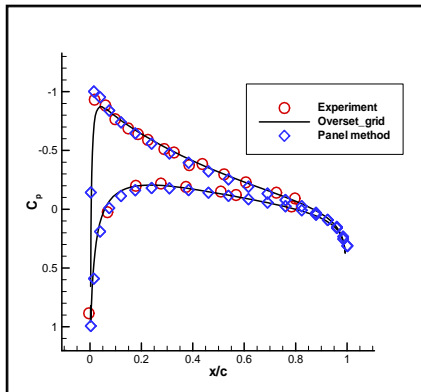
제자리 비행의 수치 해석 결과를 Caradonna & Tung's 실험값 및 Panel method의 수치 해석 결과와 비교하였다.

추력계수 (C_T)	
Experiment	0.00459
Overset grid	0.00473
Panel method	0.00465

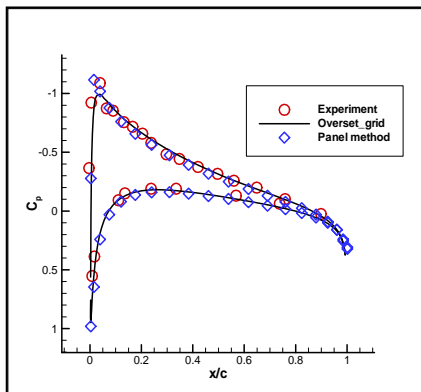
표 1. 제자리 비행일 때 추력계수 (C_T) 비교



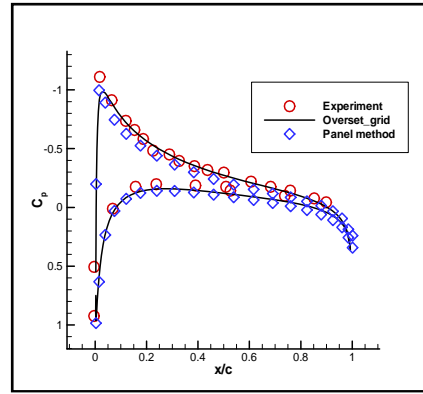
a. $r/R=0.5$



b. $r/R=0.68$



c. $r/R=0.8$



d. $r/R=0.96$

그림 2. 제자리 비행일 때 압력 계수 비교

그림 2는 Blade의 위치에 따른 압력 계수를 나타낸다. 비교적 실험에 의한 결과와 중첩 격자를 이용한 수치해석 결과가 유사함을 알 수 있으며 표1을 통해서 추력계수 (C_T) 의 결과 역시 유사함을 확인할 수 있다. 그림 3은 제자리 비행에서 표면 압력 분포를 나타낸다.

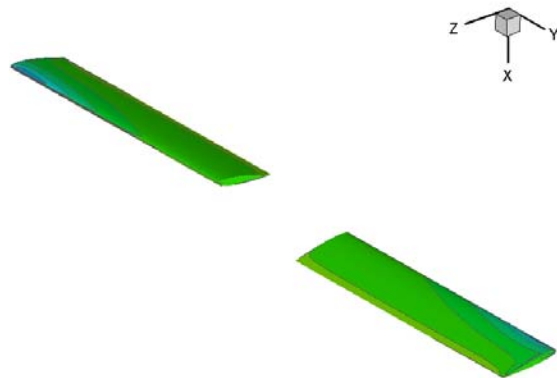


그림 3. 제자리 비행일 때 표면 압력 분포

3.2 전진 비행

본 연구에서 전진 비행의 수치 해석 조건으로 Caradonna & Tung's 실험 조건과 동일한 조건으로 수행하였다.[4, 9] 계산 조건은 Pitch와 Flap을 고려하지 않고 collective pitch 각을 0° 으로 하여 오직 전진 속도만을 고려하였다. 이러한 이유로 이러한 계산 조건은 전진 비행 검증에 많이 사용된다. 종횡비는 7, Tip Mach 수는 0.8, 전진비는 0.2이다.

그림 4는 전진 비행 시의 표면 압력 분포를 나타낸다. 전진 방향은 y축과 평행한 방향이며 전진하는 방향으로 강한 충격 파가 발생함을 관찰할 수 있다.

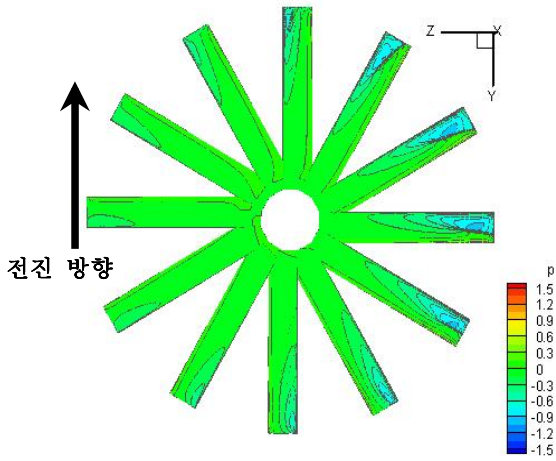
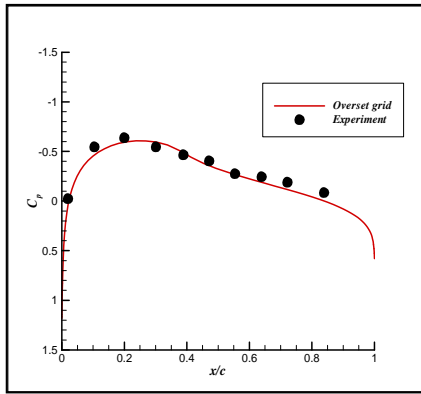
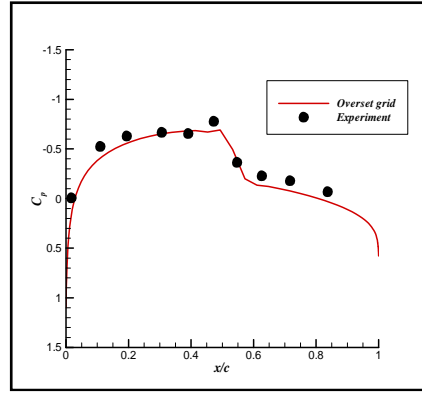


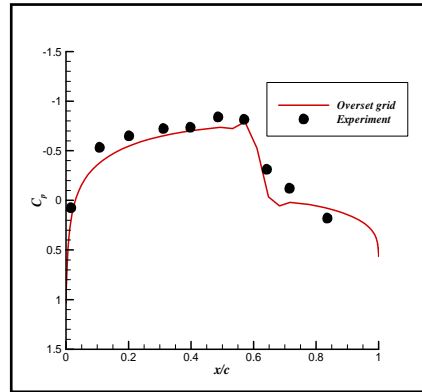
그림 4. 전진 비행일 때 표면 압력 분포



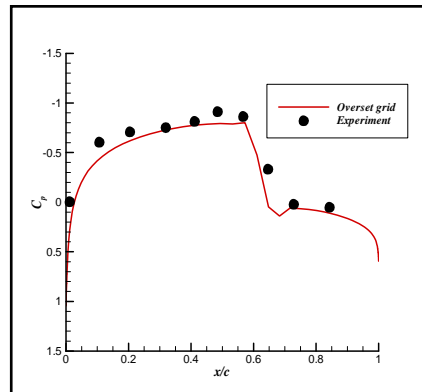
a. $\psi = 30^\circ$



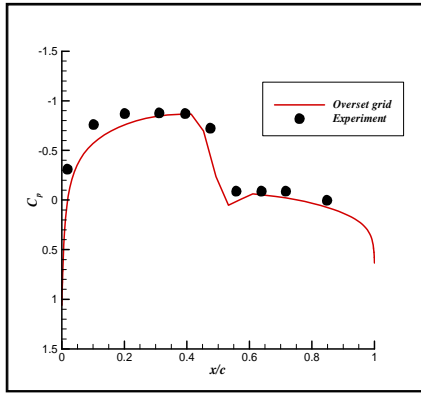
b. $\psi = 60^\circ$



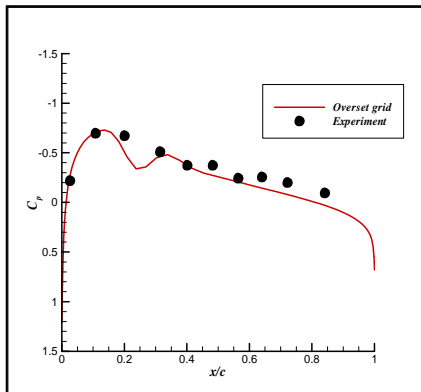
c. $\psi = 90^\circ$



d. $\psi = 120^\circ$



e. $\psi = 150^\circ$



f. $\psi = 180^\circ$

그림 5. 전진 비행일 때 $r/R = 0.8925$ 에서 압력 계수 비교

그림 5를 통해서 전진 비행일 때 $r/R = 0.8925$ 에서 압력 계수를 실험값과 비교하여 나타내었다. collective pitch 각이 0° 이고 pitching과 flapping이 없으므로 그림 5에서 각각의 azimuth 각에서 압력 계수의 차가 0임을 확인할 수 있다. 또한 azimuth 각이 증가하면서 Blade 표면에 충격파가 발생하는 것을 관찰할 수 있으며 그 결과가 실험값과 유사함을 확인할 수 있다.

4. 결론 및 향후 계획

중첩 격자계를 이용하여 비점성 유동 조건에서 헬리콥터 로터의 제자리 비행 및 전진 비행의 수치해석을 수행하였다. 각각의 수치 해석의 결과는 Caradonna & Tung's 실험 결과와 비교하였다.

제자리 비행의 수치해석의 경우 중첩격자에 의한 결과와 Panel method 에 의한 결과를 비교하였으며 두 수치해석의 결과는 실험값과 유사한 결과를 보여주었다. 전진 비행의 해석

은 pitching 과 flapping 을 하지 않는 collective pitch 각 0° 에서 수행하였으며 전진하는 방향에 강한 충격파가 Blade 위에서 발생함을 관찰하였고 압력 계수의 분포가 실험값과 유사한 결과를 보여주었다.

이러한 중첩 격자계를 이용하여 헬리콥터 로터의 제자리 비행 및 전진비행의 수치해석을 수행함으로써 향후 Pitching 과 Flapping 을 연계하여 전진 비행의 수치해석을 수행할 예정이다. 또한 이러한 CFD 기법과 Freewake method를 연계함으로써 해석의 정확도를 높일 것으로 예상된다.

후 기

동 연구는 산업자원부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업 (KARI주관) 위탁연구결과 중 일부임.

참고문헌

- [1] 1996, Jasim Ahmad and Earl P.N. Duque, "Helicopter Rotor Blade Computation in Unsteady Flows Using Overset Grids", Journal of Aircraft, Vol 33, No 1
- [2] 2006, Zhao, Q.J., Xu,G.H., and Zhao, J.G., "New Hybrid Method for Predicting the Flowfields of Helicopter Rotors," Journal of Aircraft, Vol 43, No 2
- [3] 1981, Caradonna, F.X. and Tung, C., "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," NASA TM-81232, Sept.
- [4] 1984, Caradonna, F.X., Laub, G.H., and Tung, C., "An Experimental Investigation of the Parallel Blade-Vortex Interaction," NASA TM-86005, Nov.
- [5] 1999, 박수형, "Upwind 방법을 이용한 극초음속 유동장 해석," 석사학위논문, 한국과학기술원
- [6] 2003, 박수형, "Navier-Stokes 방정식을 사용한 동안정 미 계수 예측 기법," 박사학위논문, 한국과학기술원
- [7] 2001, Sung, C.H., and Kwon, J.H., "Multigrid Diagonalized ADI Method for Compressible Flows," AIAA Paper 2001-2556, June
- [8] 2007, Eugene Kim and Jang Hyuk Kwon, "Prediction of Ballistic Separation Effect By Direct Calculation of Incremental Coefficients." Parallel Computational Fluid Dynamics, May 21-24, Antalya Turkey
- [9] 2003, 박영민, "비정렬 적응 격자계를 이용한 효율적인 비정상 유동계산 기법 개발", 박사학위논문, 한국과학기술원