



저마하수 예조건화 기법을 이용한 무양력 전진 비행 로터 주위 유동장 해석

김지웅,¹ 박수형^{*2}

ANALYSIS OF FLOW FIELD AROUND NON-LIFTING FORWARD FLIGHT ROTOR USING LOW MACH NUMBER PRECONDITIONING

Jee Woong Kim¹ and Soo Hyung Park^{*2}

Flow field around helicopter involves incompressible flow near the blade root and compressible flow at the blade tip. A problem occurs for low Mach number flow due to the stiffness of the governing equations. Time-derivative preconditioning techniques have been incorporated to reduce the stiffness that occurs at low speed region. The preconditioned form of the compressible Navier-Stokes and Euler equations is used. Computations are performed for the Caradonna-Tung's hovering and non-lifting forward flight case. Computational results are in good agreement with the experimental data.

Key Words : 비정상유동(Unsteady Flow), 예조건화(Preconditioning), 로터(Rotor)

1. 서 론

헬리콥터의 제자리 비행이나 전진 비행 시 공력을 정확하게 예측하기 위해서 헬리콥터 주위의 유동장을 정확하게 계산하는 것은 매우 중요하다. 회전하는 블레이드의 끝단에서 형성된 끝단 와류(tip vortex)는 공력 성능 예측에 큰 영향을 미치게 되고 비정상 유동 및 로터 디스크에서 비균일 유도 속도장(nonuniform induced velocity field)을 형성하게 한다. 따라서 끝단 와류의 정확한 예측은 로터 전산 유체 해석에서 중요하다. 또한 일반적으로 헬리콥터 주위의 유동장에서 블레이드의 안쪽 영역에서는 비압축성 유동장이 형성되고, 블레이드 끝단영역에서는 천음속 영역이 존재한다.

1970년대 이후 컴퓨터와 전산유체 기법의 발달로 인해 헬리콥터 주위의 복잡한 유동장을 정확하게 예측하기 위한 여러 연구들이 진행되어 왔다. Ahmad[1,2]등은 상대운동이 있는 경우, 격자의 유연성을 극대화할 수 있는 중첩격자

(overset-grid)에서 Navier-Stokes 방정식으로 제자리 비행 및 전진비행 로터 주위 유동장 해석을 수행하였다.

본 연구에서는 저 마하수 유동에서 지배방정식의 강직성을 완화 시킬 수 있는 시간미분 예조건화 기법을 사용하여 제자리 및 전진 비행하는 로터의 유동장을 해석하였다.

2. 수치 해석 기법

제자리 비행 로터 주위 유동장 해석을 위해서는 예조건화된 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였고, 무양력 전진비행 로터 주위 유동장은 예조건화된 3차원 비정상 오일러 방정식을 사용하였다.

2.1 지배 방정식

예조건화된 압축성 Navier-Stokes 방정식은 다음과 같다[3].

$$\Gamma \frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial (F_i - F_{vi})}{\partial x_i} = S \quad i = 1, 2, 3 \quad (1)$$

여기서, Q 는 유동변수 벡터, F_i 와 F_{vi} 는 x_j 방향으로의 비점성

1 학생회원, 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과

2 정회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

* Corresponding author, E-mail: pish@konkuk.ac.kr

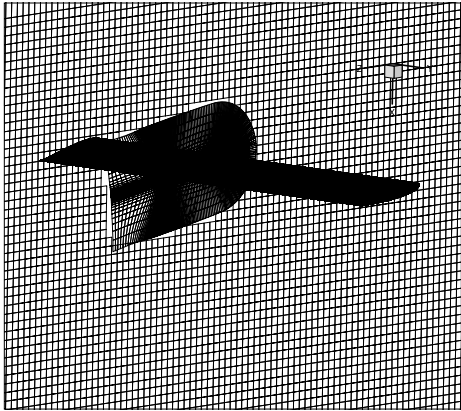


Fig. 1 블레이드 및 배경 격자 (Caradonna and Tung's blade)

유속과 점성 유속을 나타낸다. 정지비행 시 블레이드에 고정된 좌표계에서 유동은 정상상태로 볼 수 있다. 따라서 블레이드의 회전에 의한 원천항(source term)이 지배방정식에 추가되는 형태로 지배방정식이 구성되며, S는 다음과 같이 표현된다.

$$S = [0, \rho v \Omega, -\rho u \Omega, 0, 0] \tag{2}$$

여기서 Ω 는 회전좌표계(rotating coordinate frame)의 각속도(angular velocity) 벡터이다.

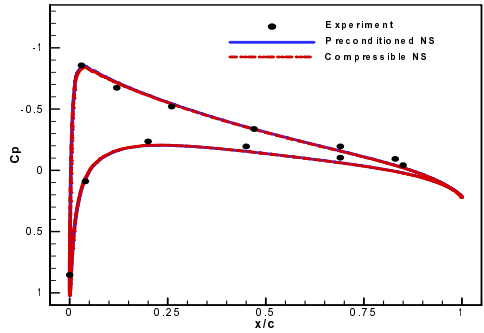
제자리 비행 로터 유동장 해석에서 난류 모델은 2-방정식 모델인 k- ω Wilcox-Durbin(WD+) model을 사용하였다[4].

2.2 수치 해석 기법

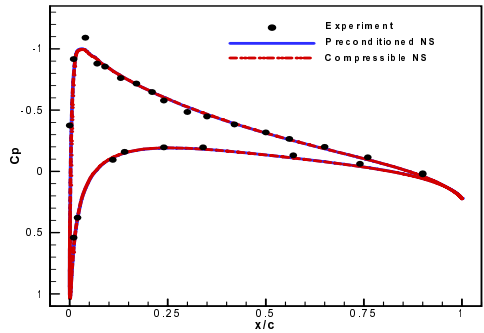
지배 방정식의 공간 이산화를 위해 격자 중심 유한 체적법을 사용하였다. 비점성 유속벡터는 Roe의 FDS(Flux Difference Splitting)기법을 사용하였다. 점성유속(viscous flux)의 경우에는 중심차분을 사용하였다. 제자리 비행 시 정상상태의 해를 구하기 위해 DADI 기법(Diagonalized ADI)이 사용되었다[3]. 전진 비행의 비정상 계산을 위해 시간 전진기법으로 예조건화된 이중시간전진(dual-time step-ping) DADI (Diagonalized Alternate Directional Implicit method) 기법을 적용하였다[5]. DADI기법은 기존의 블록행렬을 다루는 ADI 기법에 비하여 적은 계산량으로 유사한 성능의 우수한 수렴성을 얻을 수 있다. 또한 가상 시간에서 반복계산을 함으로써 근사인자화와 선형화에 의한 오차를 줄일 수 있다.

2.3 격자계 및 경계 조건

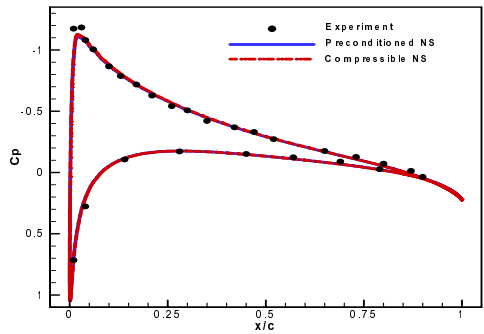
정지 및 전진비행 로터 주위의 유동장을 계산하기 위해 Chimera 중첩격자 기법을 이용하여 격자를 구성하였다. 중첩



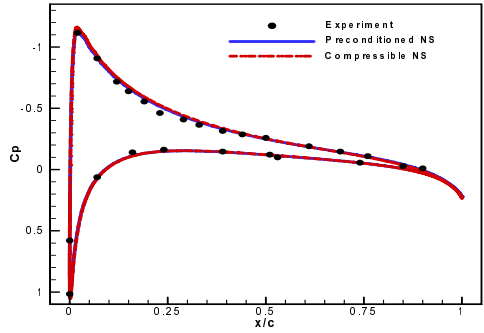
(a) r/R=0.5



(b) r/R=0.8



(c) r/R=0.89



(d) r/R=0.96

Fig. 2 표면 압력 계수 비교

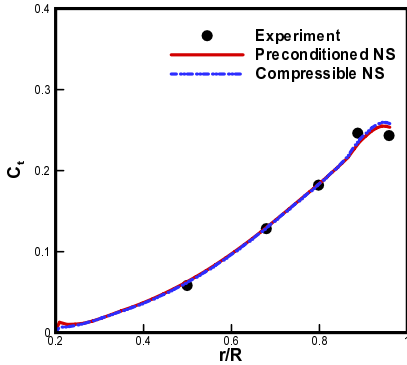


Fig. 3 단면 추력 계수 분포

격자는 격자간의 정보전달을 위한 보조의 알고리즘을 필요로 하는 단점이 있으나, 구성된 부격자(subgrid) 사이의 경계가 중첩이 가능하게 독립적으로 부격자를 배치시킴으로써 다중 블럭 격자 방법 또는 패치드 격자 방법등이 가지는 한계를 극복하고 격자구성의 유연성을 증대시킬 수 있다.

Fig. 1은 제자리 비행 계산에 사용된 Caradonna and Tung 모델[6] 로터격자를 나타낸다. 각 블레이드격자는 C-H type으로 321×109×49의 격자 크기를 갖는다. Background 격자는 블레이드 위로 시위의 2배, 아래로 6배 길이방향으로 3배의 간격이 일정한 내부 영역을 갖는다. collective pitch 각은 8°, 세장비는 6이고, 벽면에서 첫 번째 격자까지 간격은 1.0×10⁻⁵이다. 전진 비행에 사용된 격자는 C-H type으로 169×49×21의 격자 크기를 갖는다.

경계 조건으로 벽면에서는 점착조건(no-slip condition)과 제자리 비행의 경우 Srinivasan[7] 등이 제안한 흡수원 이론(Source sink model)에 따른 원방경계조건을 사용하였고, 전진 비행의 경우 원방 경계조건으로 리만 불변치를 사용하였다.

3. 해석 결과

3.1 제자리 비행

제자리 비행 로터 주위 유동장 계산을 위해 Caradonna and Tung 실험[8]에 사용된 모델 로터 및 실험 조건에 대해서 계산을 수행하였다. 계산 조건은 collective pitch 각은 8°, 끝단 마하수 0.439이다. 예조건화된 Navier-Stokes 방정식과 2-방정식 난류 모델인 k- ω Wilcox-Durbin(WD+)을 사용하였다. Background 격자는 시위의 10% 크기의 등간격을 갖는 내부 영역을 갖는다. Fig. 2는 블레이드의 스펠 위치에 따른 압력계수를 나타낸다. 계산 결과를 실험 결과 및 압축성 Navier-Stokes코드 비교하였다. 실험 결과와 잘 일치함을 볼

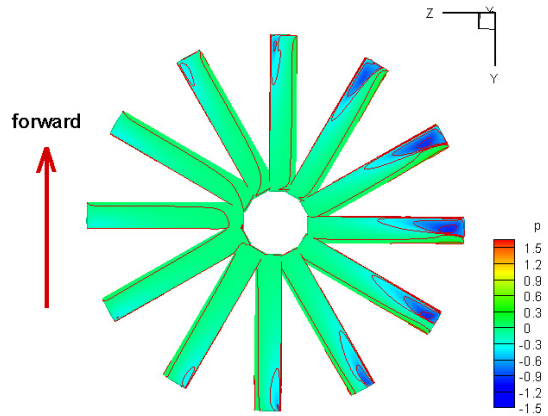


Fig. 4 전진 비행 시 표면 압력분포

수 있다. Fig. 3은 블레이드 스펠의 각 단면에서 추력계수 분포를 나타낸다. 실험 결과와 잘 일치함을 확인할 수 있다. 예조건화된 Navier-Stokes 방정식과 압축성 Navier-Stokes 방정식의 계산 결과의 비교에서는 압력분포나 단면 추력계수 분포의 차이가 크지 않음을 확인할 수 있다.

3.2 전진 비행

전진 비행하는 로터 주위 유동장 계산을 위해 전진 비행 검증에 많이 사용되는 Caradonna and Tung 실험[8] 조건과 동일한 조건으로 계산을 수행 하였다. 계산 조건은 블레이드의 피치와 플랩 운동을 고려하지 않고 collective 피치 각을 0°로 하여 오직 전진 속도만을 고려하였다. 블레이드의 세장비는 7 이고 끝단 마하수는 0.8, 전진비는 0.2이다. 계산을 위해 예조건화된 오일러 방정식을 사용하였다. Fig. 4는 전진 비행 시의 블레이드 표면 압력 분포를 나타낸다. 로터 전진 면에서 충격파가 발생하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 5는 89% 스펠에서 압력 계수를 실험 결과와 비교한 것이다. 로터 전진 면에서 강한 충격파가 발생하는 것을 확인할 수 있고, 충격파의 형성 위치가 실험값에 비해 앞쪽에 위치함을 볼 수 있으며, 계산 결과가 실험값과 유사함을 볼 수 있다.

4. 결론 및 향후 계획

예조건화된 압축성 Navier-Stokes와 Euler 방정식을 이용하여 헬리콥터 로터의 제자리 비행 및 전진 비행 시의 유동장 계산을 수행 하였다. 각각의 계산 결과는 Caradonna and Tung의 실험 결과와 비교하였다. 제자리 비행의 계산 결과 표면 압력 분포 및 단면 추력 분포가 실험 결과와 유사한 결과를 보였다. 전진 비행 계산은 블레이드의 피치 및 플랩 운동을

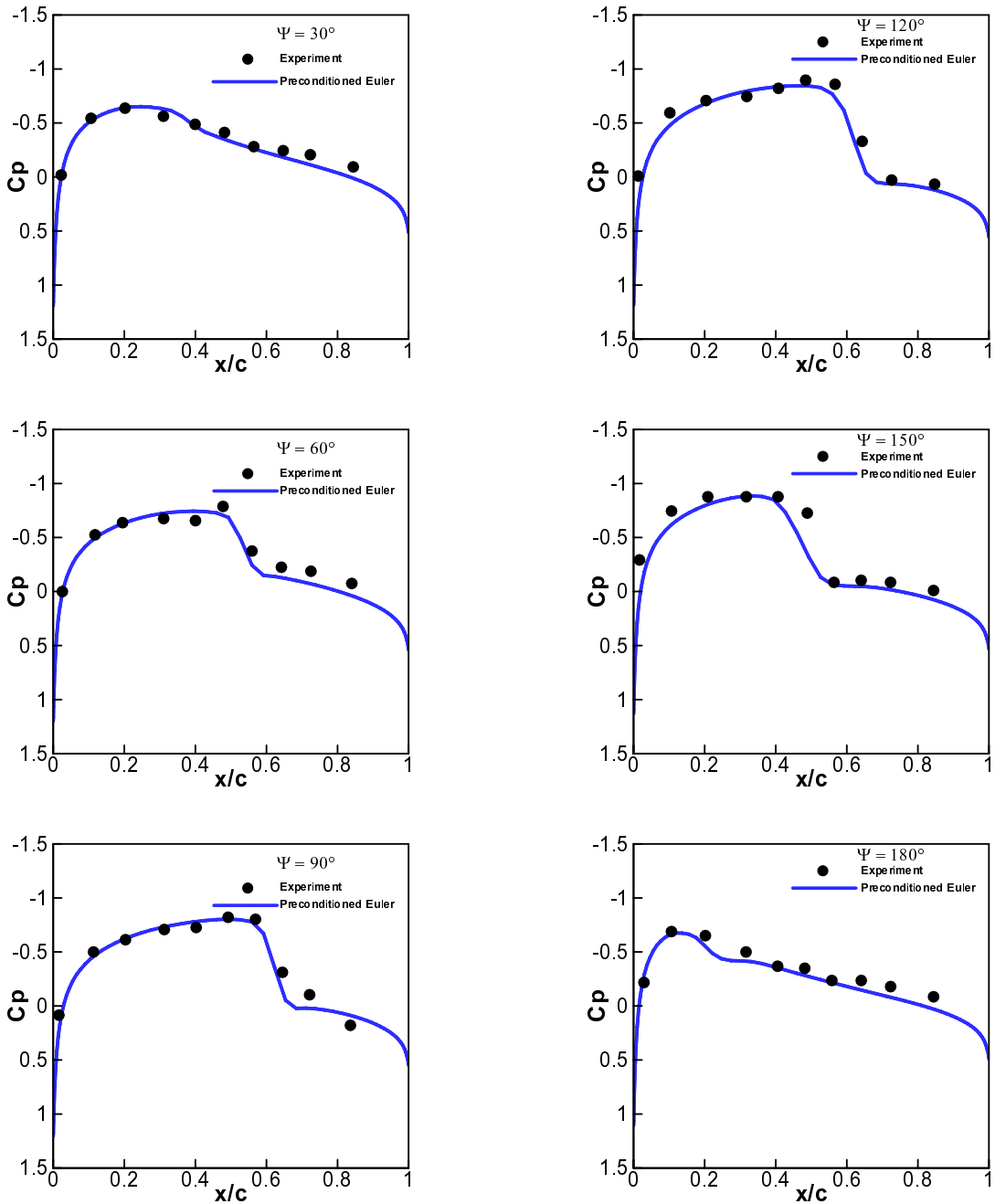


Fig. 5 89% 스펠에서 압력계수 비교(전진비행)

고려하지 않고, collective pitch각이 0° 인 경우에 대하여 수행되었다. 로터의 전진 면에서 강한 충격파가 발생함을 관찰하였고 압력 계수 분포가 실험결과와 유사한 결과를 나타내었다.

향후 예조건화된 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 헬리콥터 로터의 전진 비행 시의 유동장 계산을 수행할 예정이며, 해석 결과를 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용한 해석결과와 비교할 것이다.



후 기

본 논문은 2008년도 정부(과학기술부)의 재원으로 국제과학기술협력재단의 지원을 받아 수행된 연구임(2007-A002-0049).

참고문헌

- [1] 1999, Ahmad, J.A. and Strawn, R.C., "Hovering Rotor and Wake Calculations with an Overset-Grid Navier-Stokes Solver," *American Helicopter Society 55th Forum, Montreal, Canada*, May 25-27.
- [2] 1996, Ahmad, J. and Duque, E.P.N., "Helicopter Rotor Blade Computation in Unsteady Flows Using Overset Grids," *Journal of Aircraft*, Vol.33, No.1, pp.54-60.
- [3] 2006, Park, S.H., Lee, J.E. and Kwon, J.H., "A Preconditioned HLLC Method for Flows at All Mach Numbers," *AIAA Journal*, Vol.44, No.11, pp.2645-2653.
- [4] 2004, Park, S.H. and Kwon, J.H., "Implementation of $k-\omega$ Turbulence Models in an Implicit Multigrid Method," *AIAA Journal*, Vol.42, No.7, pp.1348-1357.
- [5] 2003, Pandya, S.A., Venkateswaran, S. and Pulliam, T.H., "Implementation of Preconditioned Dual-Time Procedures in OVERFLOW," *AIAA 2003-0072*.
- [6] 1981, Caradonna, F.X. and Tung, C., "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," *NASA TM 81232*.
- [7] 1993, Srinivasan, G.R., Raghavan, V. and Duque, P.N., "Flowfield Analysis of Modern Helicopter Rotors in Hover by Navier-Stokes Method," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol.38, No.3, pp.3-13.
- [8] 1984, Caradonna, F.X., Laub, G.H. and Tung, C., "An Experimental Investigation of the Parallel Blade-Vortex Interaction," *NASA TM86005*.