
꼬리로터를 포함한 로터-기체간 간섭현상의 수치적 연구

Numerical Simulation of Rotor-Airframe Interaction Including Tail Rotor

하현석*, 정문승, 권오준(KAIST), 강희정(KARI)

1. 서론

로터와 기체간의 간섭현상은 헬리콥터를 운용하는데 있어서 중요한 현상이다. 헬리콥터의 운용비용을 줄이기 위해서는 로터의 중량이 적어야 하며, 로터는 기체와 근접하게 위치하여야 한다. 그러나 로터와 기체가 근접할수록 로터-기체간의 간섭은 소음과 진동을 증폭 시키는 역할을 하여 헬리콥터의 성능과 수명에 악영향을 주게 된다. 또한 꼬리로터와 주로터의 끝단에서 생긴 와류는 서로 간섭하여 헬리콥터의 성능에 영향을 주게 되므로, 로터와 기체간의 상대운동에 의한 공기역학적인 간섭을 예측하기 위해 많은 연구가 진행되었다[1,2]. Wake model을 사용하여 주로터와 꼬리로터의 간섭에 대한 연구[3]가 진행되고 있지만, Euler식과 Navier-Stokes 식을 이용한 꼬리로터와 동체를 포함한 헬리콥터 전기체의 간섭현상에 대한 연구는 미미한 상태이다.

본 연구에서는 비정렬 중첩 격자계를 이용한 유동 해석 코드를 사용하였다. 로터-기체간의 간섭현상에 대한 해석을 실시하기 전에 ROBIN형상의 수치해석 결과를 실험값과 비교하여 로터-기체간의 간섭현상 예측에 관한 해석코드를 검증하였다. 간섭현상을 보기 위해 꼬리로터를 포함한 UH-60헬리콥터 전기체 형상에 대한 비정상 유동 해석을 수행하였으며, 해석 결과를 통해 꼬리로터와 주로터간의 간섭현상을 파악하였다.

2. 수치해석 기법

상대운동이 있는 3차원 유동장을 해석하기 위해 비정상, 비점성, 압축성 유동을 지배하는 Euler 방정식을 사용하였다. 지배 방정식에 유한 체적법을 적용하기 위해 격자 중심 기법에 비해 수치적으로 강건한 격자점 중심 기법을 사용하였다. 격자점에 유동변수가 저장되는 제어체적은 비정렬 사면체 격자에 대해 메디안-듀얼(median-dual)방법을 사용하여 구성하였으며, 듀얼 경계면에서의 비점성 플럭스는 Roe의 FDS(Flux Difference Splitting)[4]를 사용하여 계산하였다. 시간진진은 point Gauss-Seidel 방법을 사용하여 내재적으로 계산하였으며, 고정된 동체를 중심으로 회전하는 로터의 상대운동을 모사하기 위해 중첩격자기법[5]을 사용하였다. 계산시간을 효율적으로 절감하고 메모리의 한계를 극복하기 위해서 해석코드를 병렬화 하여 사용하였다. 영역 분할은 MeTis library[6]를 사용하였고, 각 분할 영역간의 자료 교환은 MPI library[7]를 사용하였다.

3. 해석코드 검증

로터-기체간 간섭현상의 해석을 위해 사용한 코드의 검증을 위해 ROBIN형상 주위의 비정상 유동을 해석하였다[8-10]. 블레이드 끝단 마하수 0.52, 전진비 0.23인 경우와 비교하였다. 형상은 4개의 로터 블레이드와 동체로 이루어졌으며, 블레이드는 NACA0012 날개꼴을 갖는 직사각형 형태이다. 로터 블레이드의 중형비는 12.98,

	C_T	θ_0	θ_c	θ_s
Exp.	0.006409	8.16°	-1.52°	4.13°
Present	0.006419	6.278°	-1.36°	3.99°

표 1. ROBIN형상의 트림 조건

루트 컷아웃은 0.24R이며, 루트에서 끝단까지 8°의 비틀림을 갖는다. 주로터의 회전축은 3° 기울어져 있다.

그림 1에서 계산에 사용된 비정렬 중첩격자계를 나타내었다. 주 격자계는 동체격자와 배후면 격자를 포함하고 있으며, 4개의 부격자계는 회전하는 로터 블레이드를 각각 포함되도록 생성하였다. 비정상 유동의 해석은 매 시간 단계마다 0.25°씩 로터 블레이드를 회전시키면서 이루어졌다.

실험치[8]와 동일한 로터의 추력과 x, y방향의 모멘트를 없애기 위한 공력트림을 수행하였다. 트림조건은 33회의 로터회전 후 얻어졌으며, 계산을 통해 얻은 시간 평균된 추력계수, 컬렉티브 피치각, 사이클릭 피치각에 대한 수치는 표 1에 나타내었다.

그림 2, 3에서는 다양한 방위각에 따라 블레이드 반경 방향으로의 시간 평균된 inplane과 out-of-plane의 유도흐름 비를 보이고 있다. 실험치는 로터 디스크에서 기준 시위귀어의 1.15배 만큼 위로 떨어진 지점에서 측정되었으며, 실험치와 계산된 수치가 잘 일치하고 있다.

그림 4는 동체 표면에서의 비정상적인 압력 변화를 나타내고 있으며, 구체적인 위치는 그림 4에 나타내었다. 동체에서 예측된 압력 변화의 최고치와 위상은 실험치와 잘 일치하고 있다.

4. 해석결과 및 토의

코리로터를 포함한 로터-기체간 간섭현상을 연구하기 위하여 UH-60 헬리콥터 제자리 비행 해석을 수행하였다. 로터 반경은 15.51, solidity는 0.0826이며, 끝단 마하수 0.65에 대해 수행되었다. 추력계수 $C_T/\sigma=0.085$ 의 성능을 가지는 컬렉티브 피치에 대한 해석 결과를 실험치와 비



그림 1. 동체의 표면격자와 4개의 부 격자계

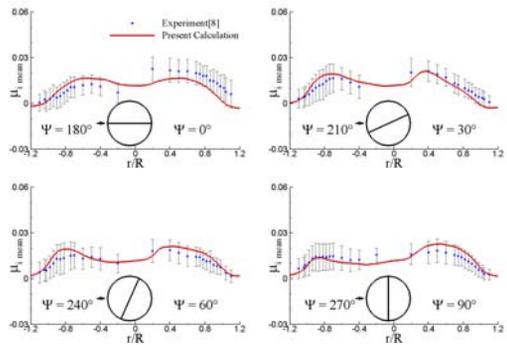


그림 2. 시간 평균된 inplane의 유도 흐름비

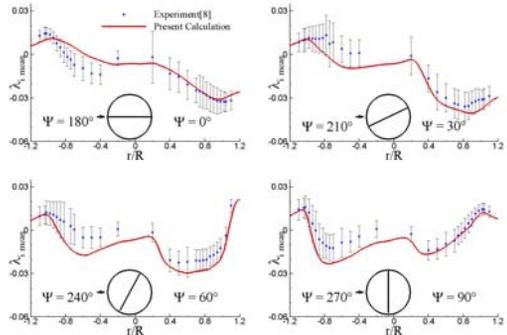


그림 3. 시간 평균된 out-of-plane 유도 흐름비

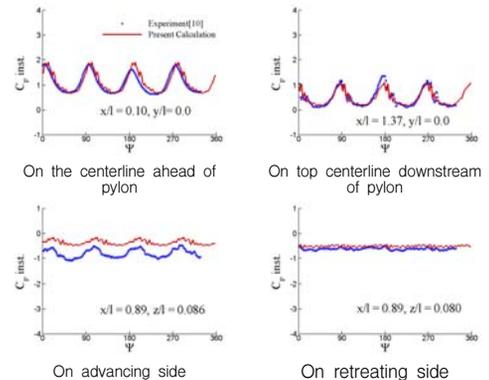


그림 4. 동체 표면에서의 비정상 압력 변화

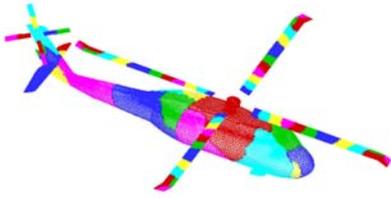


그림 5. UH-60 전기체의 표면 격자

교하였다. 꼬리로터를 포함한 해석의 경우 반토크를 위해 요구되는 꼬리로터의 추력은 콜렉티브 피치각을 조절하여 구할 수 있다. 본 연구에서 사용된 주로터의 콜렉티브 피치각 9.2° 에 대한 토크계수 C_q 의 실험값[11]은 6.7732×10^{-4} 이며, 이는 꼬리로터의 콜렉티브 피치각 18.8° 의 추력과 주로터와 꼬리로터 축간거리를 이용하여 얻을 수 있었다. 해석은 먼저 주로터만을 사용하여 수행되었으며, 순차적으로 동체와 꼬리로터를 포함시켜 결과를 비교하였다.

그림 5는 계산이 수행되어진 UH-60의 병렬화된 표면격자를 나타낸다. 본 연구에서는 해석수행시 CORE2DUO CPU 90개를 사용하였으며, 주로터를 6회전 시켜서 얻어진 결과를 사용하였다.

그림 6은 주로터의 표면 압력분포를 나타낸다. 실험치[12]는 주로터만을 해석한 결과이며, 주로터만을 해석한 결과는 실험치와 잘 일치하고 있다. 주로터와 동체를 포함한 실험의 경우 거의 일치하고 있으나, 블레이드의 inboard쪽에서의 압력분포가 주로터만을 해석한 경우보다 높게 예측되고 있는데, 이는 동체와 주로터간의 간섭으로 확인된다. 그림 5에서 UH-60형상을 살펴보면 inboard쪽으로 갈수록 동체와 로터사이의 거리가 근접하게 되고, 동체를 포함한 결과에서 압력분포가 블레이드의 inboard 쪽으로 갈수록 높게 나타나고 있음을 알 수 있다.

그림 7은 4개의 블레이드중 $\psi=0^\circ$ 에 위치한

블레이드의 추력분포를 나타내고 있다. 주로터만을 해석한 경우와 주로터와 동체를 포함한 경우의 해석 결과를 비교하면 대체적으로 일치하는 경향을 보이나, $r/R < 0.84$ 인 곳의 추력은 동

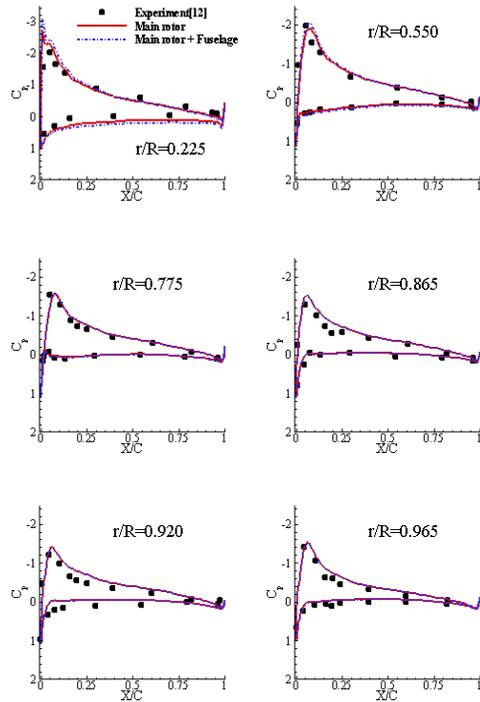


그림 6. 블레이드의 표면 압력분포

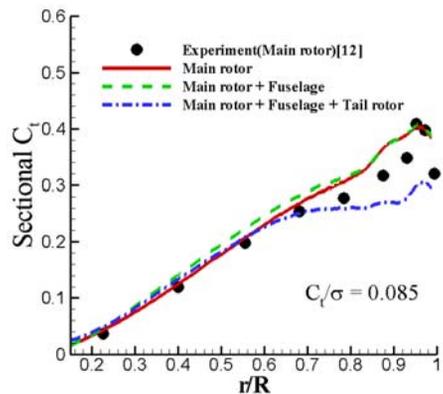


그림 7. 스펠방향으로의 추력분포

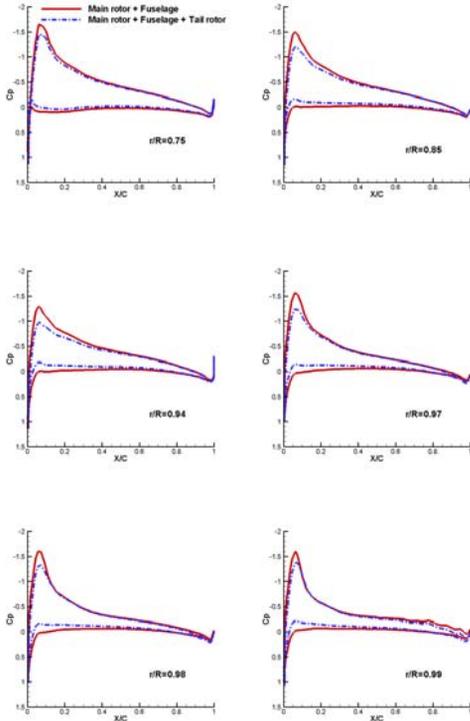


그림 8. 블레이드의 표면 압력분포

체를 포함한 경우가 주로터만을 해석한 경우에 비해 다소 높음을 확인 할 수 있다. 꼬리로터를 포함하여 해석한 경우의 추력 분포를 앞의 두 경우와 비교하면, $r/R=0.7$ 을 지나서부터 추력이 현저하게 떨어진다. 이는 꼬리로터의 간섭 영향으로 추정된다.

그림 8은 꼬리로터를 포함한 해석결과에서 주로터의 압력분포를 살펴보았다. 블레이드의 tip 쪽에서는 꼬리로터의 간섭으로 인하여 표면 압력분포에도 변화가 생긴다. 꼬리로터를 포함한 결과가 꼬리로터를 포함하지 않은 결과보다 leading edge에서의 압력 분포값이 낮다. 이 또한 꼬리로터의 간섭으로 인한 현상으로 추정된다.

그림 9, 10에서 꼬리로터의 간섭 현상으로 인한 블레이드의 추력이 낮아지는 원인을 파악할

수 있다. 그림 9에서 관찰되어 지듯이, 블레이드 끝단에서 내리흐름이 증가하는 것을 알 수 있다. 또한, 그림 10에서 로터 디스크의 전반적인 내리흐름을 살펴보면 꼬리로터의 간섭을 받지 않은 다른 3개의 블레이드의 경우는 끝단에서 올려흐름이 나타나지만, 꼬리 로터의 간섭을 받은 블레이드의 끝단에서는 올려흐름이 나타나지 않는다. 즉, 꼬리로터의 간섭은 내리흐름을 증가시키고 이에 의해 유효받음각이 감소하게 된다. 따라서 주로터 블레이드의 outboard쪽으로 갈수록 추력이 감소하게 된다.

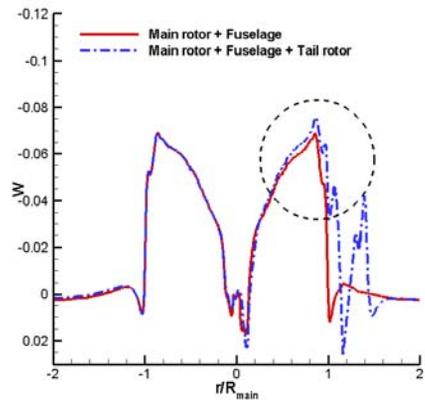


그림 9. 로터 디스크에서 0.25chord 아래에서의 내리흐름

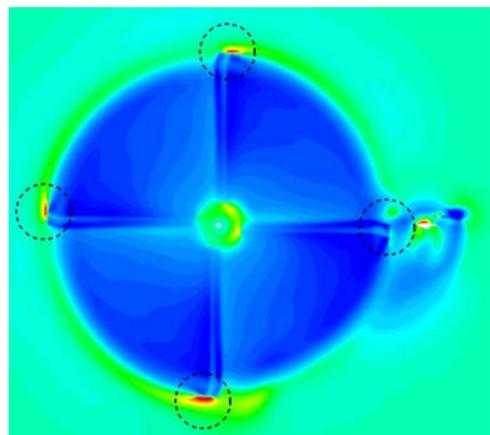


그림 10. 로터 디스크에서 0.25chord 아래에서의 내리흐름 분포선도

4. 결 론

UH-60형상 주위의 비정상 유동을 해석하여 주로터-동체-꼬리로터에 대한 간섭효과를 살펴 보았다. 주로터와 동체의 간섭은 주로터와 동체가 가까운 블레이드의 inboard쪽에서 나타났지만, 주로터의 공력특성에 미치는 영향은 미미하게 나타났다. 꼬리로터의 간섭의 경우 $\psi=0$ 에 위치한 블레이드의 추력분포에 영향을 미친다. 이는 꼬리로터의 간섭이 내리흐름을 증가시키고 끝단에서의 올려흐름을 감소시켜서 유효받음각이 감소되기 때문이다.

향후 UH-60형상에 외부 장착물을 포함하여 해석을 수행하고, 와류와 외부 장착물간의 간섭 현상에 대하여 연구할 예정이다.

후 기

동 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI주관) (위탁)연구결과 중 일 부임.

참고문헌

- 1) N. Hariharan and L. N. Sankar, *Unsteady Overset Simulation of Rotorcraft Flowfields*, AIAA Paper 97-0123, 1997.
- 2) L. A. J. Zori and R. G. Rajagopalan, *Navier-Stokes Calculations of Rotor-Airframe Interaction in Forward Flight*, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 42, No. 3, pp. 235-243, 1997.
- 3) T.M. Fletcher and R. E. Brown, *Modeling the Interaction of Helicopter Main Rotor and Tail Rotor Wakes*, Aeronautical Journal, Vol. 111, No. 1124, pp.637-643 October, 2007.
- 4) P. L. Roe, *Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Scheme*, Journal of Computational Physics, Vol. 43, pp.357-372, 1981.
- 5) M. S. Jung and O. J. Kwon, *A Parallel U*

nstructured Hybrid Overset Mesh Technique for Unsteady Viscous Flow Simulations, Presented at International conference on Parallel computational fluid dynamics, Antalya, Turkey, May, 21-24, 2007.

6) G. Karypis and V. Kumar, *Multilevel k -way Partitioning Scheme for Irregular Graphs*, Journal of Parallel and Distributed Computing, Vol. 48, pp. 96-129, 1998.

7) <http://www.unix.mcs.anl.gov/mpi>

8) J. W. Elliot, S. L. Altoff, and R. H. Sailey., *Inflow Measurement Made With a Laser Velocimeter on a Helicopter Model in Forward Flight, Volume II, Rectangular Planform Blades at an Advance Ratio of 0.23*, NASA TM 100542, 1988.

9) E. M. Raymond and S. A. Gorton., *Steady and Periodic Pressure Measurements on a Generic Helicopter Fuselage Model in the Presence of a Rotor*, NASA TM 2000210286, 2000

10) Jr. D. D. Boyd, R. W. Barnwell, and S. A. Gorton, *A Computational Model for Rotor-Fuselage Interaction Aerodynamics*, AIAA Paper 2000-0256, 2000.

11) B. E. Wake and J. D. Beader, *Evaluation of a Navier-Stokes Analysis Method for Hover Performance Prediction*, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 41, No. 1, pp. 7-17, 1996.

12) J. U. Ahmad and R. C. Strawn, *Hovering Rotor and Wake Calculations with an Overset-Grid Navier-Stokes Solver*, American Helicopter Society 55th Annual Forum, Montreal, Canada, May, 1999.