
CFD-Freewake연계방법과 중첩격자를 이용한 비정상 로터 해석기법 개발

Development of Unsteady Rotor Analysis Method using CFD-Freewake Coupling technique and Overset Grid

위성용*, 임동균, 권장혁, 이덕주(KAIST)

1. 서 론

헬리콥터는 일반적인 고정익과 달리 회전하는 로터 블레이드를 이용하여 양력을 얻기 때문에 회전하는 로터에서 발생하는 후류 거동이 복잡하다. 또한 측풍이나 유동의 불안정성이 있는 경우 헬리콥터 로터의 비정상성이 두드러지게 나타나게 된다. 이러한 복잡한 후류특성과 공력 특성 때문에 헬리콥터 공력을 수치적으로 정확히 예측하는데 큰 어려움을 지니고 있다.

헬리콥터 공력 해석은 크게 자유후류법(Freewake)과 전산유체역학(CFD)방법을 통하여 이루어져 왔다. 자유후류법은 빠른 계산시간과 정확한 후류 묘사 때문에 많이 사용되고 있다. 그러나 이러한 장점에도 불구하고 점성효과와 압축성효과를 적용하는데 크게 제한을 받는다. 특히 동적실속이 일어나는 영역과 압축성효과가 지배적으로 나타나는 천음속영역에서는 유동해석을 정확히 계산할 수 없다.

전산유체역학(CFD) 방법은 자유후류법과는 달리 블레이드 주변의 점성효과와 천음속영역에서의 압축성효과를 고려할 수 있어 동적실속과 충격파 해석에 용이하다. 그러나 계산 시 나타나는 수치적 감쇠(Numerical dissipation) 때문에 로터 주변의 와류장이 빨리 사라지게 되어 정확한 후류모사가 힘들다. 이러한 수치적 감쇠를 줄이기 위해 조밀한 격자를 이용하게 되지만 많은 수치계산 시간이 필요하게 되어 큰 제한을 받게 된다.

이러한 수치적 문제를 해결하기 위하여 본 연구에서는 자유후류법과 Euler 해석을 연계하여 각 방법의 단점을 보완하고 이를 통하여 효율적인 헬리콥터 공력해석을 수행하고자 한다. 또한 비정상적으로 움직이는 로터 블레이드를 묘사하기 위하여 중첩격자기법을 적용하여 제자리 비

행 및 전진 비행 해석을 수행하였다.

2. 해석 방법

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

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.

2.1 자유후류법과의 연계

CFD와 자유후류법을 연계함으로써 압축성과 동적실속, 계산시간의 단축, 정확한 후류모사라는 서로의 단점을 보완하고 효과적인 로터의 공력예측 solver를 구축할 수 있게 된다.[1] 본 연구에서는 자유후류를 Euler 해석과 연계하여 비정상 로터 공력을 해석하였다. 대략적인 연계과정은 그림 1 과 같이 이루어진다.

CFD에서 자유후류를 만드는 기본방법은 Lifting line theory를 이용하여 블레이드의 스패방향의 양력을 와선으로 치환하여 후류를 만드는 방법을 사용하였다. 날개표면의 양력은 와선으로 표현되며 또한 날개에서 발생하는 익단와류와 후류는 날개표면의 와선의 크기의 차이에

의하여 결정된다. 날개 표면의 와선의 강도는 Kutta-Joukowski 이론에 의하여 얻을 수 있다. Kutta-Joukowski 이론에 의하여 각 스펀방향에 해당하는 양력선의 강도를 얻을 수 있다. 또한 각 양력선의 강도의 차이는 각 스펀위치에서 만들어지는 후류의 강도라 할 수 있다. 생성된 자유후류는 임의의 지점에 유도속도를 만들게 된다. 이러한 이유로 후류가 감소되는 CFD에 자유후류에서 얻은 속도를 넣어줌으로써 후류효과를 보정하게 된다. 후류의 영향을 보정하는 방법은 전체 유동장에 넣어주는 Velocity field approach 와 경계나 블레이드 표면에 넣어주는 방법(Boundary correction approach)등을 생각할 수 있다.

Velocity field approach의 경우 후류의 영향을 전체 유동장에 넣어주기 때문에 순수하게 CFD에서 발생하는 유도속도와 중첩될 수 있다. 그렇기 때문에 CFD영역 밖의 후류만 고려해야 한다. 또한 경계조건에만 후류에 의한 유도속도를 넣어주는 방법은 후류와 블레이드가 간섭할 경우 후류영향이 직접적으로 고려가 안 되는 단점이 있다. 이러한 이유로 두 방법을 적절히 조합하여 후류가 CFD영역 밖에 있는 경우 Velocity field approach 을 적용하고 그렇지 않은 경우 경계조건을 보정함으로써 CFD에 자유후류의 효과를 나타내게 된다. 본 연구에서는 블레이드와 와류가 강하게 간섭하지 않은 조건에서 해석을 수행하였기 때문에 경계조건에 자유후류에 의한 유도속도로 보정함으로써 CFD와 연계하였다.

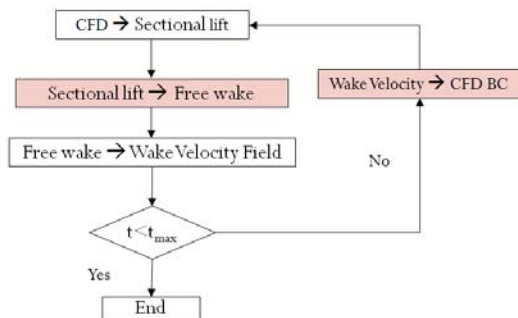


그림 1 연계 해석 순서도

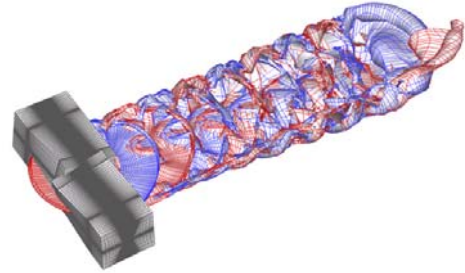


그림 2 CFD에서 자유후류생성

2.2 중첩격자 기법

중첩 격자계는 복잡한 형상을 임의의 독립된 부 영역으로 분할한 후, 각각의 부 영역에 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 배치시킴으로 유동해석의 강건성과 정확성을 향상시킨 중첩격자기법을 사용하였다.[2] 또한 비정상 계산 시 매 시간 전진마다 중첩격자 구성과정의 병렬처리를 통해 계산효율을 개선하였다.

3. 해석결과

본 해석기법을 이용하여 제자리 및 전진 비행 해석을 수행 하였다. 제자리 비행은 Caradonna&Tung 실험 로터[3]를 해석하였으며 전진 비행은 AH-1G[4] 로터를 해석하였다. 전진비행 해석의 경우 로터 블레이드가 주기적으로 피칭과 플래핑 움직임을 가지고 있다.

3.1 제자리 비행

Caradonna&Tung 실험 로터[3]를 받음각 8도에서 익단 속도 Mach No. 0.439 로 회전하였다. 총 10바퀴 회전하였으며, 블레이드 표면 압력 분포를 실험값과 비교하였다.

계산 격자는 5개의 블록으로 그림 3 과 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 21×67×105의 격자 크

기를 가지고 있으며 Background 격자는 $81 \times 89 \times 89$ 의 크기를 가지고 있다.

그림 4는 제자리 비행 해석 후 CFD 영역 내에 존재하는 로터 후류를 가시화 한 것이다. 그림 5는 자유후류로 계산되어진 후류의 형상과 강도를 나타낸다. 그림에서 알 수 있듯이 익단에서 나타나는 와류의 강도가 가장 강함을 확인할 수 있다. 표 1은 로터의 추력계수를 실험값과 비교한 결과이다. 실험값과 2% 이내에 근접함을 확인할 수 있다. 그림 6은 로터 블레이드 표면에서 나타나는 압력 분포를 나타낸다. 스패치치 0.68, 0.8, 0.89, 0.96에서의 압력계수를 실험값과 비교하고 있다. 실선은 해석결과이며 점은 실험값을 나타낸다.

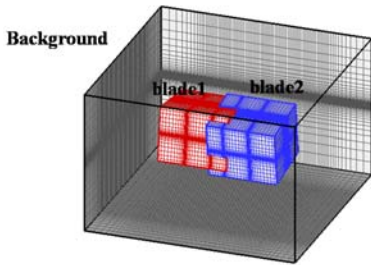


그림 3 중첩 격자계

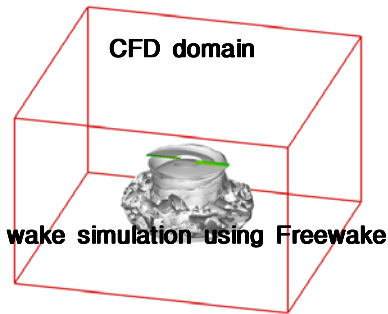


그림 4 CFD 영역내의 로터 후류

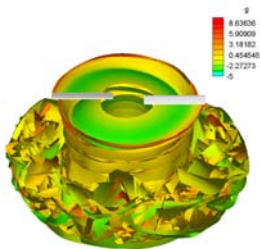


그림 5 로터 후류 강도

	Thrust coefficient
Coupling analysis	0.00467
Experiment	0.00459

표 1 추력계수 비교

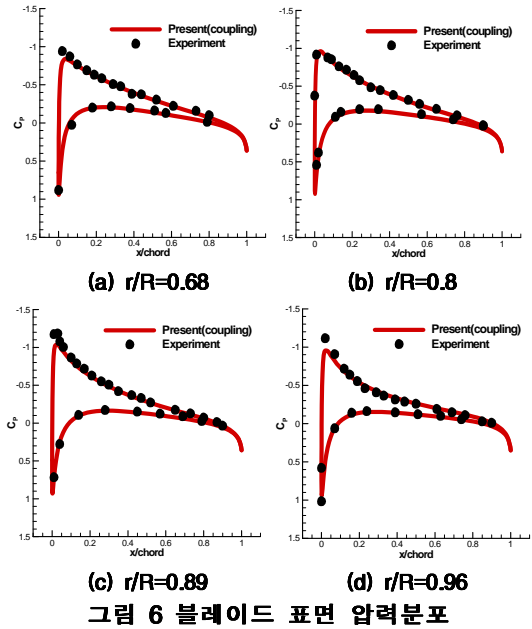


그림 6 블레이드 표면 압력분포

3.2 전진 비행

본 연구에서 해석되어진 로터 모델은 블레이드가 2개인 AH-1G이다. Cross와 Watts[4]의 AH-1G 실험을 대상으로 하여 수치해석을 수행하였고 실험값과 비교하였다. 해석에 사용되어진 계산격자의 경우 제자리 해석에 사용된 격자계를 사용하였고 블레이드 형상 변화를 고려하여 격자를 변형하였다. 비행조건은 익단회전속도 Mach No. 0.65이며 전진비는 0.19이다. 이때 실험 추력계수는 0.00464가 된다. 또한 회전면에서의 모멘트 값은 0이 된다.

전진해석은 실험 추력값과 모멘트값을 이용한 트립해석을 통하여 이루어진다. 표 2는 트립해석 후의 피치각과 플래핑각 계수를 나타낸다. 이 값을 이용하여 전진해석 한 결과 그림 8과 그림 9와 같은 공력 특성을 얻을 수 있었다. 그림 8는 한 바퀴 회전동안 $r/R=0.6, 0.75, 0.91, 0.97$ 에서의 단면 추력계수를 나타낸 것이고 그림 9는 방위각 90도에서의 압력계수를 나타낸

것이다. 단면 추력 및 압력계수 모두 실험값에 근접함을 확인 할 수 있다.

(unit:degree)	θ_0	θ_{1c}	θ_{1s}	β_{1c}	β_{1s}
Present	6.11	1.32	-5.07	2.13	-0.15
Experiment	6	1.7	-5.5	2.13	-0.15

표 2 AH-1G pitch and flapping angle

Cyclic Pitch angle :

$$\theta(\psi) = \theta_0 + \theta_{1c}\cos(\psi) + \theta_{1s}\sin(\psi) \quad (1)$$

Flapping angle :

$$\beta(\psi) = \beta_0 + \beta_{1c}\cos(\psi) + \beta_{1s}\sin(\psi) \quad (2)$$

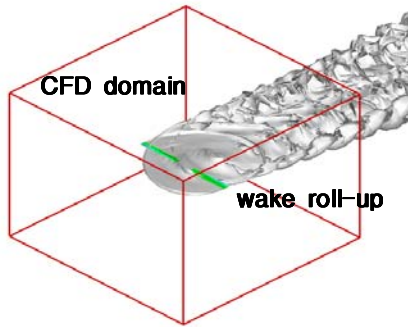


그림 7 전진비행의 후류말림

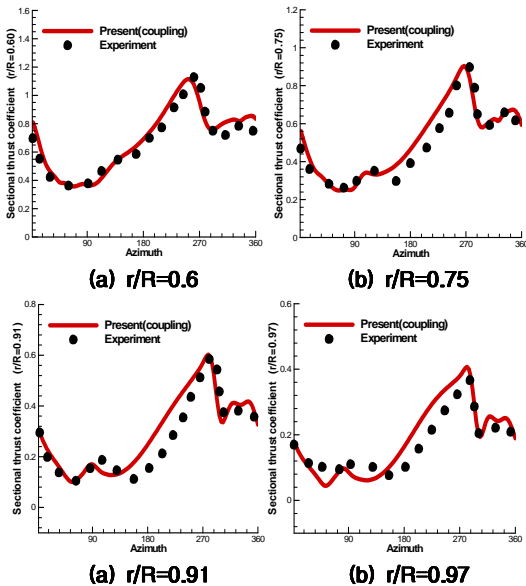
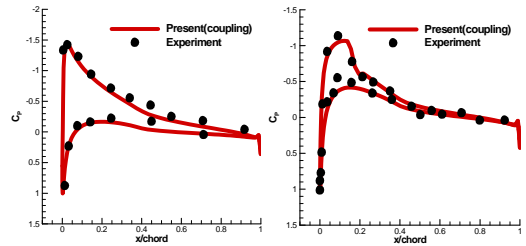


그림 8 방위각에 따른 단면 추력계수



(a) $r/R=0.6$ (b) $r/R=0.91$

그림 9 방위각 90° 에서의 압력계수

3. 결론

본 연구에서는 중첩격자와 CFD-Freewake 연계를 이용하여 비정상 로터를 해석할 수 있는 방법을 개발하였다. 또한 이를 이용하여 제자리 및 전진 비행 해석을 수행하였고 실험값과 비교를 통하여 신뢰성을 확보 하였다. 개발되어진 연계방법은 추후 효율적인 비정상 로터 공력 해석 및 소음 해석에 사용되어질 것으로 기대되어진다.

4. 후기

본 연구는 산업자문부 한국형헬기 민군겸용구성 품개발사업(KARI주관) 위탁연구결과 중 일부임.

5. 참고문헌

- 1) 위성용, 이재훈, 권장혁, 이덕주, 정기훈, 김승범, “로터 제자리비행에 적용된 CFD/FreeWake 연계방법의 원거리 경계조건에 대한 연구”, 한국항공우주학회지, 35권, 11호, 2007.
- 2) 임동균, 위성용, 김유진, 권장혁, 이덕주, “중첩격자를 이용한 제자리 및 전진 비행하는 헬리콥터 로터의 비정상 공력해석”, 추계전산유체공학회, 2007.
- 3) Caradonna, F.X. and Tung, C., “Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover,” NASA TM-81232, 1982.
- 4) Criss, J.L. and Watts, M.E., “Tip Aerodynamics and Acoustics Test: A Report and Data Survey,” NASA-RP-1179, NASA Ames Research Center, Dec. 1988.