

헬리콥터의 공력 소음 예측

Rotor noise prediction of Helicopter Rotor

위성용† 임동균* 이덕주* 권장혁* 정기훈+ 김승범+
S.Y. Wie, D.K. Im, J.H. Kwon, K.H. Chung and S.B. Kim

1. 서론

헬리콥터 소음의 경우 대부분이 회전하는 로터 블레이드 공력에 의한 유동소음이 지배적이다. 특히 전진 비행이나 하강 비행하는 경우 블레이드 익단에서 발생하는 익단 와류가 순차적으로 다가오는 블레이드와 간섭하여 큰 소음을 발생하게 된다. 이러한 익단와류 간섭에 의한 소음을 BVI(Blade Vortex Interaction) 소음이라 한다.

BVI 소음을 정확히 예측하고 파악하기 위해서는 로터에서 발생하는 와류를 정확히 예측해야 하며 또한 비정상적인 와류 움직임을 파악하여야 한다. 이러한 이유로 로터 소음 해석은 정확한 비정상 공력 해석이 뒷받침 되어야 가능하게 된다. 그러나 전산 유체역학을 이용한 로터 후류 및 와류 모사는 유동의 수치적 감쇄에 의하여 정확히 구현하기 힘들며 많은 계산 시간을 요구하게 된다. 본 연구에서는 이러한 원거리 로터 후류와 와류 특성을 시간 전진 자유후류법을 연계하여 보정하였으며, 근거리 영역에서는 전산유체역학법을 이용하여 로터 공력을 해석하였다.

이러한 연계방법을 이용하여 공력해석을 수행한 후 음향상사법을 통하여 로터 소음을 해석하게 된다. 본 연구에서는 Ffowcs-Willams Hawkins(FW-H) 식을 이용한 Farassat formula 를 이용하여 로터에서 발생하는 공력 소음을 예측하였다. 해석 방법의 검증은 위하여 AH-1G 로터의 소음을 실험값과 비교하였으며, 이를 바탕으로 4-블레이드 로터 발생하는 소음을 예측하였다.

2. 지배방정식 및 수치기법

2.1 유동 해석 지배방정식 및 수치 기법

유동 해석의 경우 3 차원 Euler 식을 이용하였다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

$$Q = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E]^T$$

$$F = [\rho u, \rho uu + p, \rho uv, \rho wu, \rho Eu + pu]^T$$

$$G = [\rho v, \rho uv, \rho vv + p, \rho vw, \rho Ev + pv]^T$$

$$H = [\rho w, \rho uw, \rho vw, \rho ww + p, \rho Ew + pw]^T$$

이때 Q 는 보존형 유동 변수 이며 F, G, H 는 비점성 유속 벡터이다. 위 식을 유한체적법을 이용하여 공간상에서 수치적으로 구현하게 된다. 수치해석은 3 차 MUSCL(Monotone Upstream Scheme for Conservation Laws) 방법을 이용하여 공간해석을 수행하였으며, DADI(Diagonalized ADI)를 통하여 시간 적분을 수행하였다.

로터 후류에 의한 유입류 보정을 위해서는 시간전진 자유 후류법을 연계하여 해석하였다. 매시간 발생하는 후류와 블레이드 양력을 와류로 모사하여 해석하게된다. 와류는 Biot-Savart Law 에 의하여 지배되며 매시간 자유 후류에 의한 유도속도를 경계조건에 부여하여 후류 효과를 보정하게 된다.

2.2 소음 해석 지배방정식 및 수치 기법

로터 소음 해석은 아래의 FW-H 식[1]을 이용하여 해석하게 된다. 블레이드 형상에 의한 두께소음과 공력에 의한 하중소음을 통하여 로터 소음을 해석하게 된다.

$$\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial}{\partial t} [\rho_0 v_n |\nabla f| \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [l_i |\nabla f| \delta(f)] - \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \quad (2)$$

위 식을 로터 블레이드 표면에 대한 적분식으로 바꾼 Farassat formula 통하여 로터 소음을 해석하게 된다. 소음원과 수음자 간의 관계는 Source-time 알고리즘을 통하여 시간 지연 효과를 고려하였

† 위성용; KAIST 항공우주공학과

E-mail : wsy278@kaist.ac.kr

Tel : (042) 350-3756

* KAIST 항공우주공학과

** KARI

다.

3. 해석 결과

3.1 AH-1G 로터 해석

공력 및 소음 해석 코드의 검증을 위하여 AH-1G 로터[2]의 BVI 소음을 해석하였다.

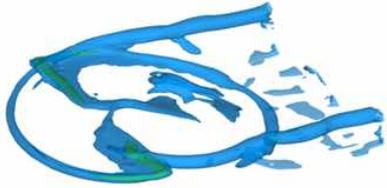


Fig. 1 AH-1G 등와면도(Iso-vorticity surface)

그림 1 은 공력해석 후 익단와류와 블레이드간의 간섭을 나타낸 그림이다. 간섭을 통한 공력 변화는 그림 2 에서 알 있다. 그림 2 는 블레이드 표면의 압력계수 차이를 나타낸 그림이다. 그림 3 은 소음 해석 결과를 나타낸 그림이다. 그림에서 알 수 있듯이 실험값과 유사함을 알 수 있다.

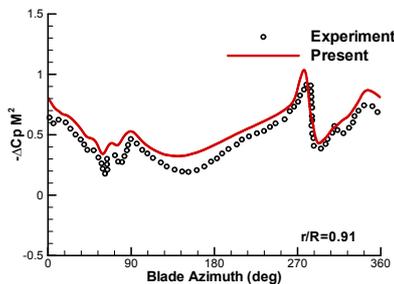


Fig. 2 압력계수 차이($r/R=0.91$, $x/\text{chord}=0.03$)

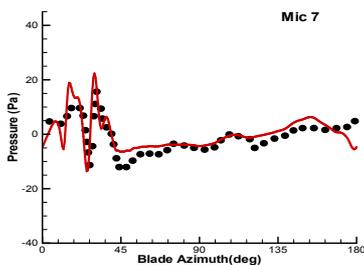


Fig. 3 AH-1G 음압(Acoustic pressure)

3.2 Four-블레이드 로터 해석

3.1 에서 검증된 해석코드의 신뢰성을 바탕으로 Four-블레이드 로터[3]의 전진 비행 소음을 해석하였다.

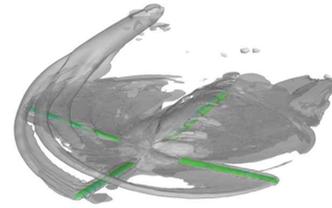


Fig. 4 Four-blade rotor 등와면도(Iso-vorticity surface)

소음 해석 위치는 그림 5 와 같다. 수음각(observer angle) 210° 에서의 소음은 그림 6 에 나타나있다.

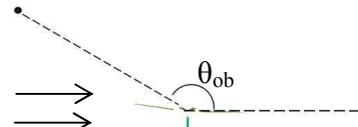


Fig. 5 수음 위치

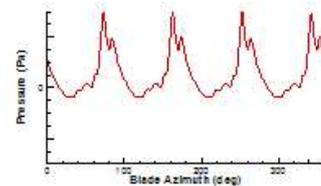


Fig. 6 KUH 음압(acoustic pressure)

4. 결론

본 연구를 통하여 전진 비행하는 로터의 소음을 해석하였다. 특히 와류 간섭에 의한 소음을 살펴 보았다. 본 방법을 통하여 한국형 헬리콥터 소음 해석이 가능하며 추후 적용될 것으로 기대된다.

후 기

동 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성 품개발사업(KARI 주관) 위탁연구결과 중 일부임

참고문헌

- (1) Brentner, K.S., Farassat, F., "Modeling Aerodynamically Generated Sound of Helicopter Rotors," *Progress in Aerospace Science*, Vol. 39, 2003, pp. 83-120.
- (2) Spletstoeser, W.R., Schultz, K.J., Boxwell, D.A. and Schmitz, F.H. "Helicopter Model Rotor-Blade Vortex Interaction Impulsive Noise: Scalability and Parametric Variations", 10th ERF, Netherlands, 1984.
- (3) Rotor blade data, Korea Aerospace Research Institute, 2008.