

UH-60 헬리콥터 로터 블레이드의 공력성능 및 소음 특성

Aerodynamic Performance and Sound Generation from UH-60 Helicopter Rotor

유기완† · 김영남*

Ki-Wahn Ryu and Young-Nam Kim

1. 서 론

본 연구에서는 국내에서 운용중인 UH-60 헬리콥터 주 로터에 대하여 제자리 비행 상태에서의 공력특성과 소음장을 수치해석 한다. 유동 해석은 밀도기반의 압축성 및 비압축성 유동장 해석 소프트웨어인 CFD++를 이용하였고, 소음 해석을 위해서는 음향상사법의 갈래인 Farassat Formula 1을 이용하였다. 블레이드의 회전수는 설계치의 최대값으로 설정하였고, 이 범주에서는 국부 충격파의 현상이나 충격파의 delocalization 현상이 발생하는 지를 검토하기로 한다. 시간 영역 소음해석 결과는 FFT 해석을 통해 주파수 분석하며 A-가중으로부터 OASPL을 산출한다.

2. 유동 및 소음 해석방법

Table 1. Dimensions of model rotors

Parameters	UH-60
Number of blades	4
Twist [°]	~13.0, Nonlinear
Tip Sweep[°]	20.0
Diameter [m]	16.356
Chord [m]	0.527/0.533
RPM [rev/min]	258
Airfoil	SCI1095, SCI1094R8
Tip Mach number	0.66

본 연구에서 다루고자 하는 대상은 국내에서 운용중인 UH-60 헬리콥터의 로터 블레이드로 선정하였으며, 이에 대한 자세한 제원은 Table 1과 같다. 유동해석은 항공우주분야에서 많이 적용하고 있는 미국 Metacomp Technologies사의 CFD++ [1]를 사용하였다. 본 해석 틀은 밀도기반의 알

고리즘을 바탕으로 예조건화 [2]를 통해 높은 마하수 뿐 만 아니라 흔히 비압축성유동으로 간주되는 매우 낮은 마하수의 유동장도 해석이 가능하며, 무엇보다도 staggered 격자계를 사용하지 않아 소음해석에 매우 용이하다 볼 수 있다. 난류 모델은 k-ε 모델을 이용하여 유동장 해석을 수행하였다 [3].

소음 해석은 음향상사해석 (acoustic analogy)의 일종인 Farassat의 공식 1A [4]를 이용하여 시간영역에서의 두께소음과 하중소음을 예측하였다. CFD 해석을 위해 작성된 블레이드 표면 격자계와 각 격자에서의 물체에 수직한 단위 벡터, 그리고 블레이드 표면의 압력 분포를 통해서 두께소음과 하중소음을 예측할 수 있었다.

3. 결과 및 토의

로터 유동해석을 위한 격자계는 익단 와류를 정확히 해석 하도록 하고, 로터 후류에서 격자 크기의 변화를 최소화하여 익단 와의 정보를 유지토록 하며, 원거리에서 격자수를 줄여 해석시간을 단축하기 위한 방향으로 구성하였다. 이를 위해 격자계 생성은 바탕 영역 (background region), 와류 영역, 로터 영역 등, 3개의 구역으로 구분하여 구성하였다. 바탕영역과 와류 영역은 non-conformal interface, 와류 영역과 로터 영역은 overset 격자 기법을 사용하였다. 격자수는 바탕 영역에서 45만개, 와류영역에서 300만개, 로터영역에서 400만개를 사용하였다.

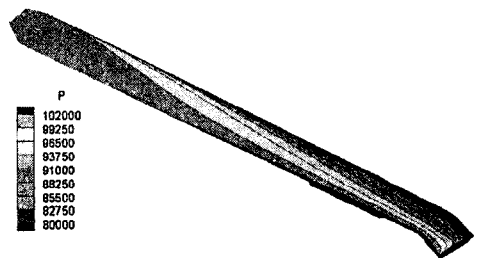


Fig. 1 Suction 면에서의 압력분포

실제 크기의 UH60 유동해석을 위하여 공간에 대하여 2차 order를 사용하고, shear flow의 해상도를 높이고, 수렴성을

† 교신저자; 전북대학교 공과대학 항공우주공학과

E-mail : kwryu@chonbuk.ac.kr

Tel : (063) 270-4286, Fax : (063) 270-2472

* (주)바람과 소리

증가시키기 위하여 예조건화 (preconditioned) 기법을 사용하였다. 제자리 비행상태 (hover)를 해석 대상으로 했기 때문에 정상상태해석이 가능하며 360도의 1/4 해석영역으로 주기조건을 적용하였다. 해석시간은 8개 CPU의 병렬처리에 의하여 대략 24시간 정도 소요되었다. 해석 결과 Fig. 1은 suction 면에서의 압력을 보여주고 있으며, Fig. 2는 후류 계산 단면을 보여주고 있다. 공력 성능특성으로 Figure of merit은 참고문헌 [5]의 값과 잘 일치하는 것을 확인하였다.

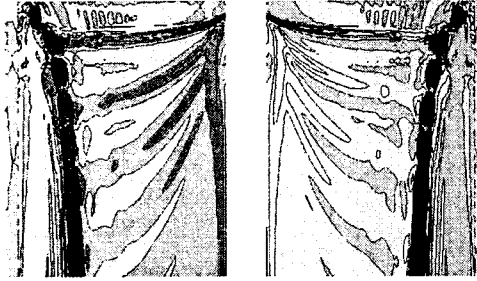


Fig. 2 Vorticity contour(UH60, pitch ang.=10.5°)

UH-60 로터에 대하여 피치각이 10.5도 인 경우에 음압 변동을 나타내면 Fig. 3과 같다. 소음 계산은 허브 중심으로부터 1.5D 떨어진 위치로 하였다. 전반적으로 음압은 그리 크지 않게 예측되고 있으며, 이는 설계상태에서 제자리 비행시의 회전수가 258rpm으로 팁 마하수가 0.66에 해당하는 작은 값을 갖는 것이 그 원인이라 할 수 있다. 소음 계산치는 두께소음이 92.9dB (60.4dBA), 하중소음이 94.8dB (61.3dBA), 전체소음이 99.3dB (66.5dBA)의 결과를 보였다.

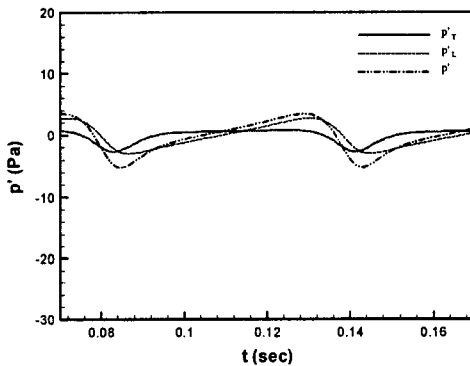


Fig. 3 Noise signals at 10.5° pitch angle

시간영역에서의 소음 신호를 주파수 분석하여 Fig. 4에 나타내었다. 블레이드 개수가 4개이므로 BPF는 2개의 블레이드 보다 이상소음의 개수가 작아져 소음을 줄이는 데 일조를 하며, 저주파 대역에 분포하는 특성상 A가중을 통해 소음 수준이 크게 떨어지는 것을 알 수 있다.

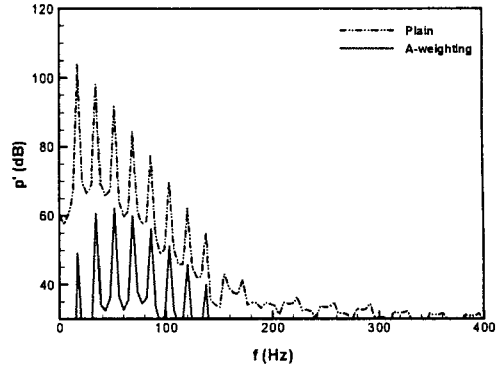


Fig. 4 Loading noise signals for $\theta_1 = 10.5^\circ$

4. 결론

UH-60 로터에 대해서 CFD 해석을 통해 유동장 해석을 수행하였으며, 음향상사해석 방법으로부터 두께소음과 하중소음을 시간 영역에서 예측하였다. 블레이드 상에 국부 충격파나 충격파의 이탈 현상은 발생하지 않았고, 소음 수준은 블레이드 회전중심에서 1.5D 위치에서 99.3dB(66.5dBA)에 이르며 기존의 UH-1H 블레이드 소음에 비해 12dB (18dB) 낮은 결과를 보였다.

후 기

유동해석을 위한 블레이드 격자계 형성에 도움을 준 한국항공우주산업(주) 관계자 분들께 감사드립니다.

참고문헌

- 1) CFD++ 7.1.1 User's Manual
- 2) Peroomian, O., Chakravarthy, S., Palaniswamy, S., and Goldberg, U., "Convergence Acceleration for Unified-Grid Formulation using Preconditioned Implicit Relaxation," AIAA Paper No. 98-0116, Reno 1998
- 3) Goldberg, U., Peroomian, O., and Chakravarthy, S., "A Wall-Distance-Free $k-\epsilon$ Model with Enhanced Near-wall Treatment," *ASME J. Fluids Engineering*, Vol. 120, 1998, pp.457~462
- 4) Farassat, F., and Succi, G. P., "The prediction of helicopter rotor discrete frequency noise," *Vertica*, Vol. 7, 1983, pp.309-320.
- 5) Shinoda, P. M., Yeo, H., and Norman, T. R. "Rotor Performance of a UH-60 Rotor System in the NASA Ames 80- by 120-Foot Wind Tunnel," Proceedings of the 58th Annual Forum of the American Helicopter Society, Montreal, Canada, June 11-13, 2002.