

자유후류기법에 의한 고해상도 공기력과 음향상사법을 이용한 헬리콥터 로터 블레이드-와류 상호작용 소음 예측

Helicopter BVI Noise Prediction Using Acoustic Analogy and High Resolution Airloads of Time Marching Free Wake Method

정 기 훈* · 황 창 전* · 이 덕 주**

K. Chung, C. Hwang and D. J. Lee

(2005년 12월 9일 접수 ; 2006년 2월 21일 심사완료)

Key Words : Helicopter Rotor Noise(헬리콥터 로터 소음), BVI(블레이드-와류 상호작용), Time Marching Free Wake Method(시간적분 자유후류기법), High Resolution Airloads(고해상도 공기력), Acoustic Analogy(음향상사법)

ABSTRACT

The BVI(blade vortex interaction) noise prediction has been one of the most challenging acoustic analyses in helicopter aeromechanical phenomenon. It is well known high resolution airloads data with accurate tip vortex positions are necessary for the accurate prediction of this phenomenon. The truly unsteady time-marching free-wake method, which is able to capture the tip vortices instability in hover and axial flights, is expanded with the rotor flapping motion and trim routine to predict unsteady airloads in forward and descent flights. And Farassat formulation 1-A based on the FW-H equation is applied for the noise prediction considering the blade flapping motion. Main objective of this study is to validate the newly developed prediction code. To achieve the objective, the descent flight condition of AH-1 OLS(operational loads survey) configuration is analyzed using present code. The predicted sectional thrust distribution and sectional airloads time histories show the present scheme is able to capture well the unsteady airloads caused by a parallel BVI. Finally, the predicted noise data, observed in two different positions where are 3.44 times of rotor radius far from the hub center, are quite reasonable agreements with the experimental data compared to the other analysis results.

기 호 설 명

a : 음속
 c : 로터 블레이드 시위길이
 c_{Mx} : x 축 방향 모멘트 계수

c_{My} : y 축 방향 모멘트 계수
 c_T : 추력계수
 l : 단위면적 당 국소 공기력
 p' : 음압
 R : 로터 블레이드 반경
 r : 음원과 마이크 사이 거리
 \hat{r} : 음원과 마이크 사이의 단위 벡터
 β : 로터 블레이드 플랩 각도
 θ : 로터 블레이드 피치 각도
 ζ : 로터 블레이드 리드래그 각도

† 책임저자; 정희원, 한국항공우주연구원
E-mail : chwang@kari.re.kr
Tel : (042) 860-2363, Fax : (042) 860-2604
* 한국항공우주연구원
** 정희원, 한국과학기술원 항공우주공학과

ψ : 로터 블레이드 방위각
 하첨자
 0 : 방위각에 무관한 고정 각도
 1s : 첫 번째 sine 하모닉
 1c : 첫 번째 cosine 하모닉
 ∞ : 주위 조건
 i, j : 좌표계 방향 인덱스
 r : 음원과 마이크 사이의 r 방향

1. 서론

특정 로터 블레이드와 선행 블레이드에서 발생한 와류와의 상호작용(blade-vortex interaction, 이하 BVI), 특히 평행한 상호작용에 의한 소음은 회전익기(rotorcraft) 운용에 있어서 소음 및 진동에 상당한 영향을 주는 현상이다. 이 현상은 회전익기의 착륙접근비행, 하강비행, 선회비행 시에 특히 발생하여 외부 환경소음의 주요한 원인이 되어, 이 현상을 실험하거나, 해석하여 메커니즘을 이해하고, BVI 소음을 저감시키고자 하는 여러 연구가 진행되어 왔다^(1~4).

BVI 소음을 예측하기 위해서는 깃단와류의 위치, 세기 등의 정확한 예측에 기반한 고해상도의 공기력을 입력 데이터로 음향상사법인 FW-H 방정식 혹은 Kirchhoff 식을 이용한 소음해석이 요구된다. 고해상도 공기력 데이터를 얻기 위한 해석방법으로는 유동장에 대한 가정이 적은 Full Potential 식⁽²⁾이나 Navier-Stokes 식⁽⁴⁾을 이용한 전산유체해석(CFD)이 사용되기도 하는데, 깃단와류를 정확히 포착하기 위해서는 과도한 격자수가 요구되기 때문에 적절한 후류모델을 결합(hybrid method)⁽⁵⁾하여 사용하기도 한다. 한편 양력면(lifting surface) 이론이나 패널방법에 적용한 자유후류기법(free wake method)은 매우 정확한 깃단와류를 CFD 기법에 비해 상대적으로 적은 계산시간으로 해석하므로 고해상도 공기력 데이터를 얻기 위하여 사용할 수 있다. 또한 정확한 공기력을 얻기 위해서는 회전익기 로터의 실제 비행조건을 모사하기 위해 주어진 추력에 따른 힘이나 모멘트의 평형상태인 트림(trim) 조건을 구해 블레이드가 각 방위각에서 어떠한 각도의 운동을 하는가를 고려하는 것이 필수이다. 참고문헌들에 따르면 통상 시험조건 데이터를 그대로 이용하거나⁽⁴⁾, 트림조건을 구하기 위해 별도의 상용코드(CAMRAD 등)를 이용하

거나⁽²⁾, 공기력 해석 코드를 그대로 사용하는 방법⁽⁵⁾이 있다.

이 연구에서는 깃단와류 불안정성에 따라 발생하는 깃단와류 페어링 현상을 매우 정확히 포착하였고^(6~7), 전진비행 해석을 위해 트림 루틴⁽⁸⁾을 접목한 시간적분 자유후류기법을 고해상도 공기력 데이터를 얻기 위해 사용하였으며, BVI 소음예측을 위하여 음향상사법인 FW-H 식을 변형한 Farassat 식⁽⁹⁾을 적용하였다. 이 연구의 목표는 자체 개발한 해석방법의 결과를 헬리콥터 축소모델 로터 공기력 및 소음 실험치와 다른 해석치와 비교하여 새로 개발된 해석방법을 검증하는 것이다.

2. 해석 방법

2.1 비정상 공기력 및 로터 트림 해석

이 연구에서는 깃단와류 불안정성에 따라 발생하는 깃단와류 페어링 현상을 매우 정확히 포착하였고^(6~7), 전진비행 해석을 위해 트림 루틴을 접목하여 전형적인 전진비행 문제에서 해의 정확도를 검증⁽⁸⁾한 시간적분 자유후류기법을 고해상도 공기력 데이터를 얻기 위해 사용하였다.

지배방정식은 3차원 속도 포텐셜 방정식으로 비점성, 비압축성, 비회전류 가정이 포함되며, 로터 블레이드는 양력면 이론을 적용하였다. 와류 및 와면에 대한 후류모델로 Parabolic blending 기법을 적용한 시간적분 자유후류기법을 적용하였다. 이 연구에 적용한 시간적분 자유후류기법에 대한 상세한 설명은 참고문헌 (8)에 기술되어 있다.

실제 시험조건과의 비교를 위해서는 해석시 트림조건⁽⁵⁾의 적용이 필수적이다. 트림조건을 구하기 위해 이 연구에서는 블레이드의 운동을 아래와 같이 첫 번째 하모닉까지만 고려하여 힘 및 모멘트 평형조건인 트림조건을 시간적분 자유후류기법으로 구하였다.

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

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

$$\zeta(\psi) = \zeta_0 + \zeta_{1c}\cos(\psi) + \zeta_{1s}\sin(\psi) \quad (3)$$

여기서 θ , β , ζ 는 각각 블레이드의 피치, 플랩, 리드래그 운동을 의미하며, ψ 는 블레이드의 방위각을 의미한다. 허브에 고정된 좌표계인 xyz 와 블레이드

에 고정된 $x_2y_2z_2$ 좌표계간의 관계식은 다음과 같이 표시할 수 있으며,

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = [T_{FLT}] \begin{Bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{Bmatrix} \quad (4)$$

여기서 $[T_{FLT}]$ 는 일반적으로 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} [T_{FLT}] &= [T_\beta][T_c][T_\theta] \\ &= \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & -\sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\zeta & -\sin\zeta & 0 \\ \sin\zeta & \cos\zeta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta \\ 0 & \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

로터 트림조건은 모멘트는 0이고 원하는 추력 ($c_T^{desired}$) 값을 갖도록 피치각도를 구하는 과정으로 다음과 같은 추력 및 모멘트 식으로부터

$$\begin{aligned} c_T &= c_T(\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}) \\ c_{Mx} &= c_{Mx}(\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}) \\ c_{My} &= c_{My}(\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}) \end{aligned} \quad (6)$$

식 (7)과 같은 식을 구할 수 있으며, Newton-Raphson 반복법에 의해 새로운 피치각을 추정하며, 수렴된 피치각을 얻을 수 있다.

$$\begin{pmatrix} \Delta\theta_0 \\ \Delta\theta_{1c} \\ \Delta\theta_{1s} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial c_T}{\partial \theta_0} & \frac{\partial c_T}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial c_T}{\partial \theta_{1s}} \\ \frac{\partial c_{Mx}}{\partial \theta_0} & \frac{\partial c_{Mx}}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial c_{Mx}}{\partial \theta_{1s}} \\ \frac{\partial c_{My}}{\partial \theta_0} & \frac{\partial c_{My}}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial c_{My}}{\partial \theta_{1s}} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} c_T^{desired} - c_T \\ -c_{Mx} \\ -c_{My} \end{pmatrix} \quad (7)$$

수렴된 트림조건을 구하기 위해 로터는 총 12회전이 필요했으며, 매 2회전마다 민감도를 재계산하여 새로운 피치각을 지정하여 수렴된 피치각을 얻을 수 있었다.

2.2 음향상사법

FW-H 식은 로터 소음해석에 성공적으로 적용되어 왔으며⁽¹⁾, 식 (8)과 같이 표현된다.

대괄호 안의 항들은 지연시간(retarded time)에서 구한 값을 의미한다. 사극음원인 식 (8)의 첫 번째 항은 BVI에 지배적인 소음원이 아니기 때문에 이 계산에서 적용하지 않았으며, 세 번째 항인 두께

소음 역시 BVI 소음이 큰 방향 혹은 위치에서는

$$\begin{aligned} 4\pi p'(x, t) &= \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \iint \left[\frac{T_{ij}}{r|1-M_r|} \right] dV \\ &- \frac{\partial}{\partial x_i} \iint \left[\frac{p_{ij} n_j}{r|1-M_r|} \right] dS \\ &+ \frac{\partial}{\partial t} \iint \left[\frac{\rho_\infty v_n}{r|1-M_r|} \right] dS \end{aligned} \quad (8)$$

무시가능한 수준이기 때문에 이 연구에서는 BVI 소음에 가장 지배적인 두 번째 항만을 고려하였다. 공기력 하중에 의한 하중소음을 의미하는 두 번째 항은 계산의 편의를 위해 다음과 같이 Farassat의 식 1-A 로 변환할 수 있다⁽⁹⁾.

$$\begin{aligned} 4\pi p'_L(x, t) &= \frac{1}{a_\infty} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{l}_i \hat{r}_i}{r(1-M_r)^2} \right] dS \\ &+ \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_i M_i}{r^2(1-M_r)^2} \right] dS \\ &+ \frac{1}{a_\infty} \int_{f=0} \left[\frac{l_r (r \dot{M}_i \hat{r}_i + a_\infty M_i - a_\infty M_i^2)}{r^2(1-M_r)^3} \right] dS \end{aligned} \quad (9)$$

여기서 p'_L 은 공기력 하중 소음원에 의한 음압을 의미하며, $M_i (= v_i/a_\infty)$ 나 l_i 위에 있는 \cdot 은 음원시간 (τ)에 대한 미분을 의미한다. v_i 는 관성좌표계에 대한 블레이드 표면위의 국소공기속도를 의미한다. 동 연구에서 a_∞ 는 340 m/s를 사용하였다.

3. 해석 결과

3.1 해석대상 및 조건

이 연구에서 사용한 해석 대상은 비교적 광범위한

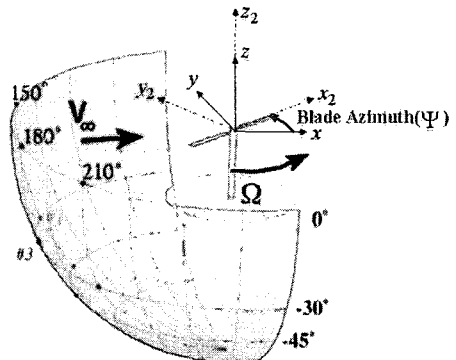


Fig. 1 Rotor and Microphone Position

시험데이터가 공개된 1/7 축소 AH-1 헬리콥터 로터의 경우이다⁽²⁾. 이 경우는 OLS(operational loads survey) 로터형상이라고도 불리운다⁽²⁾. 로터 블레이드는 모두 2개로 직사각형 깃단에 8.2°선형비틀림을 가지며, 프리콘(Precone) 각은 0.5°이다. 로터 반경 R 은 시위길이 c 의 9.22배로 0.958 m이며, 깃근 절단(root cut-out) 위치는 18.2% R 이다. 허브는 시소 형식이다. 로터 블레이드 단면은 단일한 BHT-540 에어포일로 구성되어 있다⁽²⁾. Fig. 1은 로터 개략도와 실험시 허브중심에서 3.44 R 떨어져 위치한 마이크로폰들의 위치(#3, #7)를 나타내고 있다^(2, 4).

해석한 시험조건은 참고문헌 (2)의 run No.10014 인 경우로 전진비는 0.164, TPP(tip path plane)각은 후방 1°로 하강비행을 의미하며, c_T 는 0.0054, 제자리 비행 깃단 마하수 0.664인 경우이다. 시험은 1/7 축소모델 로터에 대하여 DNW 무향풍동에서 수행되었다⁽²⁾.

3.2 고해상도 비정상 공기력 해석결과

통상 성능해석을 위한 공기력 계산시는 블레이드의 경우 반경방향 5~10개, 시위방향으로 5개 수준으로 이산화시키고, 시간적분, 즉 방위각 증분($\Delta\psi$)은 15°~20°수준을 사용하나, BVI 소음해석을 위해서는 BVI에 의한 비정상 공기력을 정확히 예측하기 위해서 고해상도 데이터가 요구되며, 동 계산에서는 반경방향 40개, 시위방향 12개 및 $\Delta\psi$ 는 2°간격을 사용하였다. 더 성긴 경우로 해석한 결과 BVI 현상을 제대로 포착하지 못하였기 때문에 참고문헌 (2)와 (4)에 제시된 수준의 해상도로 예측을 수행하였다.

Fig. 2는 추력계수가 정상상태인 경우의 블레이드

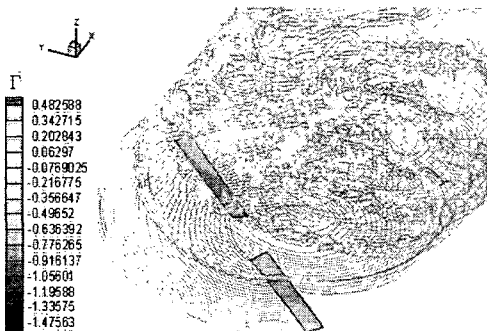


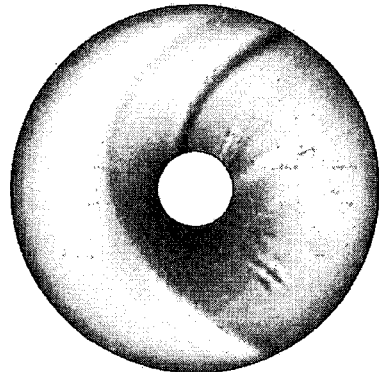
Fig. 2 Computed blade loads and wake geometry

하중분포와 후류구조를 3차원으로 보여주고 있다. 여기서 등고선은 각 외류요소의 순환(circulation)값에 대한 것이며, 블레이드에서 순환값은 국소추력과 정비례하는 값을 가진다.

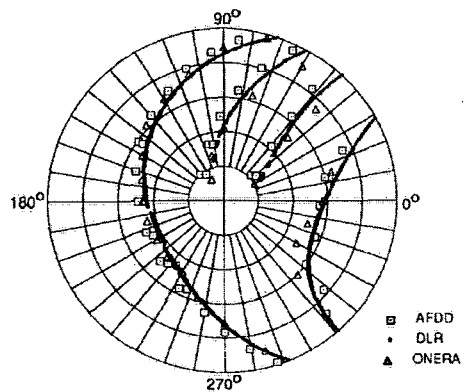
Table 1은 트림계산 결과를 보여주는데 동 해석 코드는 전진비행에서 실험치와 2~17% 수준 오차를 가져 타 해석결과가 18~47% 오차를 가지는 것에 비해 비교적 정확한 피치각 예측을 수행한 바 있으나⁽⁸⁾, 이 경우는 실험치와 1~70% 수준의

Table 1 Trim Angles of OLS Rotor for BVI Condition

Blade motion (in deg.)	θ_0	θ_{1s}	θ_{1c}
Experiment ⁽⁴⁾	6.14	-1.39	0.9
CFD ⁽¹⁰⁾	6.62	-2.19	2.81
Present	6.07	-2.37	1.2



(a) Thrust distribution(present)



(b) Tip vortex trajectory⁽²⁾

Fig. 3 BVI location on the rotor disk(top view)

오차율을 가지는데 지배적인 각도인 θ_0 가 1% 오차 밖에 보이지 않았으며, 첫 번째 하모닉 피치각은 정교한 CFD 해석결과⁽¹⁰⁾와 비교할 때 합리적이라고 판단된다. 공력해석결과 비교에서는 실험치나 타 해석결과와 매우 유사한 경향을 가지는 것으로 나타나 고해상도 비정상 공기력 해석 코드를 검증하였다.

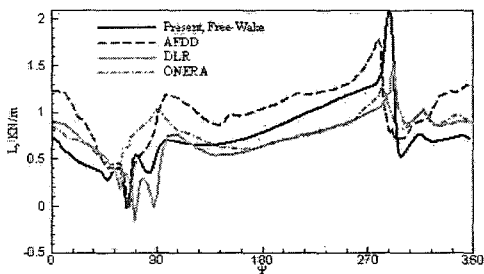
Fig. 3은 참고문헌 (2)에 수록된 각 해석코드의 깃단와류 위치와 동 연구의 추력계수 등고선을 비교하여 보여주고 있다. 방위각 90° 및 270°부근의 강력한 평행 BVI선은 정확히 포착하는 것으로 나타나며, 0°부근의 깃단 와류 위치는 추력계수 분포가 깃단 와류 뿐 만 아니라 모든 후류영향이 종합된 결과를 보여주고 깃단와류의 영향이 지배적이지 않기 때문에 나타나지 않는 것으로 판단된다.

Fig. 4는 두가지 반경방향 위치에서의 공기력을 타 해석결과⁽²⁾와 비교하여 그린 것이다. BVI 현상을 정확히 포착하기 위해서는 방위각 60°~90°에서 전형적으로 발생하는 2중 피크 변화를 포착하는 것인데, DLR결과와 동 연구결과 만이 이 현상을 포착한 것을 알 수 있으며, 예측치가 타 해석결과들 사이에 위치함을 알 수 있다. 270°부근에서는 동적실속 현

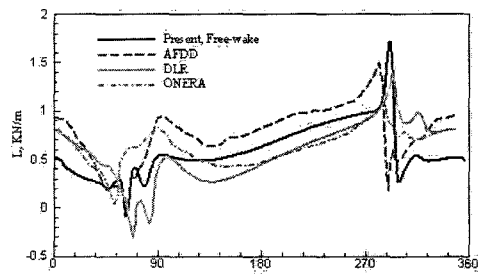
상 모델이 적용되지 않음으로 인해 타 해석결과에 비해 과대에측하는 것으로 보여진다. 자유후류기법의 경우 고해상도 공기력 예측시 와류요소의 급격한 증가에 따른 수치적 불안정성에 의해 수치해가 수렴하지 않는 경우가 있으나, 동 방법을 이용해서 안정적인 수렴해를 얻을 수 있었다.

3.3 BVI 소음해석 결과

Fig. 5와 6은 식 (8)을 이용한 BVI 소음해석 결과를 각각 Fig. 1의 마이크로폰 위치 3과 7에서 시

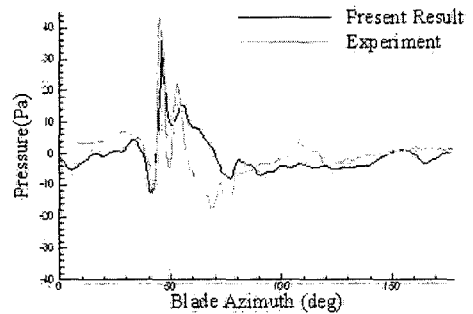


(a) 91 %R radial position

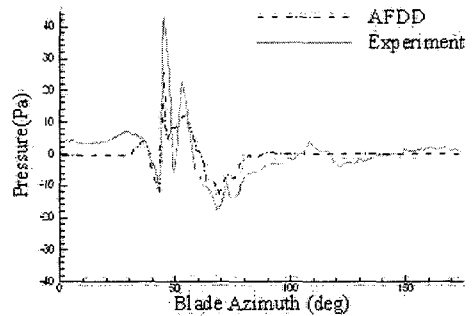


(b) 95.5 %R radial position

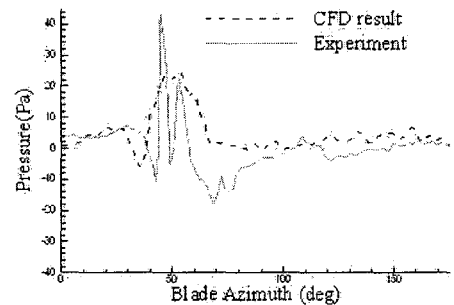
Fig. 4 Comparisons of BVI sectional airloads time histories between present and previous⁽²⁾ results



(a) Present result

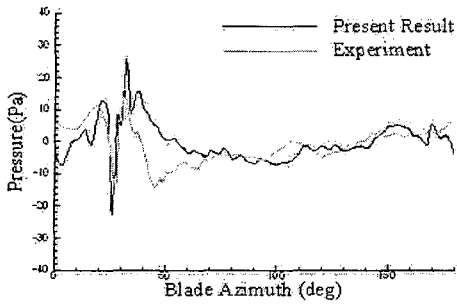


(b) AFDD result⁽²⁾

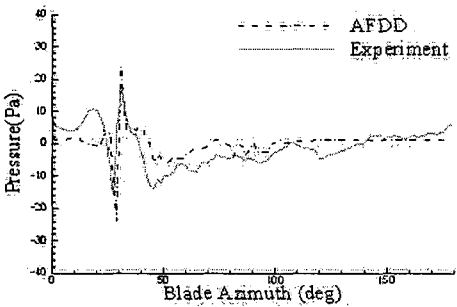


(c) CFD result⁽⁴⁾

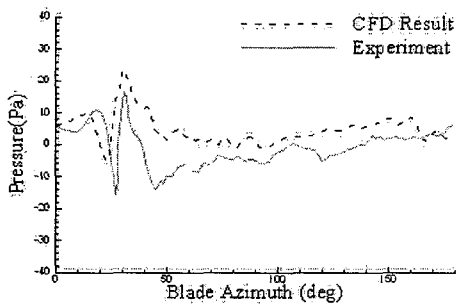
Fig. 5 Comparisons of BVI noise time histories at Mic. #3



(a) Present result



(b) AFDD result⁽²⁾



(c) CFD result⁽⁴⁾

Fig. 6 Comparisons of BVI Noise Time Histories at Mic. #7

간반응으로 DNW 무향풍동에서 측정된 실험치⁽²⁾, AFDD 해석결과⁽²⁾ 및 CFD 해석결과⁽⁴⁾와 비교하여 도시하였다. Fig. 5(c)의 CFD 해석결과는 깃단 와류를 수치 확산에 의해 정확히 포착하지 못하여 소음 시그널이 2중 피크를 전혀 포착하지 못하는데 비해 Fig. 5(a)의 동 해석결과는 Fig. 5(b)의 AFDD결과에 비해 첫 번째 피크는 매우 우수하게, 두 번째 피크도 무디지만 포착하고 있음을 알 수 있다. 두 번째 피크를 날카롭게 잡기 위해서는 블레이드 시위방향 격자점을 특히 뒷전부근에 더 많이 분포시켜야 할

것으로 예측된다.

Fig. 6은 마이크로폰 위치 7에서의 측정결과를 비교한 경우로 Fig. 6(c)의 CFD 해석결과는 음의 방향 피크치를 과소예측하는 것으로 나타났으며, Fig. 6(b)의 AFDD 결과는 음의 방향과 양의 방향 피크치를 소폭 과대예측하나 비교적 정확히 포착하는데 비해 Fig. 6(a)의 동 해석결과는 음의 방향 피크치는 AFDD 수준의 결과를 나타내고 양의 방향은 조금 더 과대예측하며 2중 피크 모양을 나타냄을 알 수 있다. 이는 동 연구에서 하중소음 항만을 고려하여 소음 해석을 수행하였는데, 마이크로폰 위치 7에서는 강한 음의 방향 피크를 갖는 파형으로 판단할 때 하중소음이 지배적이지 않고, 두께소음의 역할이 일정 정도 있음을 알 수 있으며, 두께소음 항을 고려하지 못해 발생한 차이로 판단된다.

4. 결 론

이 연구를 통하여 제자리 비행 및 전진비행시 로터 성능해석에서 정확성이 검증된 시간적분 자유후류기법을 고해상도의 비정상 공기력 데이터가 필요한 BVI 소음해석의 공기력 데이터 생성기법으로 적용하였고, BVI 소음해석을 위해 음향상사법을 이용하여 하중소음 항을 고려한 BVI 소음예측 코드를 개발하여, 실험치가 존재하는 로터형상에 대해 개발된 방법을 적용, 해석결과를 실험치와 타 해석결과와 비교하여 개발된 방법을 검증하였다. 이 연구를 통하여 다음과 같은 결론을 도출할 수 있었다.

첫째, 트림 루틴이 접목된 시간적분 자유후류기법은 고해상도 비정상 공기력을 타 해석결과와 비교시 트림조건 계산결과, BVI에 의한 이중 피크 포착 등을 고려시 우수하게 예측 가능하다고 할 수 있다.

둘째, 트림 루틴이 접목된 시간적분 자유후류기법은 고해상도 비정상 공기력 예측시 와류 요소의 급격한 증가에 따른 수치적 불안정성을 보이지 않았다.

셋째, 하중소음 항만을 고려한 BVI 소음해석 결과 하중소음이 지배적인 위치에서의 소음예측은 비교적 정확하게 할 수 있으며, 하중소음이 지배적이지 않은 위치에서는 해석시 두께소음의 고려가 필요하다.

향후 검증된 해석코드를 이용하여 다양한 깃단형상 로터의 BVI 소음 특성 분석이나, 능동적 BVI 소음 저감기법으로 각광받는 능동적 플랩(active flap)로터

등의 해석을 수행할 계획이다.

후 기

이 연구는 “회전익기 로터시스템 소음진동 저감 혁신기술 연구(NRL)”과제의 일환으로 수행된 결과이다.

참 고 문 헌

- (1) Yu, Y. H., 2000, “Rotor Blade-vortex Interaction Noise,” *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 36, pp. 97 ~ 115.
- (2) Yu, Y. H., Tung, C., Gallman, J., Schultz, K. J., van der Wall, B., Speigel, P. and Michea, B., 1995, “Aerodynamics and Acoustics of Rotor Blade-vortex Interaction,” *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 5, pp. 970 ~ 977.
- (3) Hwang, C. and Joo, G., 2003, “Parametric Study for the Low BVI Noise Rotor Blade Design,” *KSAS International Journal*, Vol. 4, No. 1, pp. 88 ~ 98.
- (4) Strawn, R. C., Ahmad, J. and Duque, E. P. N., 1998, “Rotorcraft Aeroacoustics Computations with Overset-grid CFD Methods,” *American Helicopter Society 54th Annual Forum Proceedings*, Washington, DC, May 22 ~ 24.
- (5) Yang, Z., Sankar, L. N., Smith, M. J., Bauchau O., 2002, “Recent Improvements to a Hybrid Method for Rotors in Forward Flight,” *Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 5, pp. 804 ~ 812.
- (6) Chung, K., Na, S. U., Jeon, W. and Lee, D. J., 2000, “A Study on Rotor Tip Vortex Pairing Phenomenon by Using a Time-marching-free-wake Method,” *American Helicopter Society 56th Annual Forum Proceedings*, Virginia Beach.
- (7) Chung, K. and Lee, D. J., 2003, “Numerical Prediction of Rotor Tip Vortex Roll-up in Climb Flight by Using a Time-marching-free-wake Method,” *Computational Fluid Dynamics Journal*, Vol. 12, No. 1, pp. 80 ~ 88.
- (8) Chung, K., Hwang, C., Lee, D. J. and Yim J., 2005, “Numerical Investigation on a Rotor Tip-vortex Instability in Very Low Advance Ratio Flight,” *KSAS International Journal*, Vol. 6, No. 2, pp. 84 ~ 96.
- (9) Farassat, F., 1983, “The Evolution of Methods for Noise Prediction of High Speed Rotor and Propellers in Time Domain,” *Proceedings of an International Symposium on Recent Advances in Aeroacoustics*, Stanford Univ., August 22 ~ 26.
- (10) Boelens, O. J., Ven, H., Oskam, B. and Hassan, A. A., 2002, “Forward Flight Simulation of the Operational Loads Survey Helicopter Rotor Using a Boundary Conforming Discontinuous Galerkin Finite Element Approach,” *The 28th European Rotorcraft Forum Proceedings*.