

論文

복합재료 블레이드의 불확실성을 고려한 헬리콥터 허브 진동하중 해석

유영현*, 정성남**

Vibratory Hub Loads of Helicopters due to Uncertainty of Composite Blade Properties

Young-Hyun You* and Sung-Nam Jung**

ABSTRACT

In this work, the behavior of vibratory hub loads induced due to the uncertainties of composite material properties for each of the participating rotor blades is investigated. The random material properties of composites available from the existing experimental data are processed by using the Monte-Carlo simulation technique to obtain the stochastic distribution of sectional stiffnesses of composite blades. The coefficients of variation (standard deviation divided by the mean) obtained from the sectional stiffness constants are used as an input to the comprehensive aeroelastic analysis code that can evaluate the hub loads of a rotor system. It is found that the uncertainty effects of composite material properties inevitably bring a dissimilarity to the rotor system. The influence of hub vibration response with respect to the individual stiffness (flatwise bending, chordwise bending and torsion) changes is also identified.

초 록

본 연구에서는 개별 블레이드의 복합재료 물성의 불확실성에 의해 발생하는 허브 진동하중의 특성에 대해 고찰하였다. 몬테-카를로 시뮬레이션 기법을 적용하여 시험에서 얻은 복합재료의 기계적 특성으로부터 블레이드의 단면 강성계수에 대한 확률적 분포를 구하였다. 단면 강성계수의 평균 및 표준편차 값을 이용하여 통합 공탄성 해석 코드의 입력 파일을 생성하고, 이로부터 허브 작용 하중을 구하였다. 복합재료 블레이드의 불확실성 효과는 필연적으로 로터 시스템의 상이성을 야기함을 보였다. 또한 개별 강성계수의 변화에 대한 허브 진동 응답의 특성을 확인하였다.

Key Words : Composite Blade(복합재료 블레이드), Vibratory Hub Load(허브 진동 하중), Stochastic(통계적), Uncertainty(불확실성), Dissimilarity(상이성)

1. 서 론

복합재료는 피로파괴에 강하고 무게대비 강성 및 강도특성이 우수하여 헬리콥터 블레이드와 같은 항공우주 구조물의 주재료로 널리 이용되고 있다. 하지만, 일반 금속재료와 비교하여 복합재료는 제조 공정상의 차이나 허용공차, 그리고 정확한 시험 데이터의 부족 등으로 인해 최종 완제

† 2009년 5월 7일 접수 ~ 2009년 6월 20일 심사완료

* 정회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 대학원

** 정회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

교신저자, E-mail : snjung@konkuk.ac.kr

서울특별시 광진구 화양동 1번지

품을 제작하는 과정에서 불확실성 요소가 상대적으로 크게 발생한다. 근래에 복합재료의 불확실성 요소들을 반영하여 구조물의 응답을 보다 안전하고 신뢰성 있게 예측하기 위한 연구들이 학계에 활발히 보고되고 있다.

António 등[1]은 민감도 해석기법을 이용하여 전체적인 복합재료 구조 응답의 불확실성으로 전파되는 국지적인 불확실성 요소의 중요도 및 이의 상관관계에 대해 고찰하였다. 이때 복합재료 적층각과 적층판의 두께, 그리고 하중변수들이 평균값을 기준으로 5-6%의 분산치를 보이는 것으로 가정하였다. Noor 등[2]은 확률론적 접근법을 이용하여 복합재료 구조의 형상과 재료 특성의 편차에 의한 구조물의 비선형 응답 특성을 예측하기 위한 연구를 수행하였다. Oh 등[3]은 복합재료 적층판의 두께, 단성계수, 적층각의 불확실성으로 인한 구조물의 진동 응답 특성의 변화를 고찰하였다. Petit[4]은 항공기 기체의 설계 및 인장과 관련한 불확실성 인자들이 최종적인 공탄성 응답에 미치는 영향에 대해 수행한 기존의 연구를 조사하였다. 최근의 불확실성 해석은 돌풍 하중 응답, 진동 수명 예측 그리고 공력탄성학적 최적 설계 등을 통해 항공기 구조설계의 신뢰성을 향상시키는 데에 주요한 목표를 두고 있다 [5-6]. 하지만 현재까지 수행된 대부분의 불확실성 해석들은 고정익 항공기의 공탄성 응답에 한정 되어있다.

회전익기의 불확실성 해석은 양력 불균형과 회전/비회전 요소의 공존으로 인하여 고정익 항공기에 비해 보다 더 복잡한 절차를 필요로 한다. Murugan[7] 등은 회전익기 공탄성 해석에 처음으로 불확실성을 도입하였으며, 재료특성의 불확실성이 블레이드의 단면 강성계수와 고유진동수, 그리고 공탄성 응답에 미치는 영향을 차례로 연구하였다. 재료의 불확실성에 대한 통계적 자료는 기존의 문헌에서 제시된 실험 데이터를 통해 복합재료 특성의 편차를 얻었으며, 몬테카를로 시뮬레이션을 이용하여 확률적인 복합재료 로터 블레이드의 단면 강성 계수와 공탄성 응답을 얻었다. 수치 해석 결과 단면 강성계수 및 비회전 고유 진동수가 각각 6%와 3%의 변이계수를 보임을 확인하였다. 이러한 결과는 재료의 불확실성으로 인한 영향이 회전익기의 공탄성 응답에 전달됨을 정량적으로 확인한 데에 의미가 있다. 하지만 이 연구는 블레이드에 작용하는 회전축 기반의 하중해석에 치우쳐 있으며, 불확실성에 의한 로터 시스템의 상이성(dissimilarity)에 대한 고려는 없다.

헬리콥터 로터 시스템에 있어서 불확실성 요소는 필연적으로 블레이드 간의 상이성을 유발하게 된다. 이 경우 블레이드 총 개수(N_b)의 자연배수(k)에 해당하는 조화요소 성분(kN_b/rev) 이외에도 모든 조화요소 성분의 진동하중이 허브 축을 통해 동체에 전달된다. 본 연구에서는 블레이드의 상이성을 고려하는 회전익기 공탄성 해석 시스템을 개발하고 이를 통해 복합재료의 불확실성이 허브 진동하중에 미치는 영향에 대해 통계론적 추론방법에 입각하여 고찰한다.

II. 이 론

2.1 단면 강성계수 계산

2차원 각(shell) 이론과 기하학적 고찰에 입각하여 단면에서의 변형률 성분들을 1차원 보에 대한 변형성분들로 나타내면 다음과 같이 쓸 수 있다[8].

$$\begin{aligned} \epsilon_{xx} &= U_{,x} + z\beta_{y,x} + y\beta_{z,x} - \bar{\omega}\phi_{,xx} \\ \gamma_{xs} &= u_{,s}^0 + V_{,x}y_{,x} + W_{,x}z_{,s} + r\phi_{,xs} \\ \kappa_{xx} &= z_{,s}\beta_{z,x} - y_{,s}\beta_{y,x} + q\phi_{,xx} \\ \kappa_{xs} &= 2\phi_{,xs} \end{aligned} \quad (1)$$

보의 단면 벽에 대한 힘 성분들과 이에 대응되는 변형률 성분들에 대한 관계식은 고전 적층판 이론(CLPT)으로부터 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{Bmatrix} N_{xx} \\ N_{ss} \\ N_{xs} \\ M_{xx} \\ M_{ss} \\ M_{xs} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_{xx} \\ \epsilon_{ss} \\ \gamma_{xs} \\ \kappa_{xx} \\ \kappa_{ss} \\ \kappa_{xs} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

여기서 A_{ij} , B_{ij} , D_{ij} 는 각각 복합재료 적층판의 환원강성계수를 나타낸다[9]. 식 (2)에서 단면 벽에 대한 환주 합응력 성분을 무시하고(즉, $N_{ss} = 0$) 구성방정식을 부분 역변환 형태로 고쳐 쓰면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} N_{xx} \\ M_{xx} \\ M_{xs} \\ \gamma_{xs} \\ \kappa_{ss} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{n\epsilon} & A_{n\kappa} & A_{n\phi} & A_{n\gamma} & A_{n\tau} \\ A_{n\kappa} & A_{m\kappa} & A_{m\phi} & A_{m\gamma} & A_{m\tau} \\ A_{n\phi} & A_{m\phi} & A_{\phi\phi} & A_{\phi\gamma} & A_{\phi\tau} \\ -A_{n\gamma} & -A_{m\gamma} & -A_{\phi\gamma} & A_{\gamma\gamma} & A_{\gamma\tau} \\ -A_{n\tau} & -A_{m\tau} & -A_{\phi\tau} & A_{\gamma\tau} & A_{\tau\tau} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_{xx} \\ \kappa_{xx} \\ \kappa_{xs} \\ N_{xs} \\ M_{ss} \end{Bmatrix} \quad (3)$$

이렇게 부분 역 변환 형태로 표현된 구성 방정식을 고려하기 위해 Reissner가 제안한 반보족 에너지 함수를 도입한다[10]. 반보족 에너지 함수는

다음과 같이 정의된다.

$$\Phi_R = \frac{1}{2}(N_{xx}\epsilon_{xx} + M_{xx}\kappa_{xxx} + M_{xs}\kappa_{xss} - \gamma_{xs}N_{xs} - \kappa_{ss}M_{ss}) \quad (4)$$

보의 지배 운동방정식은 아래와 같은 변분원리에 입각하여 구할 수 있다.

$$\delta \int_0^l \mathcal{L} [\Phi_R + \gamma_{xs}N_{xs} + \kappa_{ss}M_{ss}] ds dx = 0 \quad (5)$$

앞에서 정의한 식 (1), (3), (4)를 변분 에너지식 (5)에 대입하여 정리하면 다음과 같은 보의 변위 성분들에 의한 관계식을 얻을 수 있다.

$$[K]\{q\} = \{F\} \quad (6)$$

여기에서 $[K]$ 는 보의 강성계수를 나타내며, 보의 일반화 변위벡터 $\{q\}$ 와 하중벡터 $\{F\}$ 는 각각 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \{q\}^T &= [U_x \gamma_{xy} \gamma_{xz} \phi_{,x} \beta_{y,x} \beta_{z,x} \phi_{,xx}] \\ \{F\}^T &= [N Q_y Q_z T_s M_y M_z M_w] \end{aligned} \quad (7)$$

여기서 N 은 축 방향에 대한 인장력, Q_y 와 Q_z 는 각각 y 및 z 방향에 대한 전단력, T_s 는 St. Venant 토오크, M_y 와 M_z 는 수직 및 수평방향 굽힘 모멘트, 그리고 M_w 는 Vlasov 워핑 모멘트를 나타낸다. 보의 전단변형을 고려할 경우 강성계수는 $[7 \times 7]$ 행렬로 표시되며, 정식화에 도입한 근사 정도에 따라 행렬의 구성 형태를 다르게 표현할 수 있다.

2.2 공탄성 해석

헬리콥터의 허브 진동 하중을 구하기 위해서 통합 공탄성 해석 시스템을 이용하였다[11]. 헬리콥터를 구성하는 회전익과 동체는 각각 탄성변형을 하는 보와 6개의 자유도를 갖는 강체로 가정하며, 지배 방정식은 아래와 같은 해밀턴 원리를 이용하여 유도한다.

$$\delta \Pi = \int_{\psi_1}^{\psi_2} (\delta U - \delta T - \delta W) d\psi = 0 \quad (8)$$

여기에서 δU , δT 그리고 δW 는 각각 변형률 에너지, 운동에너지 그리고 외력에 의한 변분 일을 나타내고 Π 는 시스템의 총 포텐셜을 나타낸다. 블레이드에 작용하는 공기역학적 힘과 모멘트는 각각 Leishman과 Beddoes[12]의 비정상 공력모델과 Bagai와 Leishman[13]의 자유후류 모델을 이용하여 구하였다.

식 (8)에 유한요소법을 적용하여 이산화된 블레이드 지배 운동 방정식을 구성하면 다음과 같

은 비선형 방정식을 얻게 된다.

$$M(r)\ddot{r} + C(r, \dot{\psi})\dot{r} + K(r, \psi)q = F(\psi, r, \dot{r}) \quad (9)$$

여기서 M , C , K , F 는 각각 질량, 감쇠, 강성 행렬 및 외력 벡터를 나타내며, r 는 질점 변위 벡터이다. 식 (9)에서 감쇠 및 강성행렬은 비보존 공기력에 의해서 비대칭 특성을 가지며, 방위각의 함수이다. 한편, 모든 비선형 항들은 수식의 오른쪽에 위치한 외력벡터에 포함하였다.

블레이드의 운동으로 발생하는 공기력과 관성력에 의해서 허브에 주기적인 하중이 작용하는데 이러한 허브 작용 하중은 힘 합산법을 이용하여 구한다. 힘 합산법으로 계산된 허브하중들은 Fourier 급수를 이용하여 고차 조화 항들로 분리할 수 있다. 최종적으로 허브를 통하여 동체에 전달되는 N_b/rev 하중은 다음과 같이 표현된다.

$$f(\Psi) = f_0 + \sum_{n=1}^{\infty} (f_{nc} \cos n\Psi + f_{ns} \sin n\Psi) \quad (10)$$

여기서 f_0 는 허브하중의 정상성분이며, f_n ($f_n = \sqrt{f_{nc}^2 + f_{ns}^2}$)은 N_b/rev 하중의 크기를 나타낸다. 일반적으로 N_b 개의 블레이드를 가진 로터의 경우 N_b/rev 의 하중이 허브에 수직 방향으로 전달되며, 블레이드 회전면 방향으로는 $N_b \pm 1/rev$ 하중이 허브에 전달된다.

2.3 몬테-카를로 시뮬레이션

해를 예측하기 위한 방법에는 확정모형과 확률모형이 있다. 확정모형은 특정변수에 대한 입·출력 관계가 분명하여(deterministic) 예측치를 정확하게 찾을 수 있는 반면에 확률모형은 수치적으로 일련의 난수를 반복적으로 발생시켜 시뮬레이션을 통해 통계적 해를 찾게 된다. 본 연구에서는 확률적인 해를 구하기 위해서 확률모형의 대표적인 방법인 몬테-카를로 시뮬레이션을 이용하였다. 몬테-카를로 시뮬레이션의 기본 원리는 각각의 단위 변수에 대한 패턴을 알아내서 그 단위 변수의 조합에 대한 응답을 추정하는 것이다. 몬테-카를로 시뮬레이션을 이용한 확률해석은 해석코드를 수정할 필요가 없기 때문에 헬리콥터 공탄성 해석과 같이 다분야 및 다단계의 종합적인(comprehensive) 해석을 요하는 시스템에 적합한 방법이다.

그림 1은 몬테-카를로 시뮬레이션을 통해 복합재료 물성치의 불확실성이 공탄성 응답에 미치는 영향을 해석하는 전체 과정을 도식화해서 나타낸 것이다. 먼저 시험을 통해 구한 복합재료 물성의 통계적 데이터로부터 복합재료의 기계적 특성을

($E_1, E_2, G_{12}, \nu_{12}$) 평균(mean)과 표준편차(standard deviation)를 갖는 정규분포(normal distribution) 형태로 모델링한다. 다음으로는 복합재료의 통계적 분포를 몬테-카를로 시뮬레이션 기법에 적용하여 블레이드의 단면 강성계수의(EI_y, EI_z, GJ) 분포를 추정한다. 이렇게 구한 단면 강성계수의 분포는 통합 공탄성 해석 시스템의 입력 값으로 활용하며, 여기에 몬테-카를로 시뮬레이션을 추가적으로 수행해서 헬리콥터 로터의 동적 변위의 응답 및 허브하중의 패턴을 추정하도록 한다.

몬테-카를로 시뮬레이션 기법은 표본의 개수가 충분하면 도출되는 해의 정확도가 보장되는 장점이 있다. 표본의 개수는 해석에 소요되는 계산시간과 밀접한 연관성이 있으므로 적정수준에서 타협점을 찾아야 할 필요가 있다. 본 연구에서는 각 단계별로 사전에 수렴성 분석을 위한 해석을 수행하였으며, 이로부터 총 6,000개의 표본을 이용하도록 구성하였다. 한편, 단면 강성계수의 확률적 분포는 각각의 블레이드에 독립적으로 작용함으로써 필연적으로 블레이드 간의 상이성을 만들어 낼 것이므로 이를 고려하는 해석과정이 필

요하다. 여기서는 개별 블레이드의 특성을 고려하도록 기존의 공탄성 해석 시스템을 수정하고 수치모사 연구를 진행하였다.

III. 수치 결과

헬리콥터 블레이드는 그림 2와 같이 단순화된 박벽 복합재료 상자형 보로 모델링하였다. 표 1은 Vinckenroy 등[14]이 실험적으로 구한 graphite/epoxy 복합재료의 물성 및 확률변이 분포를 나타낸다. 표 2는 이러한 복합재료의 통계적 특성을 고려하여 몬테카를로 시뮬레이션을 통해 얻은 단면 강성계수의 계산결과를 나타낸 것이다. 이때 블레이드의 단면 강성계수는 혼합 보 이론으로부터 구했다. 표에서 보면 플랩과 래그 강성은 각각 약 3%의 변이계수를 나타내며, 비틀림 강성은 약 2.7%의 변이계수를 가진다.

이렇게 1차적으로 구한 단면 강성계수에 대한 변이계수를 이용하여 통합 공탄성 해석 시스템을 통해 허브 진동하중을 구하였다. 해석에 사용된 헬리콥터는 BO-105 무인지 헬리콥터와 유사한 특성을 갖는 헬리콥터 모델을 이용하였으며 [15], 자세한 사항은 표 3에 나타내었다.

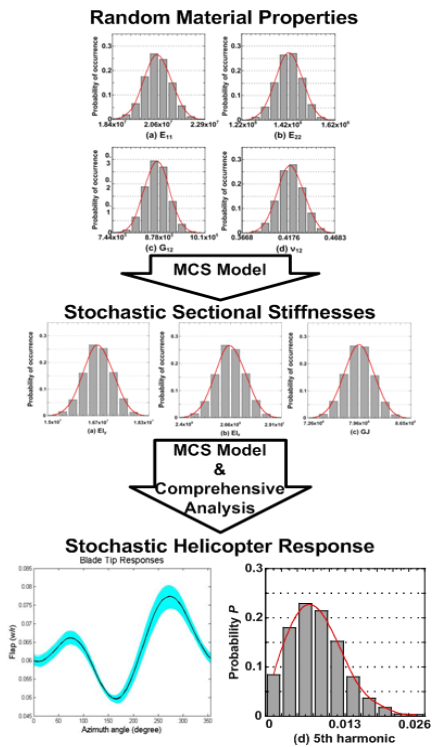


Fig. 1. Monte-Carlo simulation for the stochastic analysis of composite blades

Table 1. Stochastic material properties of graphite/epoxy lamina[14]

Material properties	Mean value	Coefficient of variation, %	Distribution
E_1 (GPa)	141.96	3.39	Normal
E_2 (GPa)	9.79	4.27	Normal
G_{12} (GPa)	5.99	4.27	Normal
ν_{12}	0.42	3.65	Normal

Table 2. Statistics of cross-sectional stiffness values

Material properties	Mean value	Coefficient of variation, %	Distribution
EI_y (GPa)	114.87	3.053	Normal
EI_z (GPa)	182.9	3.052	Normal
GJ (GPa)	54.81	2.678	Normal

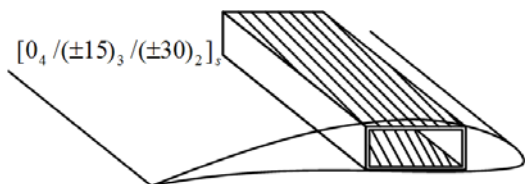


Fig. 2. Thin-walled composite box-beam model

Table. 3 Baseline vehicle properties

Properties	Values
Number of Blades	4
Radius, ft.	16.2
Hover Tip Speed, ft/sec	650
c/R	0.08
Solidity, σ	0.10
C_T/σ	0.07
Lock Number, γ	6.34
$EL_y/m_0\Omega^2R^4$	0.007763
$EL_z/m_0\Omega^2R^4$	0.1236
$GJ/m_0\Omega^2R^4$	0.003693

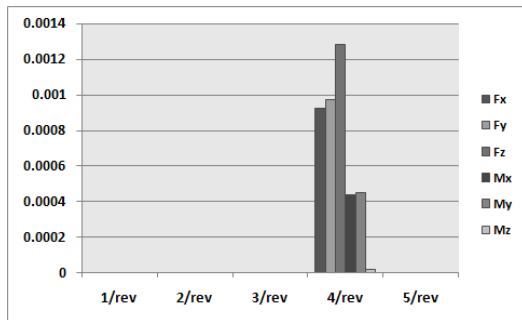


Fig. 3. Nondimensional hub vibratory loads of baseline (identical) rotor

단면 강성계수 각각의 불확실성의 영향을 살펴보기 위해 플랩 강성계수, 래그 강성계수, 비틀림 강성계수의 개별적인 불확실성의 영향과 복합적인 영향을 계산하여 불확실성을 갖지 않는 동일한 블레이드 시스템의 허브 하중과 비교하였다. 허브 하중에서 전단력은 $m_0\Omega^2R^2$, 모멘트는 $m_0\Omega^2R^3$ 로 무차원화 하였다. 여기에서 m_0 는 단위길이당 질량, Ω 는 블레이드의 각속도, 그리고 R 은 로터 반경을 나타낸다. 그림 3은 불확실성이 고려되지 않은 동일한 블레이드 특성을 갖는 로터 시스템의 허브 하중을 나타낸다. 허브가 필터 역할을 하여 4/rev의 진동 요소만 나타나는 것을 볼 수 있다. 허브 하중에서 전단력 성분이 지배적인 속성을 보이고, 요 모멘트는 매우 작은 값을 가짐을 볼 수 있다. 불확실성이 고려된 허브 하중의 진동 특성을 살펴보면 단면강성계수의 불확실성에 의해 블레이드의 서로 다른 특성이 나타나 모든 조화요소에서 허브 하중이 발생함을 볼 수 있다.

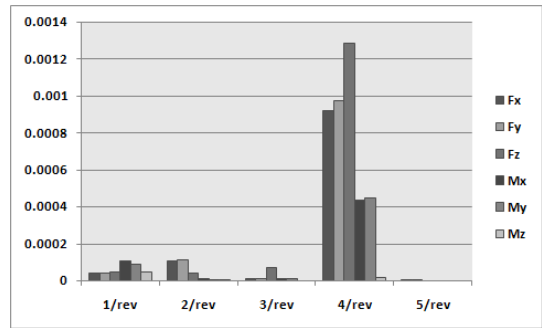
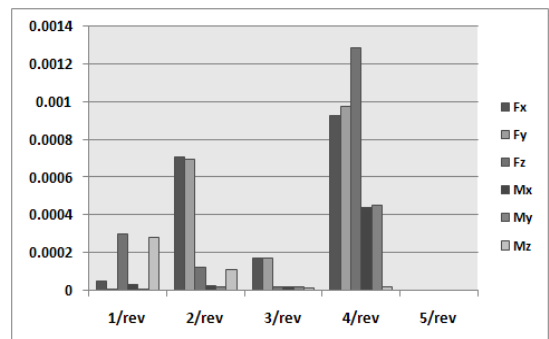
Fig. 4. Nondimensional hub loads of flap bending (EL_1) uncertainty case

그림 4는 플랩 강성의 불확실성에 영향을 받은 로터 허브 하중의 조화요소들의 평균값을 나타낸다. 허브 하중의 4/rev 성분은 기준값과 거의 같은 크기를 갖는 것을 볼 수 있다. 변이계수를 보면 전단력은 0.5% 미만, 모멘트는 요 모멘트를 제외하고 1% 미만으로 매우 작음을 볼 수 있다. 거의 모든 표본에서 기준값에 근접하다는 것을 알 수 있다. 4/rev을 제외한 다른 조화요소에서는 힘의 경우, 종방향과 횡방향 전단력의 2/rev 요소의 하중이 약간 증가하는 것을 볼 수 있고, 계산 결과 4/rev의 최대 30%까지 증가하는 표본도 있음을 알 수 있다. 그 외에 1/rev 성분도 약간의 증가를 보인다. 모멘트의 경우, 1/rev 조화요소에서 약하게 증가하는 것을 볼 수 있는데, 롤과 피치 모멘트에서 각각 4/rev에 비해 최대 약 50%와 40%까지 증가하고 요 모멘트의 경우에는 1/rev 성분이 4/rev보다 큰 값을 가짐을 볼 수 있다.

그림 5는 래그 강성의 불확실성에 영향을 받은 허브 하중의 평균값을 나타낸다. 힘의 경우,

Fig. 5. Nondimensional hub loads lag bending (EL_2) uncertainty case

플랩 강성의 경우와 비슷하게 종방향과 횡방향 전단력의 2/rev 조화 요소의 크기가 증가하는데 그 크기는 플랩 강성의 불확실성에 영향을 받은 경우보다 더 크다는 것을 볼 수 있다. 수직 방향 힘은 1/rev 조화 요소가 2/rev 성분보다 더 크게 증가하는 것을 볼 수 있으며, 1/rev에서 최대 약 47%, 2/rev에서 약 23%까지도 증가하였다. 모멘트의 경우 다른 모멘트 성분은 최대 20% 미만의 적은 증가를 보이지만 요 모멘트의 경우는 1/rev과 2/rev이 크게 증가하는 것을 볼 수 있다. 요 모멘트의 4/rev 성분의 크기는 다른 허브 하중에 비해 매우 작지만 1/rev과 2/rev의 증가한 요 모멘트의 크기는 수직방향 전단력의 증가량과 비슷한 크기로 무시할 수 없을 만큼 매우 큰 증가를 보인다. 특히 다른 강성 계수의 불확실성의 경우에는 일반적으로 전단력이 모멘트보다 큰 값을 가지지만 래그 강성 계수의 불확실성의 영향은 1/rev에서 요 모멘트가 수직방향 전단력과 함께 지배적인 허브하중이 되는 것은 주목할 만하다.

그림 6은 비틀림 강성의 불확실성에 의해 나타난 허브 하중의 조화 요소들의 평균값을 나타

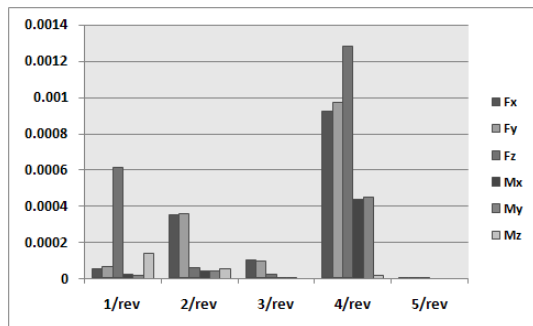


Fig. 6. Nondimensional hub loads of torsion rigidity (G_z) uncertainty case

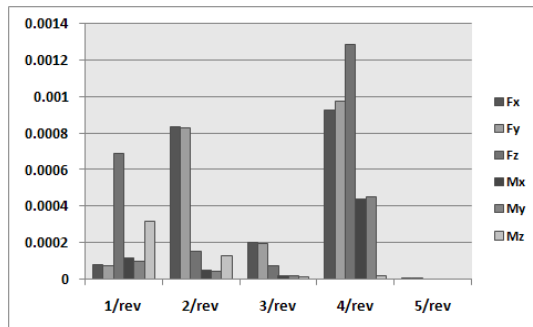


Fig. 7. Nondimensional hub loads of all the stiffness uncertainty case

낸다. 힘의 경우 종방향과 횡방향 전단력의 2/rev 조화 요소의 크기가 증가하고 1/rev과 3/rev의 크기는 약간 증가하는 것을 알 수 있다. 수직방향 힘의 경우는 1/rev에서 크게 증가하는 것을 볼 수 있으며, 최대 4/rev 크기의 약 93% 까지 증가하는 표본도 있다. 모멘트의 경우 다른 경우와 비슷하게 톨과 피치 모멘트에서는 약간 증가하고, 요 모멘트에서는 1/rev과 2/rev이 크게 증가하는 것을 볼 수 있다. 하지만 그 크기는 4/rev 성분보다는 크지만 1/rev과 2/rev의 전단력의 크기보다는 작다는 것을 볼 수 있다.

모든 강성계수의 불확실성이 복합적으로 고려된 경우의 허브 하중의 평균적인 크기를 그림 7에 나타냈다. 그리고 허브하중 조화요소들의 4/rev에 대한 크기 비를 알아보하고자 히스토그램을 그리고 각각 그림 8과 9에 나타내었다. 그래프를 통하여 허브 하중 조화요소들의 4/rev 하중에 대한 크기 비와 발생 빈도를 알 수 있다. 그래프를 보면 발생한 허브 하중의 크기는 개별적인 강성 계수의 불확실성의 영향과 비교하여 전반적으로 상승했음을 볼 수 있다. 전단력의 경우 종방향과 횡방향 전단력의 2/rev 성분이 크게 증가하는 것을 볼 수 있고 평균값이 4/rev에 근접한 값을 나타낸다는 것을 볼 수 있다. 종방향과 횡방향 전단력의 2/rev 성분의 크기는 4/rev의 최대 2배 정도까지 증가하는 표본도 볼 수 있다. 수직방향 전단력은 1/rev 성분이 크게 증가하는 것을 볼 수 있고, 최대 4/rev과 비슷한 크기까지 증가한 표본도 볼 수 있다. 모멘트의 경우는 톨과 피치 모멘트에서 1/rev과 2/rev 성분이 증가하고, 요 모멘트의 경우는 래그 강성계수의 경우와 비슷하게 1/rev과 2/rev에서 매우 큰 증가를 보였다. 그 크기는 1/rev이 4/rev에 비해서 최대 31배, 2/rev이 최대 15배까지도 증가하는 것을 볼 수 있다. 이는 비틀림 강성계수의 불확실성 영향보다 더 큰 값이다. 하지만 그 상대크기는 래그 강성계수의 경우와 다르게 전단력보다 작음을 볼 수 있다. 수치결과를 보면 요 모멘트의 증가폭은 단면강성계수의 불확실성이 복합적으로 고려되었을 경우에 가장 큰 변화를 보이는 것을 알 수 있다.

IV. 결론

본 연구에서는 통계적인 방법을 이용하여 복합재료 물성치의 불확실성이 블레이드의 단면 강성계수 및 허브 진동하중의 조화요소 성분에 미치는 영향에 대해 고찰하였으며, 이로부터 다음과 같은 결론을 얻었다.

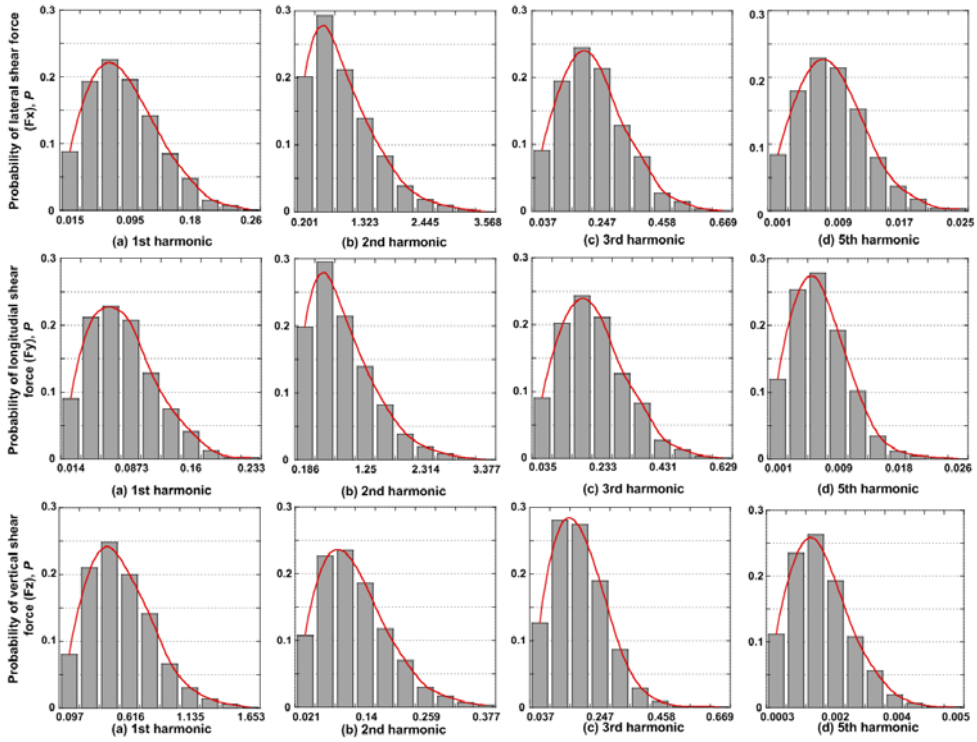


Fig. 8. Histogram of hub vibratory shear forces

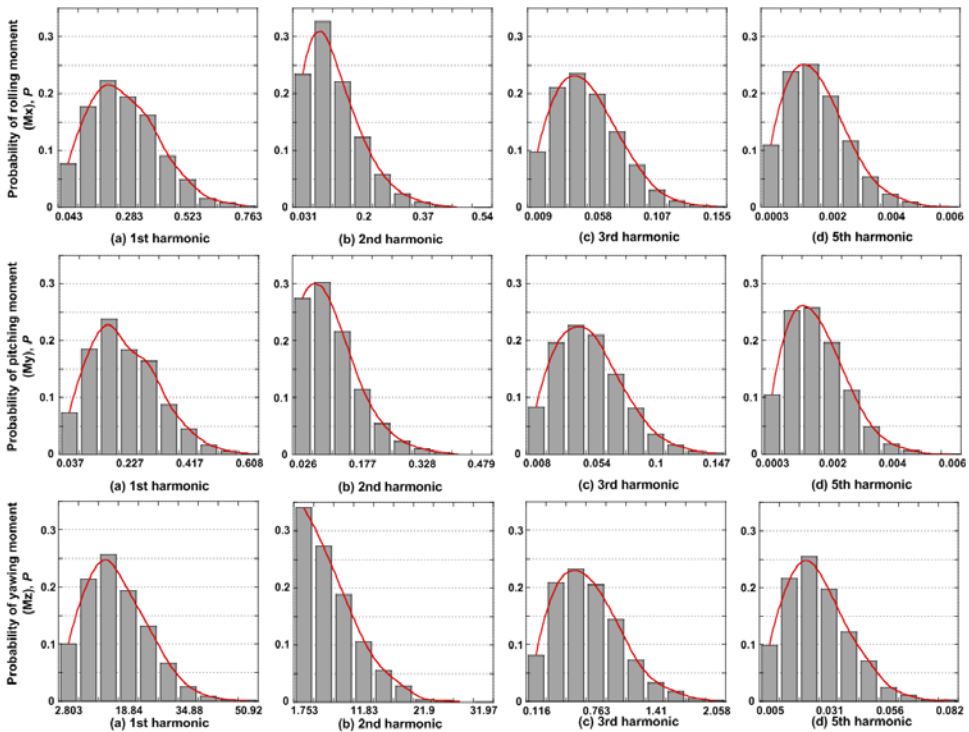


Fig. 9. Histogram of hub vibratory moments

- 1) 복합재료 물성치의 불확실성은 블레이드 간의 상이성을 초래하며, 허브 진동하중의 경우 블레이드 개수의 자연배수에 해당하는 하중성분 이외에도 모든 조화요소 성분의 진동하중이 발생한다.
- 2) 허브 하중에서 전단력의 경우 단면 강성계수의 불확실성의 영향은 종방향과 횡방향 전단력에서는 주로 2/rev 조화 요소의 증가에 기여한다. 수직방향 전단력의 경우에는 주로 1/rev 조화 요소 성분이 증가한다.
- 3) 허브 하중에서 톨과 피치 모멘트는 그 증가 폭이 작았지만 요 모멘트의 경우에는 1/rev 성분이 크게 증가한다. 요 모멘트의 기준값(4/rev)이 다른 하중 성분들에 비해 매우 작으므로 불확실성에 의한 1/rev과 2/rev에서의 요 모멘트의 급격한 증가는 주목할 필요가 있다.
- 4) 모든 단면 강성 계수의 불확실성이 복합적으로 작용한 경우는 각각의 강성 계수의 불확실성에 의한 영향을 더한 것보다 로터 허브 하중이 전반적으로 증가하는 경향을 보인다.

후 기

이 논문은 2009년도 교육과학기술부 국제과학기술협력재단의 지원(K20601000001) 및 지식경제부 KHP 민군겸용구성품 개발사업(KARI 주관) 위탁연구결과 중 일부임.

참고문헌

- 1) Antonio, C. C., and Hoffbauer L. N., "From local to global importance measures of uncertainty propagation in composite structures", *Composite Structures*, Vol. 85, No. 3, 2008, pp. 213-225.
- 2) Noor, A. K., Starnes Jr., J. H., and Peters, J. M., "Uncertainty Analysis of Composite Structures", *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 185, 2000, pp. 413-432.
- 3) Oh, D. H., and Librescu, L., "Free Vibration and Reliability of Composite Cantilevers Featuring Uncertain Properties", *Reliability Engineering and System Safety*, Vol. 56, 1997, pp. 265-272.
- 4) Pettit, C. L., "Uncertainty Quantification in Aeroelasticity: Recent Results and Research Challenges", *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 5, 2004, pp. 1217-1229.
- 5) Kim, T. K., and Hwang, I. H., "Reliability

Analysis of Composite Wing Subjected to Gust Loads", *Composite Structures*, Vol. 66, Nos. 1-4, 2004, pp. 527-531.

6) Pradlwarter, H. J., Pellissetti, M. F., Schenk, C. A., Schuller, G. I., Kreis, A., Fransen, S., Calvi, A., and Klein, M., "Realistic and Efficient Reliability Estimation for Aerospace Structures", *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 194, Nos. 12-16, 2005, pp. 1597-1617.

7) Murugan, S., Ganguli, R., and Harursampath, D. "Aeroelastic Response of Composite Helicopter Rotor with Random Material Properties", *Journal of Aircraft*, Vol. 45, No. 1, 2008, pp. 306-322.

8) Jung, S. N., Nagaraj, V. T., and Chopra, I., "Refined Structural Model for Thin- and Thick-Walled Composite Rotor Blades", *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 1, Jan. 2002, pp. 105-116.

9) Jones, R. M., "Mechanics of Composite Materials, 2/E", Taylor & Francis, Inc., New York, 1999.

10) Murakami, H., Reissner, E., and Yamakawa, J., "Anisotropic Beam Theories with Shear Deformation", *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 63, No. 3, 1996.

11) Bir, G., Chopra, I., and Ganguli, R., "University of Maryland Advanced Rotorcraft Code (UMARC) Theory Manual", *UM-AERO Rept. 92-02*, Univ. of Maryland, College Park, MD, 1992.

12) Leishman, J. G. and Beddoes, T. S. "A Semi-empirical Model for Dynamic Stall", *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 34, 1989, pp. 3-17.

13) Bagai, A. and Leishman, J. G., "Rotor Free-wake Modeling using a Pseudo-implicit Technique Including Comparisons with Experiment", *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 40, 1995, pp. 29-41.

14) Vinckenroy, G. V., and Wilde, W. P. De., "The Use of Monte Carlo Techniques in Statistical Finite Element Methods for the Determination of the Structural Behaviour of Composite Materials Structural Components", *Composite Structures*, Vol. 32, Nos. 1-4, 1995, pp. 247-253.

15) Smith, E. C., "Vibration and Flutter of Stiff-Inplane Elastically Tailored Composite Rotor Blades", *Mathematical and Computer Modeling*, Vol. 19, 1994, pp. 27-45.