

복합재료 테일러링 기법을 이용한 저진동 로터 개발

Use of Composite Tailoring Techniques for a Low Vibration Rotor

이 주 영* · 박 일 주* · 정 성 남[†]
Ju Young Lee, Il Ju Park and Sung Nam Jung

Key Words : Hingeless Rotor(무힌지 로터), Composite Tailoring(복합재료 테일러링), Elastic Couplings(탄성 연성), N_b/rev Hub Loads(N_b/rev 허브하중), Mass Distribution(질량 분포)

ABSTRACT

In this work, the effect of composite couplings and mass distributions on hub loads of a hingeless rotor in forward flight is investigated. The hingeless composite rotor is idealized as a laminated thin-walled box-beam. The nonclassical effects such as transverse shear and torsion warping are considered in the structural formulation. The nonlinear differential equations of motion are obtained by applying Hamilton's principle. The blade responses and hub loads are calculated using a finite element formulation both in space and time. The aerodynamic forces acting on the blade are calculated using the quasi-steady strip theory. The theory includes the effects of reversed flow and compressibility. The magnitude of elastic couplings obtained by MSC/NASTRAN is compared with the classical pitch-flap(δ_3) coupling. It is observed that the elastic couplings and mass distributions of the blade have a substantial effect on the behavior of N_b/rev hub loads. About 40% hub loads is reduced by tailoring or redistributing the structural properties of the blade.

1. 서 론

헬리콥터는 비행 및 조종을 모두 로터 블레이드의 회전에 의존하며, 따라서 관성력 및 주기적인 공기력, 그리고 동체와의 상호작용에 의해 격심한 허브진동 하중이 발생한다. 이러한 동적 허브하중을 적정수준 이하로 줄이기 위한 방법으로 업계에서는 수동적인 방법과 능동적인 방법이 사용되고 있다.⁽¹⁾ 하지만 기존의 수동적인 방법은 필연적으로 무게 증가가 수반되는 문제가 있고, 또한 능동적 방법은 높은 제작 비용, 구조적 복잡성, 충분한 크기의 작동력을 발생시키는데 어려움 등의 단점이 있다.

현재 사용되는 복합재료 블레이드는 금속재료에 비해 우수한 비강성 및 비강도 특성만을 고려하여 제작한 것이다. 따라서 블레이드의 복합재료 테일러링에 의한 탄성 연성의 효과를 적절히 사용할 경우 추가적인 무게의 증가 우려 없이 로터의 성능을 향상시킬 수 있다. 최근 복합재료 블레이

드의 탄성 연성을 실제 적용하기 위한 연구가 비교적 활발히 수행되고 있다.⁽²⁾

Smith 등⁽³⁾은 무힌지 로터 블레이드에 대해 몇 가지 탄성적으로 연계된 복합재료 적층 구조에 따른 허브하중 및 안정성 해석을 수행하였다. 이 연구에서 복합재료의 탄성 연성 효과가 블레이드 비틀림 모드 형상의 변화를 초래하여 허브하중에 큰 영향을 줄 수 있음을 보였다. Jung 등^(4,5)은 복합재료 단면의 비균일 전단 응력 분포를 효율적으로 고려하기 위하여 전단 보정 계수를 도입하고, 정지⁽⁴⁾ 및 전진비행⁽⁵⁾시에 대한 공력탄성학적 안정성 해석을 수행하였다. Bousman⁽⁶⁾은 여러 기종의 헬리콥터에 대한 실제 비행 시험 및 풍동 실험 자료를 바탕으로 블레이드 하중 및 허브하중의 특성에 대해 고찰하였으며, 블레이드의 2차 플랩 굽힘 모드가 허브하중에 중요한 인자임을 확인하였다. Floros 등⁽⁷⁾은 전진비행시 무힌지 로터 블레이드의 스파플 D-형태로 모델링하고 블레이드 길이방향으로 복합재료의 적층각을 변화시켜 탄성 연성이 블레이드 변위 및 허브하중에 미치는 영향을 살펴보았다.

본 연구에서는 복합재료의 탄성 연계 특성과 블레이드의 질량 분포의 변화에 따른 로터 허브하중 저감을 위한 해석적 연구를 수행하였다. 무힌지 로터 블레이드는 복합재료 상자형 보로 모델링 하였으며, 굽힘 1차 및 2차 모드 형상을 고려한 균일 및 비균일 적층을 이용하여 블레이드의 강성을

* 책임저자 : 정희원, 전북대학교 기계항공시스템공학부
E-mail : srjung@chonbuk.ac.kr
Tel : (063) 270-2469, Fax : (063) 270-2472

전북대학교 대학원 항공우주공학과

변화시켰다. 아울러 블레이드의 길이 방향에 따라 질량 변화를 고려할 수 있도록 프로그램을 수정하였다. 블레이드의 운동방정식은 Hamilton 원리를 이용하여 구성하였으며, 시간 및 공간 차원에 대한 유한요소법을 적용하였다. 본 해석 결과 굽힘 2차 모드 형상을 고려한 적층 형태와 질량 분포를 이용할 경우 동체에 전달되는 허브하중을 기준 대비 10~40% 저감시킬 수 있음을 보였다.

2. 운동방정식

해석의 간단을 기하기 위해 헬리콥터 로터 블레이드는 N_b 개의 단성 변형을 하는 보로 가정하였으며, 동체는 6개의 자유도를 갖는 강체로 모델링 하였다. 블레이드가 운용 중 받는 하중의 대부분은 스파가 감당한다고 가정하고 이를 단일 상자형 보 형태로 모델링 하였다. 블레이드 운동은 축방향 변위, 래그 및 플랩 굽힘 변위, 탄성 비틀림 변위, 그리고 두께 방향 전단변형으로 구분하여 기술하였다. 블레이드 지배 운동방정식은 Hamilton 원리에 입각하여 구한다. 이를 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = 0 \quad (1)$$

여기서 δU , δT , δW 는 각각 블레이드의 변형에너지, 운동에너지, 그리고 공기력에 의한 가상일이다. 블레이드에 작용하는 공기력은 2차원 준정상 공기력 이론을 이용하여 구하며, 공기의 질량 효과에 의한 비순환 공기력을 포함하였다. 블레이드 회전면에 대한 유입비 분포를 고려하기 위해 Drees의 선형 유입비 모델을 이용하였다. 또한, 블레이드의 고속 회전으로 인한 전진면에서의 압축성 효과 및 후진면의 역류 효과를 고려하였다.⁽⁶⁾

식 (1)에 유한요소법을 적용하여 이산화된 블레이드의 지배 운동 방정식을 구성하면 다음과 같은 2계 상미분방정식을 얻게 된다.

$$\mathbf{M}(\mathbf{q}) \ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}) \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}) \mathbf{q} = \mathbf{F}(\psi, \mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}) \quad (2)$$

여기서, \mathbf{M} , \mathbf{C} , \mathbf{K} , \mathbf{F} 는 각각 질량, 감쇠, 강성 행렬 및 외력 벡터를 나타낸다. 이러한 시스템 행렬들은 비보존 공기력에 의해서 비대칭 특성을 가지며, 방위각의 함수 ψ 로 표시된다. 운동방정식이 방위각의 함수이므로 블레이드 길이 방향 뿐 아니라 회전면 방향으로도 유한요소법을 적용하여 일관된 해석 알고리즘을 구성하도록 하였다.

Fig. 1은 전진비행시 헬리콥터 로터 블레이드에 작용하는

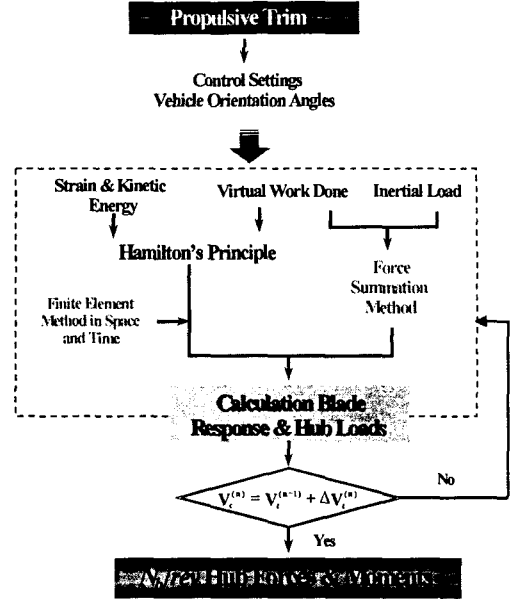


Fig. 1 Coupled trim procedures

N_b/rev 허브하중을 계산하는 해석과정을 도식화 한 것이다. 해석과정은 크게 추진 트림해석과 블레이드 형평해 계산, 그리고 허브하중 계산 등으로 나누며 각각의 계산 모듈들을 서로 연계시켜 완전한 연계 평형해를 얻을 때까지 반복 계산을 수행하게 된다. 이러한 연계 평형해석을 수행하기 위해 먼저 비연계 트림 해를 구한다. 비연계 트림 방정식은 동체에 대한 힘 평형 방정식 및 모멘트 평형 방정식, 그리고 플랩 자유도를 갖는 강체 블레이드 운동방정식 등으로 구성된다. 블레이드의 운동으로 발생하는 공기력과 관성력에 의해서 허브에 주기적인 하중이 작용하는데 이러한 허브 작용하중은 힘 합산법(Force Summation Method)을 이용하여 구하였다. 허브작용 하중을 회전 좌표계에 대한 하중들의 합수로 표시하면,

$$\begin{aligned} F_x(\psi) &= \sum_{m=1}^{N_b} (F_x^m \cos \psi_m - F_y^m \sin \psi_m - F_z^m \cos \psi_m \beta_p) \\ F_y(\psi) &= \sum_{m=1}^{N_b} (F_x^m \sin \psi_m + F_y^m \cos \psi_m - F_z^m \sin \psi_m \beta_p) \\ F_z(\psi) &= \sum_{m=1}^{N_b} (F_z^m + F_z^m \beta_p) \\ M_x(\psi) &= \sum_{m=1}^{N_b} (M_x^m \cos \psi_m - M_y^m \sin \psi_m - M_z^m \cos \psi_m \beta_p) \\ M_y(\psi) &= \sum_{m=1}^{N_b} (M_x^m \sin \psi_m + M_y^m \cos \psi_m - M_z^m \sin \psi_m \beta_p) \\ M_z(\psi) &= \sum_{m=1}^{N_b} (M_z^m + M_z^m \beta_p) \end{aligned} \quad (3)$$

와 같다. 식 (3)에서 β_p 는 초기 원추각, F_x^m , F_y^m , F_z^m 와 M_x^m , M_y^m , M_z^m 은 각각 회전 좌표계의 m 번째 블레이드에서

발생한 전단력과 모멘트 성분을 나타낸다. 한편, m 번째 블레이드의 하중 성분들은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix} = \int_0^R \begin{pmatrix} L_u \\ L_v \\ L_w \end{pmatrix} dx \quad (4)$$

$$\begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix} = \int_0^R \begin{pmatrix} -L_v w + L_w v + M_u \\ L_u w - L_w(x+u) + M_v \\ -L_u v + L_v(x+u) + M_w \end{pmatrix} dx$$

여기서, L_u, L_v, L_w 와 M_u, M_v, M_w 는 각각 블레이드 운동방향 u, v, w 에 따른 힘 및 모멘트 성분들이다.

힘 합산법으로 계산된 허브하중들은 Fourier 급수를 이용하여 고차 조화항들로 분리할 수 있다. 최종적으로 허브를 통하여 동체에 전달되는 N_b/rev 하중은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$f(\psi) = f_0 + \sum_{n=1}^{\infty} (f_{nc} \cos n\psi + f_{ns} \sin n\psi) \quad (5)$$

여기서, f_0 는 허브하중의 정상성분이며, $f_n (= \sqrt{f_{nc}^2 + f_{ns}^2})$ 은 N_b/rev 하중의 크기를 나타낸다.⁽⁹⁾ 일반적으로 N_b 개의 블레이드를 가진 로터의 경우 N_b/rev 의 하중이 허브에 수직 방향으로 전달되며, 블레이드 회전면 방향으로로는 $N_b \pm 1/rev$ 하중이 허브에 전달된다.

3. 결과 및 검토

이상의 정식화 과정을 토대로 유연면(soft-in-plane) 특성을 갖는 무힌지 복합재료 블레이드에 대해 허브하중의 변화를 위한 정적 및 동적 구조해석을 수행하였다.

3.1 정적 구조해석

헬리콥터 블레이드는 전통적으로 조종성 및 안정성 증대 효과를 얻기 위해 종종 기하학적 연계(피치-플랩 연계, δ_3)를 이용한다. 복합재료의 적층각에 따른 강성 변화를 이용할 경우 기하학적인 연계와 유사한 효과를 얻을 수 있다. 이러한 탄성 연성의 크기를 정량화 하기 위해 MSC/NASTRAN을 이용하여 복합재료 상자형 외팔보를 해석하였다. Fig. 2는 2차원 CQUAD4 요소를 사용하여 복합재료 상자형 외팔보를 모델링 한 후 자유단에 단위하중을 가하여 얻은 변형 전후의 형상을 도시한 것이다.

피치-플랩 연성의 크기(δ_3)는 다음 식과 같이 플랩(β_1)과 비틀림($\Delta\theta$)의 크기로부터 구할 수 있다.⁽⁹⁾

$$\delta_3 = -\tan^{-1} \left(\frac{\Delta\theta}{\beta_1} \right) \quad (6)$$

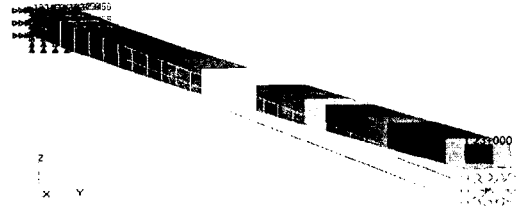


Fig. 2 Analysis result using the MSC/NASTRAN for elastic couplings

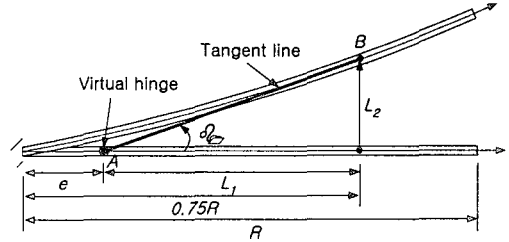


Fig. 3 Location of virtual hinge point

비틀림의 경우는 끝단의 변형을 이용하면 쉽게 구할 수 있으나, 플랩 변형의 경우는 보가 탄성 변형을 하기 때문에 먼저 가상 힌지점을 구해야 한다. 가상 힌지점은 Fig. 3과 같이 보 길이의 $0.75R$ 지점(B)에서의 접선의 기울기와 보가 만나는 점(A)으로 정의하며, 이때 구한 L_1 과 L_2 를 이용하여 플랩 변위를 구한다.

이렇게 구한 탄성 연성의 크기를 Fig. 4에 나타냈다. 그림에서 알 수 있듯이 피치-플랩 연성은 적층각의 함수로 나타나며, 최대의 탄성 연계각은 적층각 15° 전후에서 약 30° 정도의 연계 효과를 보이고 있다.

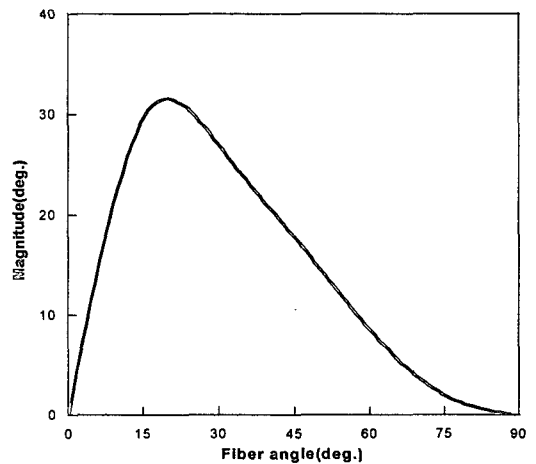


Fig. 4 Equivalent pitch-flap couplings(δ_3) as a function of fiber angles [$\theta_2/(90/0)_3$]

3.2 동적 하중해석

다음으로 헬리콥터 로터 블레이드에 대한 동역학적 해석을 수행하였다. 본 절에서 이용된 블레이드는 Weller⁽¹⁰⁾가 실험 연구에서 사용한 MBB BO-105의 축소 시험 모델과 동일한 것으로 로터의 특성은 Table 1에 정리하여 나타냈다. 상자형 보는 graphite/epoxy(AS4/3501-6)를 이용하여 벽당 8장의 라미나를 적층하여 구성하였다. 이때 사용한 라미나의 특성값은 $E_{11}=20.59 \times 10^6 \text{ psi}$, $E_{22}=1.42 \times 10^6 \text{ psi}$, $G_{12}=0.87 \times 10^6 \text{ psi}$, $\nu=0.42$ 이다.

블레이드의 적층각 변화는 Bousman⁽⁶⁾의 연구를 참조하고 2차 굽힘 모드의 형상을 고려하여 선정하였다. Fig. 5는 외팔보의 전형적인 2차 굽힘 모드를 보여주고 있다. 여기서 특이점에 해당하는 지점은 그림에 나타난 바와 같이 변곡점(20% 부근)과 노드점(80% 부근)이 될 것이며, 이들 두 지점을 경계로 적층각을 변화시키면 모드 형상에 튜닝된 응답을 얻게 될 것이다.

Fig. 6는 적용 가능한 몇 가지 적용 형상에 대한 개념도를 보여주고 있다. Fig. 6의 (a)는 기준이 되도록 연성이 없게 적용한 경우이고, (b)는 임의의 각도 θ 로 균일하게 적용한 경우이다. 한편 (c)는 블레이드의 20% 및 80% 지점을 기준으로 안쪽 및 바깥쪽은 $-\theta$ 로 적용하고 두 지점의 중간 영역은 $+\theta$ 로 비균일하게 배열한 경우이다.

Table 1 Main rotor properties

Property	Value
Number of Blades, N_b	4
Rotor Radius, R , in	52.8
Chord, c , in	3.70
Rotor Speed, Ω , RPM	660
Lock Number, ν	6.5
Solidity Ratio, σ	0.089
Thrust Ratio, C_T/σ	0.08
Hub Vertical Offset, h/R	0.2
C.G. Offset, X_{cg}/R , Y_{cg}/R	0.0, 0.0
Precone Angle, β_p	1°
Blade Pretwist, θ_0'	-5°
Mass per Unit Length, slug/ft	0.00866

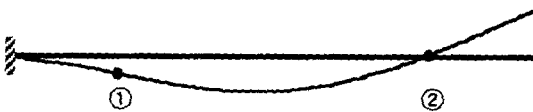


Fig. 5 Second bending mode shape

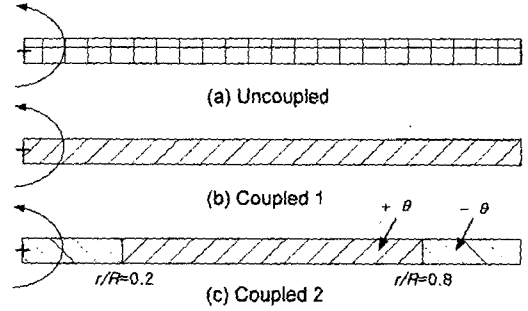


Fig. 6 Various layup cases

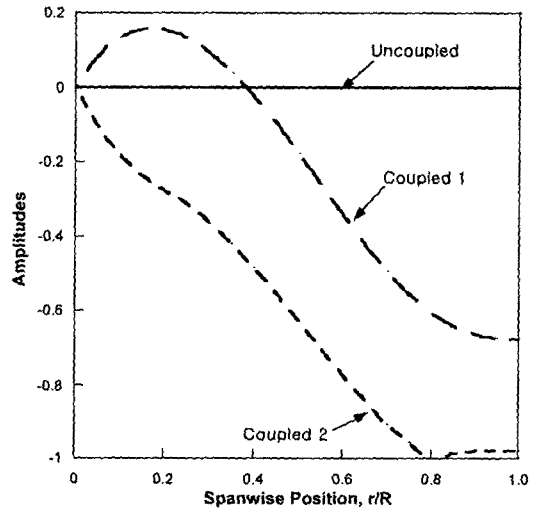


Fig. 7 Variation of twist amplitudes

Fig. 7은 Fig. 6에서 언급한 세 가지 적용 경우에 대해 비틀림 모드의 변화 양상을 블레이드 길이 방향으로 나타낸 것이다. 참고로 적용 형상 변화에 따른 굽힘 모드의 변화는 거의 없으며, 따라서 생략하였다. Fig. 7에서 보듯이 복합재료 적용각 변화와 질량 분포의 변화는 비틀림 모드에 매우 큰 영향을 미치고 있음을 알 수 있다. 이러한 모드 형상 변화를 적절히 이용할 경우 설계자의 요구에 부응하는 저진동 블레이드를 설계하는 것이 가능할 것이다.

이러한 연계특성을 고려하여 블레이드의 허브작용 하중을 줄이기 위한 기초연구를 수행하였다. 일관된 해석 결과를 얻기 위해 블레이드 적용 형태를 Table 2와 같이 구분하여 해석하였다. 여기서 Baseline은 기준 비연계 적용의 경우이며, Case A는 균일 적용, 그리고 Case B는 굽힘 2차 모드 형상에 튜닝된 비균일 적용의 경우이다. Case C는 Case A와 같은 균일 적용 형태를 가지면서 Fig. 8과 같은 비균일 질량 분포를 갖는 경우이다.⁽¹¹⁾

해석 모델을 설정함에 있어 간과할 수 없는 고려 사항은

기준 블레이드에 비해 고유진동수의 변화가 크게 변하지 않도록 설계하는 것이다. Table 3은 각 모델의 플랩, 래그, 비틀림 모드 각각에 대한 고유진동수의 변화를 계산한 결과로, 설정한 경우들이 타당한 범위 안에 있음을 보여주고 있다.

Fig. 9는 Baseline 및 Case A, Case B, Case C의 적층 형상에 대해 계산한 블레이드의 비틀림 끝단 변형을 회전면에 대한 방위각의 함수로 나타낸 결과이다. 그림에서 알 수 있듯이 적층 형상이 변화함에 따라서 비틀림 변형은 크게 변화하고 있다. 비연계인 Baseline 블레이드에 비해 Case B는 유사하거나 크기가 감소하는 변형거동을 보이나 균일 적층의 경우인 Case A와 Case C는 전체적으로 큰 차이를 보이고 있는데, 특히 후진면(270° 부근)에서 비틀림 변형의 크기가 크게 증가함을 보여주고 있다.

Table 2 Different composite box-beam cases

r/R		0.0 ~ 0.2	0.2 ~ 0.8	0.8 ~ 1.0
Baseline	Top	[90/0] _{2s}	[90/0] _{2s}	[90/0] _{2s}
	Bottom	[90/0] _{2s}	[90/0] _{2s}	[90/0] _{2s}
Case A	Top	[15 _z /90/0] ₃	[15 _z /90/0] ₃	[15 _z /90/0] ₃
	Bottom	[15 _z /90/0] ₃	[15 _z /90/0] ₃	[15 _z /90/0] ₃
Case B	Top	[-15 _z /90/0] ₃	[15 _z /90/0] ₃	[-15 _z /90/0] ₃
	Bottom	[-15 _z /90/0] ₃	[15 _z /90/0] ₃	[-15 _z /90/0] ₃
Case C	Top	[15 _z /90/0] ₃	[15 _z /90/0] ₃	[15 _z /90/0] ₃
	Bottom	[15 _z /90/0] ₃	[15 _z /90/0] ₃	[15 _z /90/0] ₃

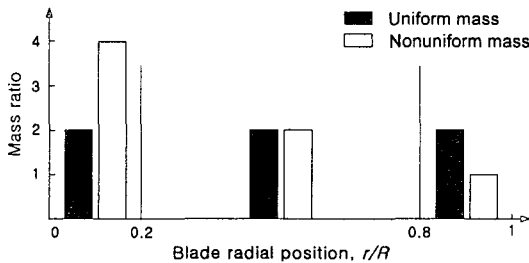


Fig. 8 Blade mass distribution

Table 3 Variation of fundamental rotor frequencies ($1/rev$)

	Lag	Flap	Torsion
Baseline	0.73	1.14	5.02
Case A	0.74	1.15	5.45
Case B	0.74	1.15	5.44
Case C	0.71	1.12	4.97

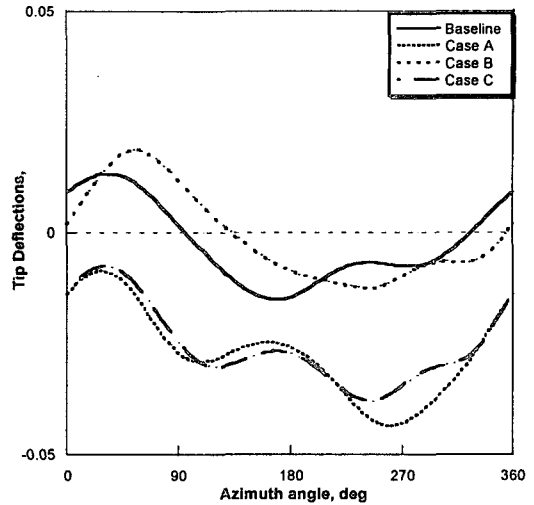


Fig. 9 Variation of tip twist vs. azimuth angle

블레이드의 회전 하중을 이용하여 구한 허브작용 하중의 변화를 고찰하였다. 지면관계상 종방향, 횡방향 및 수직방향 전단력에 대한 $4/rev$ 성분들의 변화 양상을 정리하여 Fig. 10에 나타냈다. 기준되는 비연계 블레이드(Baseline)는 검정색으로 나타냈으며, 연계 적층 및 질량의 변화에 따른 경우들을 함께 도시하였다. 복합재료 연성의 도입으로 인해 $4/rev$ 허브하중은 전반적으로 감소하는 경향을 나타내고 있다. 특히, 균일 배열 적층보다는 비균일 적층 형상이 허브진동 감소에 보다 효과적인 수 있음을 보이고 있다. 또한 연계 적층 형상과 함께 질량의 변화를 고려한 경우 보다 효과적으로 허브작용 하중을 줄일 수 있음을 보이고 있다. 전단 하중의 경우에는 기준 대비 최대 43%의 허브진동 하중 감소를 얻을 수 있었다.

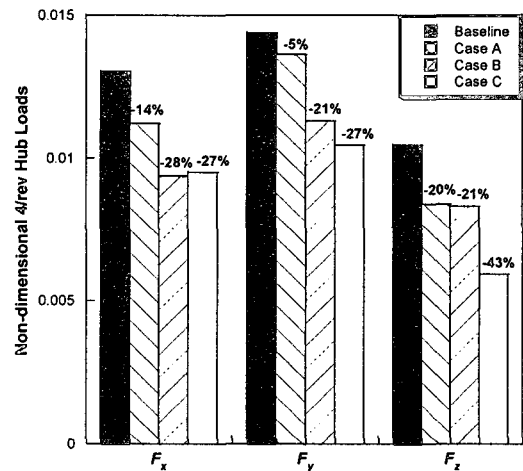


Fig. 10 Comparison of $4/rev$ hub loads (shear forces)

4. 결 론

본 연구에서는 전진비행시 무한지 로터 블레이드에 대해 복합재료의 적층각 변화 및 질량 분포에 따른 허브작용 하중 감소를 위한 수치모사 연구를 수행하였다. 본 연구를 통하여 아래와 같은 결론을 얻었다.

1. 상자형 보의 벽면에 대한 복합재료의 적층각 변화로부터 피치-플랩은 최대 약 30°의 연계 효과를 얻을 수 있었다.

2. 탄성 연계는 상자형 보의 모드 형상 중 주로 비틀림 모드에 큰 영향을 미치며, 허브진동 하중을 줄이는데 효과적으로 이용할 수 있다.

3. 4/rev 성분의 허브하중 감소에 있어서 피치-플랩 연계 적층의 경우는 2차 굽힘 모드의 형상에 튜닝된 비균일 적층 형상이 균일 적층에 비해 효과적이다.

4. 4/rev 성분의 허브하중 감소에 있어서 블레이드 길이 방향으로 질량 분포를 고려한 경우가 보다 효과적일 수 있으며 기준대비 최대 43% 진동하중을 감소시키는 것이 가능하다.

후 기

본 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

(1) Bramwell, A. R. S., 2001, *Bramwell's Helicopter Dynamics*, 2nd Edition, pp. 290-318.

(2) Jung, S. N., Nagaraj, V. T. and Chopra, I., 1999, "Assessment of Composite Rotor Blade Modeling Techniques," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 44, No. 3, pp. 188-205.

(3) Smith, E. C. and Chopra, I., 1993, "Aeroelastic Response, Loads and Stability of a Composite Rotor in Forward Flight," *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 7, pp. 1265-1273.

(4) Jung, S. N. and Kim, S. J., 1994, "Aeroelastic Response of Composite Rotor Blades Considering Transverse Shear and Structural Damping," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 4, pp. 820-827.

(5) Jung, S. N., Kim, K. N. and Kim, S. J., 2002, "Forward Flight Stability Characteristics for Composite Hingeless Rotors with Transverse Shear Deformation," *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 9, pp. 1717-1725.

(6) Bousman, W. G., 1989, "The Response of Helicopter Rotors to Vibratory Airload," *AHS National Specialists' Meeting on Rotorcraft Dynamics*, Arlington, Texas, Nov.

(7) Floros, M. W. and Smith, E. C., 2000, "Elastically Tailored Rotor Blades for Stall Alleviation and Vibration Reduction," *AHS Aeromechanics Specialists' Meeting*, Atlanta, Georgia.

(8) 정성남, 김경남, 김승조, 1997, "전진비행시 복합재료 헬리콥터 회전익의 공탄성에 대한 파라미터 연구," *한국소음진동공학회논문집*, 제 7권, 제 6호, pp. 24-36.

(9) Bir, G. and Chopra, I., *University of Maryland Advanced Rotorcraft Code: Theory Manual*, July 1994.

(10) Weller, W. H., 1990, "Relative Aeromechanical Stability Characteristics for Hingeless and Bearingless Rotors," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 35, No. 3, pp. 68-77.

(11) Wilbur, M. L., Yeager, W. T., Singleton, J. D. and Mirick, P. H., 1998, "Wind-Tunnel Evaluation of the Effect of Blade Nonstructural Mass Distribution on Helicopter Fixed-System Loads," *NASA/TM-1998-206281*.