复合材料学报 第23卷 第4期 8月 2006年
Acta Materiae Compositae Sinica Vol. 23 No. 4 August 2006

文章编号: 1000-3851(2006)04-0143-06

弹性耦合对直升机复合材料桨叶稳定性的影响

尹维龙, 向锦武*
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 研究了弹性耦合对复合材料桨叶动特性和气弹稳定性的影响, 所采用的结构模型考虑了剪切变形、剖面面外翘曲变形和复合材料弹性耦合。推导出同时考虑剪切和翘曲影响的小应变、中等变形梁的应变-位移关系, 并构造出21个自由度梁单元, 应用Hamilton原理推导出桨叶运动的有限元方程。在此基础上, 对三种不同构型的复合材料桨叶进行固有频率计算和气弹稳定性分析。计算结果表明: 尽管复合材料弹性耦合对桨叶固有频率的影响非常小, 但却改变了固有振型分布, 使桨叶挥舞-摆振-扭转运动之间存在耦合; 弹性耦合对桨叶气弹稳定性有很大的影响; 正的挥舞-扭转耦合使得摆振一阶稳定性增加, 负的挥舞-扭转耦合却使摆振一阶稳定性下降。

关键词: 直升机; 复合材料桨叶; 弹性耦合; 气弹稳定性
中图分类号: TB330.1; V215.3 **文献标识码**: A

Stability analysis for helicopter composite rotor blades with elastic coupling

YIN Weilong, XIANG Jinwu*
(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The aeroelasticity of helicopter composite rotor blades with elastic coupling is analyzed. The structural model in this analysis includes the effects of transverse shear deformation, out-of-plane warping and aeroelastic coupling. A 21-DOF beam finite element, including transverse shear DOF and warping DOF, is developed for analysis. The governing differential equations of motion for a hingeless rotor are derived using the Hamilton's principle. Three different composite blade configurations are conducted for comparison. The results show that changes in blade frequencies are very small, however, the mode shapes are significantly changed considering elastic coupling. The blade stability in hover is strongly affected by the ply-induced composite couplings. Positive flap-torsion coupling has a stabilizing effect on the lag mode damping. Negative flap-torsion coupling has a destabilizing effect on the lag stability.

Keywords: helicopter; composite blade; elastic coupling; aeroelasticity

复合材料因其高比强度、高比模量和质量轻的特点被广泛地运用在航空航天结构上, 现代先进直升机几乎均采用复合材料桨叶[1-3]。复合材料桨叶通过弹性剪裁设计可以提高旋翼性能、改善稳定性和减少振动[4]。

最早开展这方面研究工作的是Hong和Chopra[5]以及Panda和Chopra[6]。他们的研究指出通过铺层设计可以获得挥舞-扭转、挥舞-摆振和摆振-扭转等耦合效应来提高复合材料桨叶的气弹稳定性, 有效地减少直升机振动。结果还表明, 挥舞-扭转和摆振-扭转耦合会不同程度地影响桨叶气弹稳定性。对摆振方向阻尼本来就很小的无铰旋翼而言, 其研究意义就显得尤为重要了。

Yuan和Friedmann[7]也就复合材料弹性耦合对桨叶气弹稳定性问题作了研究。结果表明, 复合材料盒型梁的铺层方向对桨叶的稳定性有一定的影响, 尤其对无铰旋翼摆振方向的稳定性有很大影响。文中指出通过改变铺层可以改善其稳定性。

Smith和Chopra[8]将此项研究拓展到弹性耦合对前飞状态下旋翼气弹响应和桨叶载荷的影响上来。他们得出了以下结论: 弹性耦合对挥舞和摆振方向的响应没有太大的影响, 但对扭转响应的幅值

收稿日期: 2005-11-23; **收修改稿日期**: 2006-05-11
基金项目: 国家自然科学基金(10272012); 教育部新世纪优秀人才支持计划(NCET-04-0169)
通讯作者: 向锦武, 博士, 教授, 博士生导师, 主要从事飞行器设计、结构动力学等方面的研究工作 E-mail: xiangjwbj@sina.com

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

和相位却有很大的影响，进而影响桨叶载荷的分布，反对称铺层的桨叶 4 次/转的俯仰和滚转力矩比基准桨叶下降了 15 %之多。

本文中首先应用 Hamilton 原理来推导复合材料桨叶的有限元方程，然后对三种不同构型的复合材料桨叶进行动特性和气弹稳定性分析，着重研究了弹性耦合对桨叶固有频率和稳定性的影响。

1　复合材料桨叶运动方程

1.1　应变-位移关系

为了准确描述桨叶的变形情况，首先需要定义几个重要的坐标系：桨毂固定系($\hat{i}_{nr}$，$\hat{j}_{nr}$，$\hat{k}_{nr}$)和桨毂旋转系($\hat{i}_r$，$\hat{j}_r$，$\hat{k}_r$)；桨叶未变形系($\hat{i}_b$，$\hat{j}_b$，$\hat{k}_b$)和桨叶变形系($\hat{e}_x'$，$\hat{e}_\eta'$，$\hat{e}_\zeta'$)；单元坐标系($\hat{e}_x$，$\hat{e}_y$，$\hat{e}_z$)和($\hat{e}_x$，$\hat{e}_\eta$，$\hat{e}_\zeta$)，各坐标系的描述见文献[9]。

未变形桨叶上任一点的 P 的位置向量可表示为

$$r_0 = e\hat{i}_r + h\hat{i}_b + x\hat{e}_x + \eta\hat{e}_\eta + \zeta\hat{e}_\zeta \tag{1}$$

其中 e 和 h 的具体含义见文献[9]。

对应 P 点的基向量定义如下：

$$g_x = r_{0,x} = \hat{e}_x - \zeta\beta_{,x}\hat{e}_\eta + \eta\beta_{,x}\hat{e}_\zeta$$
$$g_\eta = r_{0,\eta} = \hat{e}_\eta$$
$$g_\zeta = r_{0,\zeta} = \hat{e}_\zeta \tag{2}$$

其中，$(\ )_{,j} = \dfrac{\partial(\ )}{\partial j}$。

忽略桨叶剖面面内变形，则桨叶变形后 P 点的位置向量可以表示为

$$r_1 = e\hat{i}_r + h\hat{i}_b + (x + u)\hat{e}_x + v\hat{e}_\eta + w\hat{e}_\zeta + \eta\hat{e}_\eta' + \zeta\hat{e}_\zeta' + \bar{\gamma}_{x\eta}\eta\hat{e}_x' + \bar{\gamma}_{x\zeta}\eta\hat{e}_x' + \lambda(x,\eta,\zeta)\hat{e}_x'$$

桨叶变形后 P 点的基向量可以定义如下：

$$G_x = r_{1,x} = [(1 + \varepsilon_{xx}) + \eta(\bar{\gamma}_{x\eta,x} - \kappa_\eta) + \zeta(\bar{\gamma}_{x\zeta,x} - \kappa_\zeta) + \lambda_{,x}]\hat{e}_x' - \zeta\tau\hat{e}_{,\eta}' + \eta\tau\hat{e}_{,\zeta}'$$
$$G_\eta = r_{1,\eta} = (\bar{\gamma}_{x\eta} + \lambda_{,\eta})\hat{e}_x' + \hat{e}_\eta'$$
$$G_\zeta = r_{1,\zeta} = (\bar{\gamma}_{x\zeta} + \lambda_{,\zeta})\hat{e}_x' + \hat{e}_\zeta' \tag{3}$$

其中：$\lambda(x,\eta,\zeta)$是剖面的面外翘曲函数；ε_{xx}、$\bar{\gamma}_{x\eta}$和$\bar{\gamma}_{x\zeta}$分别为桨叶弹性轴上的轴向正应变和剪应变。由文献[7]可知

$$\varepsilon_{xx} = u_{,x} + \frac{1}{2}(v_{,x})^2 + \frac{1}{2}(w_{,x})^2$$
$$\kappa_\eta = v_{,xx}\cos(\beta + \phi) + w_{,xx}\sin(\beta + \phi)$$
$$\kappa_\zeta = -v_{,xx}\sin(\beta + \phi) + w_{,xx}\cos(\beta + \phi)$$
$$\tau = \beta_{,x} + \phi_{,x}$$

由变形体的有限变形分析可知，应变张量是变形前后线元素平方差的度量，即

$$(\mathrm{d}r_1)^2 - (\mathrm{d}r_0)^2 = 2[\mathrm{d}x\ \ \mathrm{d}\eta\ \ \mathrm{d}\zeta][\varepsilon_{ij}]\begin{Bmatrix}\mathrm{d}x\\ \mathrm{d}\eta\\ \mathrm{d}\zeta\end{Bmatrix} \tag{4}$$

其中，$\mathrm{d}r_1 = G_x\mathrm{d}x + G_\eta\mathrm{d}\eta + G_\zeta\mathrm{d}\zeta$，

$\mathrm{d}r_0 = g_x\mathrm{d}x + g_\eta\mathrm{d}\eta + g_\zeta\mathrm{d}\zeta$。

把上式写成分量形式，应变张量的分量如下：

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2}(G_iG_j - g_ig_j),\quad i,j = x,\eta,\zeta \tag{5}$$

把式(2)和式(3)代入式(5)中，可得

$$\begin{aligned}\varepsilon_{xx} = {} & u_{,x} + \frac{1}{2}(v_{,x}) + \frac{1}{2}(w_{,x})^2 - \\ & v_{,xx}[\eta\cos(\beta + \phi) - \zeta\sin(\beta + \phi)] - \\ & w_{,xx}[\eta\sin(\beta + \phi) + \zeta\cos(\beta + \phi)] + \\ & (\eta^2 + \zeta^2)\left(\beta_{,x}\phi_{,x} + \frac{\phi_{,x}^2}{2}\right) + \\ & \lambda_{,x} + \beta_{,x}(\zeta\lambda_{,\eta} - \eta\lambda_{,\zeta}) + \\ & \eta(\bar{\gamma}_{x\eta,x} - \beta_{,x}\bar{\gamma}_{x\zeta}) + \zeta(\bar{\gamma}_{x\zeta,x} + \beta_{,x}\bar{\gamma}_{x\eta})\end{aligned}$$
$$\gamma_{x\eta} = 2\varepsilon_{x\eta} = \bar{\gamma}_{x\eta} - \zeta\phi_{,x} + \lambda_{,\eta}$$
$$\gamma_{x\zeta} = 2\varepsilon_{x\zeta} = \bar{\gamma}_{x\zeta} + \eta\phi_{,x} + \lambda_{,\zeta}$$

上式即为同时考虑剪切和翘曲影响的小应变、中等变形梁的应变-位移关系式。

1.2　本构关系

对于线弹性各向异性材料，其应力-应变关系如下：

$$\begin{Bmatrix}\sigma_{xx}\\ \sigma_{x\eta}\\ \sigma_{x\zeta}\\ \tau_{\eta\zeta}\\ \tau_{x\zeta}\\ \tau_{x\eta}\end{Bmatrix} = \begin{bmatrix}C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16}\\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26}\\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36}\\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46}\\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56}\\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66}\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\varepsilon_{xx}\\ \varepsilon_{x\eta}\\ \varepsilon_{x\zeta}\\ \gamma_{\eta\zeta}\\ \gamma_{x\zeta}\\ \gamma_{x\eta}\end{Bmatrix}$$

假定桨叶剖面内应力分量为零($\sigma_{\eta\eta} = \sigma_{\zeta\zeta} = \sigma_{\eta\zeta} = 0$)，则减缩形式的应力-应变关系为

$$\begin{Bmatrix}\sigma_{xx}\\ \tau_{x\zeta}\\ \tau_{x\eta}\end{Bmatrix} = \begin{bmatrix}\tilde{C}_{11} & \tilde{C}_{12} & \tilde{C}_{13}\\ \tilde{C}_{21} & \tilde{C}_{22} & \tilde{C}_{23}\\ \tilde{C}_{31} & \tilde{C}_{32} & \tilde{C}_{33}\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\varepsilon_{xx}\\ \gamma_{x\zeta}\\ \gamma_{x\eta}\end{Bmatrix}$$

其中，$\tilde{C} = A - DB^{-1}E$

$$A = \begin{bmatrix}C_{11} & C_{15} & C_{16}\\ C_{51} & C_{55} & C_{56}\\ C_{61} & C_{65} & C_{66}\end{bmatrix},\quad B = \begin{bmatrix}C_{22} & C_{23} & C_{24}\\ C_{32} & C_{33} & C_{34}\\ C_{42} & C_{43} & C_{44}\end{bmatrix}$$

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

$$D = \begin{bmatrix} C_{12} & C_{13} & C_{14} \\ C_{52} & C_{53} & C_{54} \\ C_{62} & C_{63} & C_{64} \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} C_{21} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{45} & C_{46} \end{bmatrix}$$

1.3 桨叶运动方程

桨叶的非线性运动方程可由 Hamilton 原理来推导。翘曲函数取 $\lambda(x, \eta, \zeta) = \alpha(x)\eta\zeta$。气动模型采用准定常升力线理论和 Drees 线性入流模型，考虑空气压缩性和返流区影响，计及桨尖升力损失。沿着展向把桨叶划分为若干个梁单元，则 Hamilton 原理的离散形式可以写成

$$\sum_{i=1}^{N_e} \int_0^t (\delta U_i + \delta T_i - \delta W_i)\,\mathrm{d}t = 0 \qquad (6)$$

其中：δU_i、δT_i 和 δW_i 分别为桨叶单元的应变能变分、动能变分和外力功变分；N_e 为梁单元的数目。

$$\delta U_i = \int_0^L \iint_A \begin{Bmatrix} \delta\varepsilon_{xx} \\ \delta\gamma_{x\zeta} \\ \delta\gamma_{x\eta} \end{Bmatrix}^{\mathrm{T}} [\tilde{C}] \begin{Bmatrix} \delta\varepsilon_{xx} \\ \delta\gamma_{x\zeta} \\ \delta\gamma_{x\eta} \end{Bmatrix} \mathrm{d}A\,\mathrm{d}x$$

$$\delta T_i = \int_0^L \iint_A (\rho V \delta V)\,\mathrm{d}A\,\mathrm{d}x$$

$$\delta W_i = \int_0^L (L_u \delta u + L_v \delta v + L_w \delta w + M_\phi \delta\phi + L_{\bar{\gamma}_{x\eta}} \delta\bar{\gamma}_{x\eta} + L_{\bar{\gamma}_{x\zeta}} \delta\bar{\gamma}_{x\zeta})\,\mathrm{d}x$$

图 1 给出了本文中所用梁单元的节点位移示意图。在单元内部配置两个轴向位移节点 4、5，一个扭转节点 3。因此所采用的梁单元具有 5 个节点、共 21 个自由度。

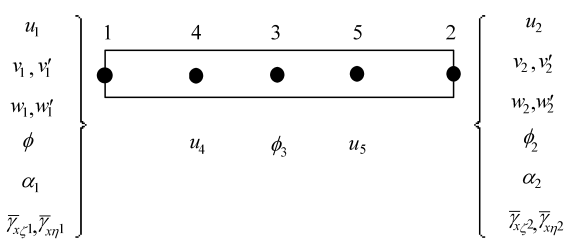

图 1 单元节点位移示意图

Fig. 1 Twenty-one DOF beam element

把 δU_i、δT_i 和 δW_i 的具体形式代入式(6)中，按照文献[10]所提出的有限元方法进行整理，得到桨叶运动方程为

$$M(q)\ddot{q} + C(q)\dot{q} + K(q)q = F(q, \dot{q}) \qquad (7)$$

其中，M、C、K 和 F 分别是整体质量矩阵、阻尼矩阵、刚度矩阵和力向量。

2 稳定性分析

旋翼桨叶的气弹稳定性问题是指桨叶在平衡位置受外界扰动后，桨叶的运动是收敛还是发散的问题。这里只考虑直升机悬停时桨叶的气弹稳定性问题，去掉所有和时间有关的项，将方程(7)分解成非线性平衡方程和关于平衡位置的线性化扰动方程。假设非线性方程(7)的解 q 由平衡态解 q_0 和扰动解 Δq 组成，即 $q = q_0 + \Delta q$，代入式(7)得

$$K(q_0)q_0 = F(q_0) \qquad (8)$$

$$M(q_0)\Delta\ddot{q} + C(q_0)\Delta\dot{q} + K(q_0\Delta q) = 0 \qquad (9)$$

方程(8)为非线性方程组，用迭代法求解。将平衡态解 q_0 代入线性化扰动方程(9)可求得方程组的特征值，特征值的实部反映的是响应的增长和衰减。如果特征值的实部全都小于零，那么桨叶运动是稳定的；如果特征值的实部中有一个大于零，那么桨叶运动是不稳定的。

3 计算实例

本文作者根据上述理论和方法编写了相应的计算程序，并对文献[11]中的例子进行了计算比较。图 2 给出了旋翼悬停时桨叶摆振一阶阻尼随拉力的变化曲线。从图 2 可以看出，本文中和文献[11]的计算结果具有很好的吻合性。

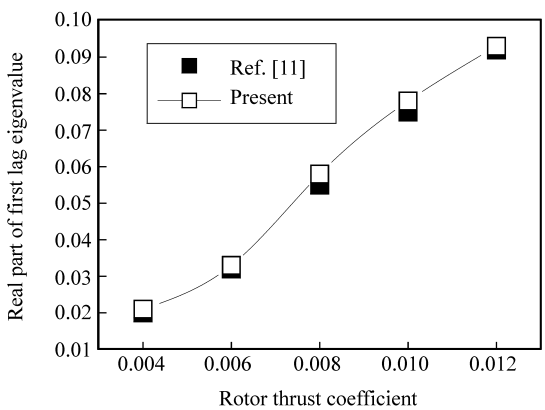

图 2 摆振一阶模态特征值实部随拉力的变化

Fig. 2 Variation of lag mode stability with thrust (in hover)

本文中着重研究复合材料耦合效应对桨叶固有频率和气弹稳定性的影响。算例采用四片无铰旋翼进行分析计算，具体特性参数见表 1。算例桨叶剖面结构如图 3，其蒙皮和盒型梁均由复合材料铺设而成。盒型梁桨叶几何尺寸和材料特性见表 2。这里给出了复合材料桨叶的三种构型供研究，具体铺层见表 3。

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

表 1　算例直升机旋翼的特性参数

Table 1　Rotor properties of model helicopter

Radius/ m	Rotor speed/ (r · min^{-1})	Lock number	Solidity	Mass per unit length/ (kg · m^{-1})	Hub radius/ m	Blade chord/ m
4.938	383	6.340	0.100	6.460	0.197	0.395

表 2　盒型梁桨叶的几何尺寸及材料特性

Table 2　Composite blade material properties and physical dimensions

	E_{11}/ GPa	E_{22}/ GPa	G_{12}/ GPa	ν_{12}	Box width/ m	Box depth/ m	Number of plies	Ply thickness/ mm
Beam	142	9.78	6.06	0.42	0.203	0.038	28	0.127
Skin	207	5.17	2.55	0.25			6	0.1

表 3　复合材料盒型梁桨叶铺层

Table 3　Configuration of different composite box- beam blades

	Top	Bottom	Left	Right	Skin
Baseline	$[0_4/(15/-15)_3/(30/-30)_2]_S$	$[0_4/(15/-15)_3/(30/-30)_2]_S$	$[0_4/(15/-15)_3/(30/-30)_2]_S$	$[0_4/(15/-15)_3/(30/-30)_2]_S$	$(45/-45)_3$
Case 1	$[0_4/(15)_6/(30)_4]_S$	$[0_4/(15)_6/(30)_4]_S$	$[0_4/(15/-15)_3/(30/-30)_2]_S$	$[0_4/(15/-15)_3/(30/-30)_2]_S$	$(45)_6$
Case 2	$[0_4/(-15)_6/(-30)_4]_S$	$[0_4/(-15)_6/(-30)_4]_S$	$[0_4/(15/-15)_3/(30/-30)_2]_S$	$[0_4/(15/-15)_3/(30/-30)_2]_S$	$(-45)_6$

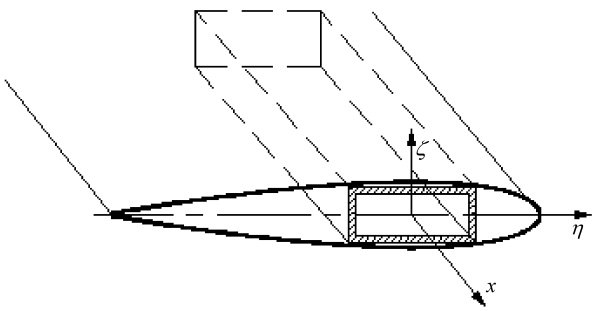

图 3　桨叶剖面结构

Fig. 3　Geometry of composite blade

3.1　耦合效应对桨叶固有特性的影响

表 4 给出了旋转复合材料盒型梁固有频率的计算结果，并与文献[11]的计算结果进行了比较。从表 4 可以看出弯曲低阶频率和文献[11]所给出的结果有良好的吻合性，只是扭转一阶频率的计算误差稍微大一些。从而验证了本文中提出的分析复合材料桨叶动特性理论和方法的正确性。

表 5 给出了三种桨叶刚度的计算值。表 6 给出了三种构型复合材料桨叶固有频率的计算结果。从表 6 可以看出，复合材料的耦合效应对桨叶固有频率的影响很小，原因在于固有频率值的大小取决桨叶的质量刚度分布。图 4 和图 5 给出了弹性耦合对振型的影响。可以看出，弹性耦合改变了桨叶的固有振型分布，使弯曲和扭转运动之间存在着很强的耦合。

表 4　旋转复合材料盒型梁固有频率计算(385 转/ 分)

Table 4　Rotating frequencies of composite box- beam (385r · min^{-1})

	Natural frequency/ Hz		Error/ %
	Present	Ref. [11]	
Flap 1	7.30	7.32	0.3
Lag 1	9.09	9.11	0.2
Flap 2	21.40	21.37	0.2
Torsion 1	28.45	29.00	1.9

表 5　复合材料桨叶刚度

Table 5　Composite blade stiffness

Stiffness	Baseline	Case 1	Case 2
Flap bending stiffness/ (N · m^2)	12209.61	12209.61	12209.61
Lag bending stiffness/ (N · m^2)	21214.19	21214.19	21214.19
Torsion stiffness/ (N · m^2)	12820.09	12820.09	12820.09
Flap bending- torsion stiffness/ (N · m^2)	0	213.67	- 213.67

3.2　耦合效应对桨叶气弹稳定性的影响

这里研究的桨叶气弹稳定性仅限于直升机悬停状态。图6给出了三种构型桨叶稳定性的比较结

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

表 6　旋转复合材料桨叶固有频率

Table 6　Composite blade rotating frequency　Hz

	Flap 1	Lag 1	Flap 2	Torsion 1
Baseline	7.28	9.60	21.49	43.58
Case 1	7.27	9.60	21.37	43.57
Case 2	7.27	9.60	21.37	43.57

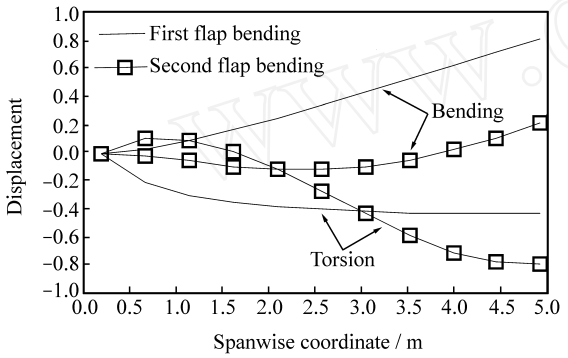

图 4　挥舞弯曲前两阶振型(Case 1)

Fig. 4　Mode shapes of first two flap bending(Case 1)

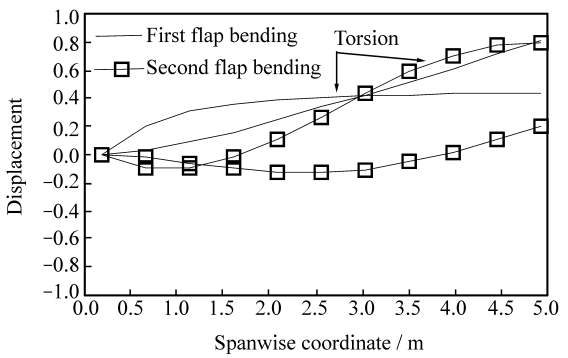

图 5　挥舞弯曲前两阶振型(Case 2)

Fig. 5　Mode shapes of first two flap bending(Case 2)

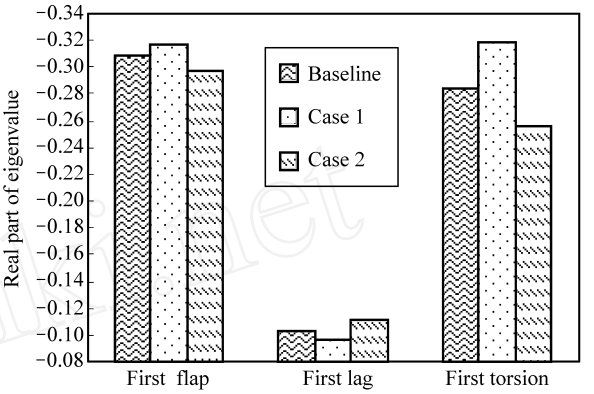

图 6　三种构型桨叶稳定性比较(C_T = 0.0033，μ = 0)

Fig. 6　Lag mode stability in hover(C_T = 0.0033)

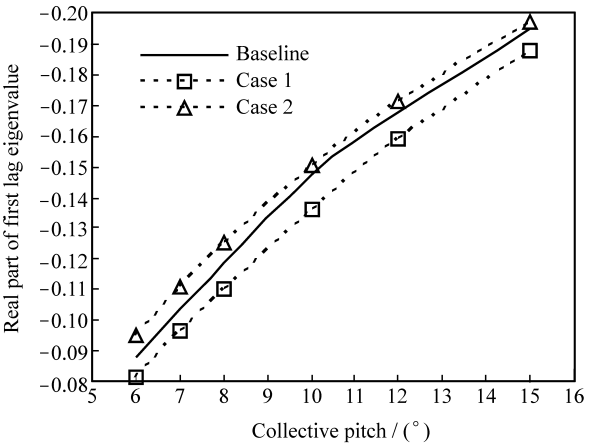

图 7　三种桨叶摆振一阶稳定性随总距角的变化(μ = 0)

Fig. 7　Variation of lag mode stability with collective pitch(in hover)

果。从图 6 可以看出，负的挥舞-扭转耦合(Case 1)和正的挥舞-扭转耦合(Case 2)对桨叶挥舞一阶、摆振一阶和扭转一阶稳定性均有不同程度的影响。

无铰旋翼桨叶摆振一阶的阻尼最小，最值得研究。从图 6 可以得出，负的挥舞-扭转耦合使得桨叶摆振一阶阻尼减少 6.9 %；而正的挥舞-扭转耦合却使得桨叶摆振一阶阻尼增加了 7 %。

图 7 给出了三种构型桨叶摆振一阶阻尼随总距角的变化曲线。从图 7 可以清楚地看出在总距角从 6 到 15 °的变化范围内，负的挥舞-扭转耦合均降低桨叶摆振一阶的稳定性；正的挥舞-扭转耦合均提高摆振一阶的稳定性。

4　结　论

给出了分析复合材料桨叶动特性和气弹稳定性的方法，研究了复合材料弹性耦合对桨叶固有频率和气弹稳定性的影响，得出结论如下：

(1) 弹性耦合对桨叶固有频率的影响不大，但却改变了固有振型的分布，使得挥舞-摆振-扭转运动之间存在很强的耦合。

(2) 挥舞-扭转耦合对桨叶气弹稳定性有一定程度的影响，可以通过改变铺层方向来改善桨叶的稳定性。

(3) 对无铰旋翼而言，摆振一阶阻尼最小；正的挥舞-扭转耦合会提高摆振一阶的稳定性，负的挥舞-扭转耦合则降低其稳定性。

因此，合理的铺层设计可以改善复合材料桨叶

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

的气弹稳定性。

参考文献:

[1] 向锦武, 张晓谷, 赵　翔. 直升机旋翼桨叶截面刚度的有限元计算 [J]. 航空动力学报, 1998, 13(2): 206 - 208.
Xiang Jinwu, Zhang Xiaogu, Zhao Xiang. A calculation of cross-sectional stiffness of composite helicopter blade [J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(2): 206 - 208.

[2] 高福安. 复合材料桨叶动力学设计技术 [J]. 航空科学技术, 1998, 2(1): 16 - 17.
Gao Fuan. Dynamic design of composite blades [J]. Aeronautical Science and Technology, 1998, 2(1): 16 - 17.

[3] 邓忠民, 诸德超. 复合材料力学特性分析 [J]. 复合材料学报, 2001, 18(1): 1 - 6.
Deng Zhongmin, Zhu Dechao. Analysis on mechanical characteristics of composite thin-walled beam [J]. Acta Materiae Composite Sinica, 2001, 18(1): 1 - 6.

[4] 向锦武, 张晓谷. 直升机旋翼桨叶气弹优化减振设计方法 [J]. 航空动力学报, 1999, 14(2): 212 - 214.
Xiang Jinwu, Zhang Xiaogu. Aeroelastic optimization of a helicopter rotor with single-cell composite blades for vibration reduction [J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(2): 212 - 214.

[5] Hong C H, Chopra I. Aeroelastic stability analysis of a composite rotor blade [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1985, 30(2): 57 - 67.

[6] Panda B, Chopra I. Dynamics of composite rotor blades in forward flight [J]. Vertica, 1987, 11(1/2): 107 - 209.

[7] Yuan K A, Friedmann P P. Venkatesan C. Aeroelastic behavior of composite rotor blades with swept tips [C] // 48th Annual Forum of the AHS. Alexandria: AHS, 1992: 1039 - 1059.

[8] Smith E C, Chopra I. Aeroelastic response and blade loads of a composite rotor in forward flight, AIAA-92-2566-CP [R]. New York: AIAA, 1992.

[9] Friedmann P P, Yuan K A. Terlizzi M D. An aeroelastic model for composite rotor blades with straight and swept tips Ⅰ: Aeroelastic stability in hover [J]. International Journal of Non-linear Mechanics, 2002, 37(1): 967 - 986.

[10] Sivaneri N T, Chopra I. Finite element analysis for bearingless rotor blade aeroelasticity [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1984, 29(2): 42 - 51.

[11] Smith E C. Vibration and flutter of stiff-inplane elastically tailored composite rotor blades, AIAA-93-1302 [R]. New York: AIAA, 1993

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net