

文章编号:1000-8055(2013)05-1086-09

基于自由尾迹方法的复合材料无铰式旋翼气弹稳定性分析

肖 宇, 徐国华, 招启军

(南京航空航天大学 航空宇航学院

直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 基于有限元理论及自由尾迹方法, 建立了一套适用于各向异性复合材料无铰式旋翼的气弹稳定性分析方法. 为了模拟复合材料旋翼气弹特性, 截面特性参数采用二维线性有限元方法分析得到, 展向一维梁则采用考虑剪切变形的 23 自由度非线性梁单元模拟, 并将自由尾迹分析模型用于计算旋翼非均匀诱导速度场, 基于升力线模型构建了一个高效且较为精细的气动分析模块. 在此基础上开展了无铰式旋翼气弹稳定性分析, 算例计算及验证表明建立的模型能有效地用于复合材料旋翼非定常气动载荷预估及进行气弹稳定性分析. 最后细致分析并获得了复合材料铺层角对无铰式旋翼气弹稳定性参数的影响规律, 结果表明: 算例在小拉力系数(0.0025)下, 截面竖直铺层角在 10° 到 25° 会发生气弹稳定性问题, 这在真实型号设计中应当注意避免.

关 键 词: 旋翼; 自由尾迹; 气弹稳定性; 截面特性; 复合材料

中图分类号: V211.47

文献标志码: A

Aeroelastic stability analysis of composite hingeless rotor based on free-wake model

XIAO Yu, XU Guo-hua, ZHAO Qi-jun

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

College of Aeronautics and Astronautics,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on finite element method (FEM) and free-wake method, an aeroelastic stability analysis model of composite hingeless rotor was developed. In order to simulate the aeroelastic behavior of composite rotor, 2-D linear FEM analysis was employed to obtain the sectional properties, and 1-D beam was modeled by 23 degree of freedom (DOF) nonlinear beam element which included transverse shears. The free-wake model was adopted to calculate non-uniform induced velocity field, and a highly-efficient and accurate aerodynamics analysis module was established by using lifting-line theory. On the basis of these, the stability analysis for composite hingeless rotor was carried out. It is demonstrated by numerical simulation that the present model is capable to predict unsteady airloads and aeroelastic stability characteristics of composite rotor. Finally, the effect of material ply orientation on hingeless rotor aeroelastic stability was analyzed, and it can be seen from the results that un-

收稿日期: 2012-05-23

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130508.0949.201305.1086_017.html

作者简介: 肖宇(1986—), 男, 江苏张家港人, 博士生, 主要从事直升机旋翼 CFD/CSD 耦合技术、直升机空气动力学研究.

通讯作者: 徐国华(1963—), 男, 江西临川人, 教授、博士生导师, 主要从事直升机空气动力学、直升机计算流体力学研究.

der the condition of low thrust coefficient (0.0025), the rotor aeroelastic instability may occur when ply angle of the vertical wall varies between 10° and 25° , which should be avoided in rotor design.

Key words: rotor; free-wake; aeroelastic stability; sectional properties; composite material

随着直升机技术的发展,旋翼系统设计越来越受到研究人员重视,传统金属材料铰接式旋翼已无法满足现代直升机技术发展的需求,而由于复合材料无铰式旋翼在保留复合材料疲劳寿命长、易于动力学剪裁等优点的同时,又具有良好的可维护性、优越的飞行性能等传统旋翼所不具备的优点,因而受到越来越多的关注。但是,该类型旋翼同样存在着致命的缺点,即气弹稳定性问题,而这可以通过调整桨叶复合材料铺层厚度及角度来尽可能避免。因此,开展复合材料铺层对无铰式旋翼气弹稳定性的参数影响研究具有很重要的工程应用价值。

由于复合材料无铰式旋翼挥舞、摆振、扭转自由度之间存在高度弹性耦合,一般采用有限元法建立分析模型,而考虑到桨叶较大弹性变形情况,该模型又必须考虑几何非线性因素;此外复合材料的采用也增加了气弹稳定性分析的难度,因而复合材料无铰式旋翼的气弹稳定性分析要比传统旋翼复杂得多。直到1985年,Hong和Chopra才首次进行了复合材料无铰式旋翼的气弹稳定性分析^[1],但其二维截面分析采用解析法,具有很大的局限性,而且一维梁模型也只在各项同性桨叶分析基础上加入了某些耦合项,梁单元仍然为传统的15自由度。随后,Smith和Chopra在此基础上对梁模型进行了改进^[2],采用了全新的19自由度梁,包含了对复合材料旋翼建模来说至关重要的剪切自由度,但是二维截面则依旧采用解析法分析。Friedmann和Yuan等人也进行了相关分析^[3],二维截面采用基于圣维南原理的有限元分析,一定程度上提高了对复杂截面的分析能力,一维梁则采用了23自由度梁单元,从而更加准确地进行建模。2009年,Friedmann和Glaz等人在此基础上又进行了改进^[4],把原来二维截面分析替换为更加精确的VABS(variational asymptotic beam sectional analysis)分析,从而一定程度上提高了气弹稳定性分析精度。另外,Fulton和Hodges也进行了相关研究^[5-6]。上述分析方法和结果为复合材料在无铰式旋翼上的实际应用打下了基础。

国内在这方面开展的研究较少,石庆华和向锦武^[7]采用Giavotto截面分析理论^[8]和20自由度梁单元,主要进行了桨根柔性梁复合材料铺层的研究,获得了一些有价值的结果。但是,上述气弹稳定性分析大都采用均匀入流结合二维准定常模型的气动模型,高文杰和向锦武虽然采用了有限状态入流分析了无轴承旋翼的气弹稳定性,但也仅仅局限于各向同性桨叶^[9]。

鉴于此,本文尝试将较为精细的自由尾迹模型引入复合材料无铰式旋翼气弹稳定性分析中,旨在提高其气动力分析精度。为了改善桨叶的弹性变形分析精度,桨叶截面特性采用Giavotto理论分析计算,桨叶变形则采用考虑剪切自由度的23自由度非线性梁单元来模拟。在此基础上构建一个较为精细的、相对完善的复合材料旋翼气弹稳定性分析方法,并用于旋翼气弹稳定性分析中,获得了关于复合材料铺层角对无铰旋翼气弹稳定性的参数影响特性。

1 旋翼结构分析模型

1.1 二维截面分析模型

复合材料截面特性分析关键之处在于Timoshenko刚度矩阵的计算,下面简要介绍本文采用的Giavotto截面分析模型。假设梁截面为非均匀各项异性材料构成,坐标系原点定在截面形心, x_1 沿桨叶展向指向桨尖,而 x_2, x_3 分别为截面弦向和法向。根据虚功原理,单位长度截面有

$$\int_A (\delta\{s\}^T \{p\})_{,1} dA = \int_A \delta\{\epsilon\}^T \{\sigma\} dA \quad (1)$$

其中 $\{\epsilon\}$ 和 $\{\sigma\}$ 分别为旋翼桨叶截面的应变和应力张量, $\{p\} = \{\sigma_{12}, \sigma_{13}, \sigma_{11}\}$ 为面外应力矢量, $\{s\}$ 为截面变形量,包括了截面翘曲 $\{g\}$ 及刚体位移 $\{r\}$,即 $\{s\} = \{g\} + [Z]\{r\}$, $[Z]$ 定义如下:

$$[Z] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -x_3 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & x_2 \\ 0 & 0 & 1 & x_3 & -x_2 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

对截面翘曲 $\{g\}$ 引入插值函数 $[N]$,将插值表达式 $\{g(x_1, x_2, x_3)\} = [N(x_2, x_3)]\{u(x_1)\}$ 代

入式(2),进行推导处理,最终得到

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} M & C & L \\ C^T & E & R \\ L^T & R^T & A \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_{,1} \\ u \\ \psi \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} P \\ P_{,1} \\ \theta \end{Bmatrix} \\ \{\theta_{,1}\} = [T]^T \{\theta\} \end{cases} \quad (3)$$

其中 $[T]$ 为 6×6 常数矩阵,除 $T(1,5)=-1, T(2,4)=1$ 外都为0。 $\{u\}$ 为截面翘曲位移, $\{\psi\}$ 与截面刚体位移有关, $\{\theta\}$ 则为截面合力。

式(3)的解由特解和通解构成,对于一个足够长的柔性梁来说,通解是坐标 x_1 的函数,代表着应力沿轴向的分布,与根部约束有关,特解则是坐标 x_2 和 x_3 的函数,只与截面形状有关。对于截面特性计算来说,只需求解其特解即可。假设特解满足方程

$$\begin{cases} \{\theta\} = ([I] + x_1[T]^T)\{\theta_0\} \\ \{u\} = ([u_0] + x_1[u_1])\{\theta_0\} \\ \{P\} = ([P_0] + x_1[P_1])\{\theta_0\} \\ \{\psi\} = ([\psi_0] + x_1[\psi_1])\{\theta_0\} \end{cases} \quad (4)$$

代入式(3),最终得到代数方程组

$$\begin{cases} [H] \begin{bmatrix} u_1 \\ \psi_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ T^T \end{bmatrix} \\ [P_1] = [C]^T [u_1] + [L][\psi_1] \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} [H] \begin{bmatrix} u_0 \\ \psi_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -C \\ -L^T \end{bmatrix} [u_1] + \begin{bmatrix} P_1 \\ I \end{bmatrix} \\ [P_0] = [M][u_1] + [C]^T [u_0] + [L][\psi_0] \end{cases} \quad (6)$$

$$[H] = \begin{bmatrix} E & R \\ R^T & A \end{bmatrix} \quad (7)$$

从上往下依次求解 $[u_1], [\psi_1], [P_1], [u_0], [\psi_0]$ 和 $[P_0]$ 便可求得方程的特解,另外,由于系数矩阵 $[H]$ 为奇异阵,包含6个刚体自由度,在进行求解前必须施加6个约束,约束处理参见文献[10]。最终截面柔度矩阵可以写为 $[F] = [\psi_0]^T + [u_0]^T [P_1] + [u_1]^T [P_0]$,从而得到截面刚度矩阵

$$[K] = [F]^{-1} \quad (8)$$

1.2 一维梁分析模型

一维梁模型采用Friedmann和Yuan等人提出的YF(Yuan-Friedmann)模型^[3],其应变关系如下式所示:

$$\gamma_{11} = \bar{\gamma}_{11} + w_{1,1} + k_1(x_3 w_{1,2} - x_2 w_{1,3}) - x_2 k_3 + x_3 k_2 + \frac{1}{2}(x_2^2 + x_3^2)k_1^2 \quad (9)$$

$$\gamma_{12} = \bar{\gamma}_{12} + w_{1,2} - x_3 k_1 \quad (10)$$

$$\gamma_{13} = \bar{\gamma}_{13} + w_{1,3} + x_2 k_1 \quad (11)$$

其中 γ_{11}, γ_{12} 和 γ_{13} 为截面坐标 (x_2, x_3) 处的轴向及剪切方向应变;带上划线的 $\bar{\gamma}_{11}, \bar{\gamma}_{12}$ 和 $\bar{\gamma}_{13}$ 表示相应弹性轴处的应变; k_1, k_2 和 k_3 则为3个方向的曲率; w 为截面翘曲。

根据YF模型的截面应变能,有

$$U = \frac{1}{2} \iint_A \{\gamma_Y\} [Y] \{\gamma_Y\}^T dA + H. O. T. \quad (12)$$

其中 $[Y]$ 为 9×9 的刚度阵, $\{\gamma_Y\}$ 为 1×9 的向量,其具体形式参见文献[4]。

为了将采用Giavotto理论计算得到的截面特性与YF模型相结合,将式(9)~式(11)代入式(12)中,得到

$$U = U_1 + U_2 + H. O. T. \quad (13)$$

式中 U_1 为应变能线性项, U_2 为应变能非线性项,分别表达如下:

$$U_1 = \frac{1}{2} \{\gamma\} [Y_1] \{\gamma\}^T = \frac{1}{2} \{\gamma\} [K] \{\gamma\}^T \quad (14)$$

$$U_2 = k_1^2 \{Y_{nl}\} \{\gamma\}^T \quad (15)$$

其中

$$\begin{aligned} \{Y_{nl}\} &= \left\{ Y_{17} \quad Y_{27} \quad Y_{37} \quad Y_{47} + Y_{77} \frac{k_1}{2} \quad Y_{57} \quad Y_{67} \right\} \\ \{\gamma\} &= \{ \gamma_{11} \quad \gamma_{12} \quad \gamma_{13} \quad k_1 \quad k_2 \quad k_3 \} \end{aligned} \quad (16)$$

对于线性应变能 U_1 , YF模型中刚度系数 $[Y_1]$ 与二维截面分析得到的刚度阵 K 可以一一对应,而对于非线性应变能 U_2 ,由于本文二维截面分析基于线性理论,无法提供 $\{Y_{nl}\}$ 中的系数,所以具体实现时将除 Y_{17} 外的其他参数设置为0。对于 Y_{17} 项,可取值如下:

$$Y_{17} = K_{55} + K_{66} \quad (17)$$

该项体现了梯形效应,代表着高阶拉升扭转耦合,对工作在离心力场的直升机旋翼尤为重要^[4]。

2 旋翼气动分析模型

2.1 自由尾迹分析模型

旋翼桨叶在尾迹求解时采用Weissinger-L的2阶升力线模型来替代,如图1所示。将每片桨叶分成 N 段,每段由相应的附着涡系来代替,该附着涡系由桨叶 $1/4$ 弦线处的附着涡和弦向涡段

组成,每段附着涡系在 $3/4$ 弦线中点位置处布置有控制点.尾随涡及脱体涡从后缘脱出后,以当地速度向下游移动.为了提高计算效率,将整个尾迹分成近尾迹和远尾迹两部分^[11].近尾迹由尾随涡和脱体涡形成的涡网格构成.远尾迹则由单独卷起的桨尖涡构成.

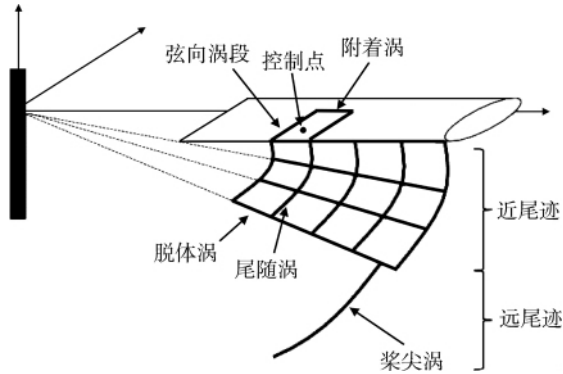


图 1 自由尾迹计算模型

Fig. 1 Free-wake calculational model

对于刚性桨叶来说,附着涡、弦向涡段、控制点及后缘位置等坐标都是固定的,由开始的刚性桨叶外形确定,而对于本文采用的弹性旋翼模型来说,坐标的确定则要复杂得多.弹性轴的坐标由前一周期弹性变形后坐标插值得到,而通过假设截面不发生变形,可以得到截面其他点坐标(控制点及后缘等),从而实现了结构弹性变形向自由尾迹计算的信息传递.

针对自由尾迹涡线,其满足控制方程

$$\frac{\partial \mathbf{r}(\psi, \zeta)}{\partial \psi} + \frac{\partial \mathbf{r}(\psi, \zeta)}{\partial \zeta} = \frac{1}{\Omega} \{ \mathbf{V}_{\infty} + \mathbf{V}_{\text{ind}}[\mathbf{r}(\psi, \zeta)] \} \quad (18)$$

式中 $\mathbf{r}(\psi, \zeta)$ 为尾迹定位点位置矢量, ψ 为桨叶方位角, ζ 为尾迹寿命角, $\mathbf{V}_{\infty}$ 为自由来流速度, $\mathbf{V}_{\text{ind}}$ 为所有尾迹涡线对该定位点产生的诱导速度,包括了附着涡系、尾随涡系、脱体涡系和桨尖涡系等.

对式(18)进行数值求解,首先必须对方程左端两个偏导项进行差分近似,本文采用 5 点中心差分格式,具体表达为

$$\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \psi} = \frac{1}{2\Delta\psi} [\mathbf{r}_{i,j} + \mathbf{r}_{i,j-1} - \mathbf{r}_{i-1,j} - \mathbf{r}_{i-1,j-1}] \quad (19)$$

$$\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \zeta} = \frac{1}{2\Delta\zeta} [\mathbf{r}_{i,j} - \mathbf{r}_{i,j-1} + \mathbf{r}_{i-1,j} - \mathbf{r}_{i-1,j-1}] \quad (20)$$

而右端的诱导速度项则采用相邻 4 点的平均值,有

$$\mathbf{V}_{\text{ind}} = \frac{1}{4} [\mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}_{i,j}) + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}_{i,j-1}) + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}_{i-1,j}) + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}_{i-1,j-1})] \quad (21)$$

因此式(18)可改写为

$$\mathbf{r}_{i,j} = \mathbf{r}_{i-1,j-1} + \left(\frac{\Delta\psi - \Delta\zeta}{\Delta\psi + \Delta\zeta} \right) (\mathbf{r}_{i,j-1} - \mathbf{r}_{i-1,j}) + \frac{2}{\Omega} \left(\frac{\Delta\psi\Delta\zeta}{\Delta\psi + \Delta\zeta} \right) \left\{ \mathbf{V}_{\infty} + \frac{1}{4} [\mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}_{i,j}) + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}_{i,j-1}) + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}_{i-1,j}) + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}_{i-1,j-1})] \right\} \quad (22)$$

得到离散方程后进行迭代求解,本文采用预测-校正-松弛组合迭代求解方法进行.

1) 预测步

$$\mathbf{r}'_{i,j} = \mathbf{r}'_{i-1,j-1} + \left(\frac{\Delta\psi - \Delta\zeta}{\Delta\psi + \Delta\zeta} \right) (\mathbf{r}'_{i,j-1} - \mathbf{r}'_{i-1,j}) + \frac{2}{\Omega} \left(\frac{\Delta\psi\Delta\zeta}{\Delta\psi + \Delta\zeta} \right) \left\{ \mathbf{V}_{\infty} + \frac{1}{4} [\mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}'_{i,j}) + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}'_{i,j-1}) + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}'_{i-1,j}) + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}'_{i-1,j-1})] \right\} \quad (23)$$

2) 校正步

$$\mathbf{r}^n_{i,j} = \mathbf{r}^n_{i-1,j-1} + \left(\frac{\Delta\psi - \Delta\zeta}{\Delta\psi + \Delta\zeta} \right) (\mathbf{r}^n_{i,j-1} - \mathbf{r}^n_{i-1,j}) + \frac{2}{\Omega} \left(\frac{\Delta\psi\Delta\zeta}{\Delta\psi + \Delta\zeta} \right) \left\{ \mathbf{V}_{\infty} + \frac{1}{8} [(\mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}^{n-1}_{i,j}) + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}^{n-1}_{i,j-1})) + (\mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}^{n-1}_{i-1,j}) + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}^{n-1}_{i-1,j-1})) + (\mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}^n_{i,j}) + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}^n_{i,j-1})) + (\mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}^n_{i-1,j}) + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}^n_{i-1,j-1}))] \right\} \quad (24)$$

3) 松弛步

$$\mathbf{r}^n_{i,j} = \epsilon \mathbf{r}^n_{i,j} + (1 - \epsilon) \mathbf{r}^{n-1}_{i,j} \quad (25)$$

其中 $\epsilon (0 < \epsilon \leq 1)$ 为松弛因子.

2.2 桨叶截面气动力模型

气动力模型采用 Greenberg 二维准定常气动力模型^[12],如图 2 所示.其中坐标系 e'_η, e'_ζ 建立在桨叶变形后状态上, U'_η 和 U'_ζ 为桨叶弹性轴上一点相对空气的运动速度, θ 为变距角. L, M, D 分别是在该坐标系下的翼型升力、力矩和阻力,计算公式如下:

$$L = \frac{1}{2} a \rho_a b^2 \left[-\dot{U}'_\zeta - \left(X - \frac{1}{2} b \right) \ddot{\theta} \right] + a \rho_a b (U'_\eta - U'_\zeta \theta) [-U'_\zeta + (b - X) \dot{\theta}] \quad (26)$$

$$M = -\frac{1}{2}a\rho_a b^2 \left\{ \left(X - \frac{1}{2}b \right) \dot{U}'_{\xi} + \frac{1}{2}b(U'_{\eta} - U'_{\xi}\theta)\dot{\theta} + \left[\frac{1}{8}b^2 + \left(X - \frac{1}{2}b \right)^2 \right] \ddot{\theta} \right\} + a\rho_a bX(U'_{\eta} - U'_{\xi}\theta)[-U'_{\xi} + (b-X)\dot{\theta}] \quad (27)$$

$$D = C_{d0}\rho_a b(U'^2_{\eta} + U'^2_{\xi}) \quad (28)$$

其中 ρ_a 为空气密度, a 为升力线斜率, b 为半弦长, X 为力矩中心相对弹性轴的前置量。

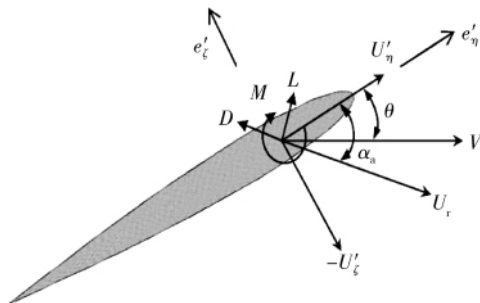


图2 翼型气动力模型示意图

Fig. 2 Schematic diagram of airfoil aerodynamic model

3 旋翼气弹分析模型

3.1 气弹稳定性分析模型

将上述模型代入哈密尔顿原理表达式中, 推导得到描述旋翼运动的偏微分方程组, 采用 YF 模型²³ 自由度梁单元进行空间离散, 最终得到时变的非线性常微分方程组如下:

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq + F = 0 \quad (29)$$

采用 Newmark-beta 法^[13] 求解其稳态周期响应, 然后在该响应求解基础上对式(29)进行线性化处理, 得到

$$\bar{M}\Delta\ddot{q}_{\psi} + \bar{C}\Delta\dot{q}_{\psi} + \bar{K}\Delta q_{\psi} + \text{H. O. T.} = 0 \quad (30)$$

其中 $\bar{M}$, $\bar{C}$ 和 $\bar{K}$ 为线性系统的质量阵、阻尼阵和刚度阵, 忽略高阶项, 对 2 阶线性方程组进行降阶转成状态空间表达, 得到 $\dot{z} = A(\psi)z$, 其中

$$z = \begin{Bmatrix} \Delta q_{\psi} \\ \Delta \dot{q}_{\psi} \end{Bmatrix}$$

$$A(\psi) = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\bar{M}^{-1}\bar{K} & -\bar{M}^{-1}\bar{C} \end{bmatrix} \quad (31)$$

由于系统矩阵 A 具有周期性, 首先必须求解一个周期上的状态转移矩阵 $\phi(2\pi, 0)$, 再对该矩阵进行特征值分析, 求得特征乘子 $\Delta_j = Z_j + i\Omega_j$, 而特征指数 $\lambda_j = \zeta_j + i\omega_j$ 则可通过下式计算得到:

$$\zeta_j = \frac{1}{2\pi} \ln(Z_j^2 + \Omega_j^2)$$

$$\omega_j = \frac{1}{\tau} \arctan\left(\frac{\Omega_j}{Z_j}\right) \quad (32)$$

其中 $\tau = 2\pi$. 特征指数实部代表着某阶模态的阻尼, 当对所有 j 都有 $\zeta_j < 0$ 时则表示旋翼为气弹稳定的。

3.2 模型分析流程图

图3给出了本文基于自由尾迹的旋翼气弹稳定性分析流程图, 具体计算步骤如下:

1) 对截面进行有限元网格划分及提供相应铺层信息, 对复合材料截面特性进行分析, 得到桨叶各截面质量及刚度特性常数。

2) 根据刚性桨叶生成预定尾迹求得桨叶当地诱导速度, 构建一维梁结构分析模型, 对其进行模态分析, 获取低阶若干模态用于物理空间与模态空间转换。

3) 求解关于刚度和广义力的线性系统得到桨叶运动的初始响应量, 然后采用 Newmark-beta 法计算第一个周期桨叶变形。

4) 考虑弹性旋翼的自由尾迹求解并更新桨叶当地诱导速度, 采用该诱导速度计算下一周期的桨叶变形。

5) 使用 Newton-Raphson 方法更新配平控制量, 如果操纵量没有收敛, 则执行第4)步, 重新进行下一周期的计算, 如果收敛, 便将稳态周期响应输入到气弹稳定性分析模块进行计算。

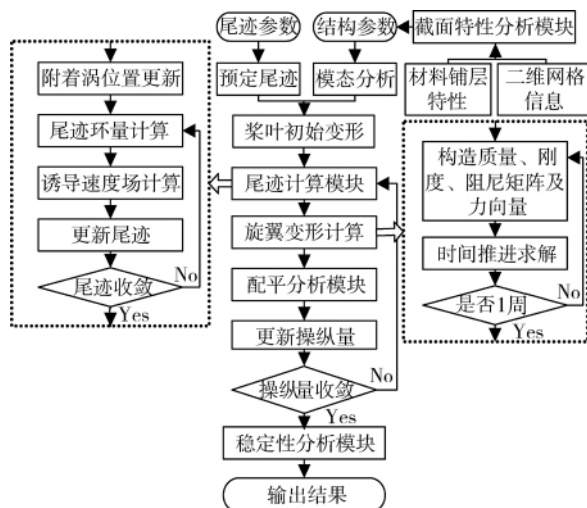


图3 气弹稳定性分析流程图

Fig. 3 Flow chart of aeroelastic stability analysis

4 算例分析

4.1 旋翼气弹模型验证

采用带有先进旋翼系统的 UH-60A 型黑鹰

直升机作为算例进行气弹分析,图 4 给出了使用本文方法计算得到的旋翼共振图,图例中 L、F 和 T 分别表示摆振、挥舞和扭转模态,数字表示相应模态的阶数。由图中看出,本文计算值和国外著名直升机综合分析软件 UMARC(University of Maryland Advanced Rotorcraft Code)^[14] 计算结果吻合相对较好。

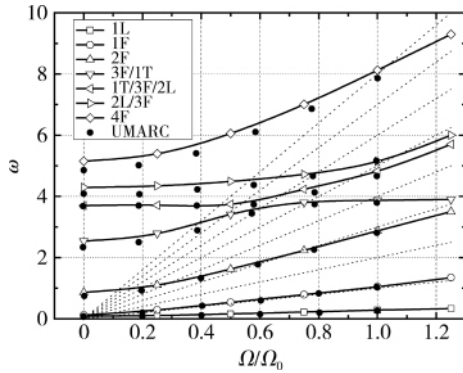


图 4 UH-60A 旋翼共振图

Fig. 4 Calculated frequencies of UH-60A rotor

在此基础上,选取 UH-60A 直升机高速前飞试验(C8534)进行气动载荷计算,其在飞行试验矩阵中所处位置如图 5 所示,对应前进比为 0.368, C_t/σ 为 0.0783。

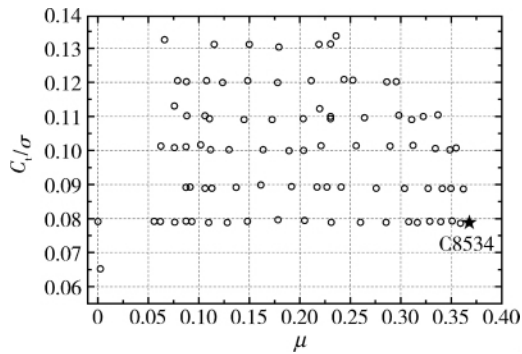


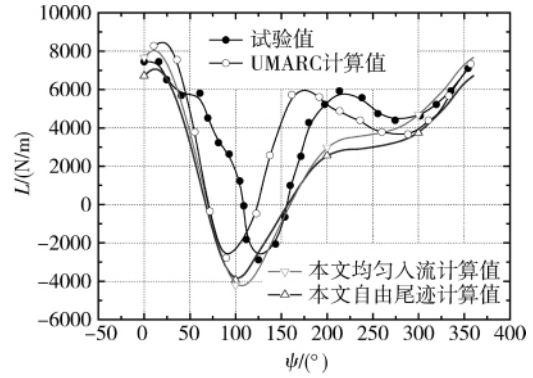
图 5 UH-60A 飞行试验矩阵

Fig. 5 UH-60A flight test matrix

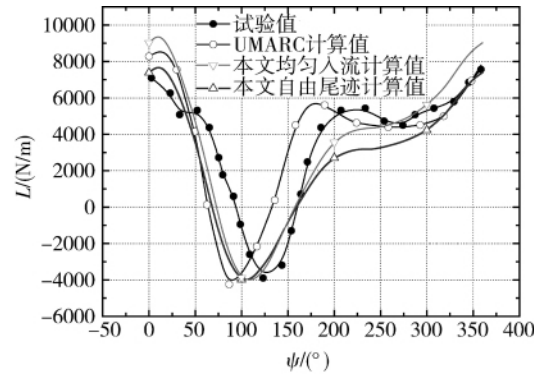
图 6 给出了桨叶不同展向站点的升力随方位角变化的计算值与试验值及 UMARC 计算值的对比。从图中可以看出,计算结果可以较好地模拟出旋翼气动载荷的非定常变化特性,说明本文建立的气弹模型可以有效地用于旋翼气弹特性的分析,为复合材料旋翼气弹稳定性分析提供了一个较可靠的基础。

4.2 气弹稳定性验证及参数影响分析

为了进行复合材料气弹稳定性分析,选择文



(a) $r/R=0.865$



(b) $r/R=0.92$

图 6 截面升力时间历程

Fig. 6 Time history of section lift

献[4]给出的参考旋翼作为算例进行研究。表 1 给出了本文建立的结构模型计算得到的频率对比结果。从表中可以看出频率计算对应很好。原始的 YF 计算模型中桨叶截面分析采用了基于圣维南原理的计算模型^[15],有一定的局限性,而本文计算结果与采用 YF/VABS 分析结果相近,扭转刚度明显减小,计算结果有了很大的改善。

表 1 频率计算对比

Table 1 Comparison of calculational frequency

	YF 模型	YF/VABS 模型	本文模型
摆振(1L)	1.533	1.522 27	1.516 248
挥舞(1F)	1.187	1.181 07	1.179 399
扭转(1T)	5.186	5.009 68	4.988 540

为了较系统地研究截面铺层角变化对旋翼动力学特性的影响,设计分成两种算例进行分析,如图 7 所示:①水平壁铺层角为 0° ,竖直壁外半层铺层角为 0° ,内半层铺层角 Δ_v 从 -90° 到 90° 变化,正铺层角表示纤维方向指向顶层水平壁;②竖直壁铺层角为 0° ,水平壁外半层铺层角为 0° ,内半层铺层角 Δ_h 从 -90° 到 90° 变化,正铺层角表示纤

维方向指向前缘竖直壁。

图8给出本文计算获得的气弹稳定性分析结果,包括竖直壁在 0° 、 30° 和 -30° 铺层角下第1阶摆振频率随拉力系数的变化曲线。从图中可以看出,本文计算结果与Hodges和Friedmann的计算结果吻合较好,而与Chopra的计算结果相对差别较大,这是由于其桨叶结构模型中缺少剪切自由度导致的。

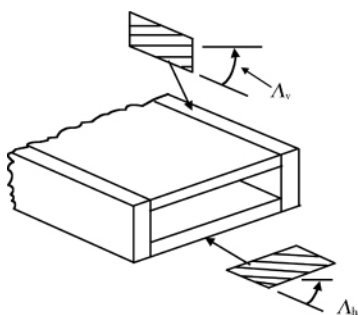


图7 铺层角示意图

Fig. 7 Schematic diagram of ply angle

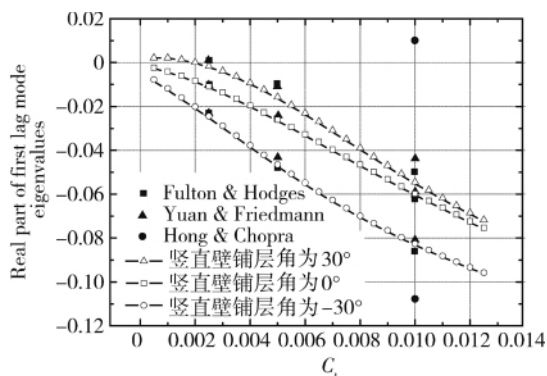


图8 第1阶摆振模态特征值实部随拉力系数变化曲线

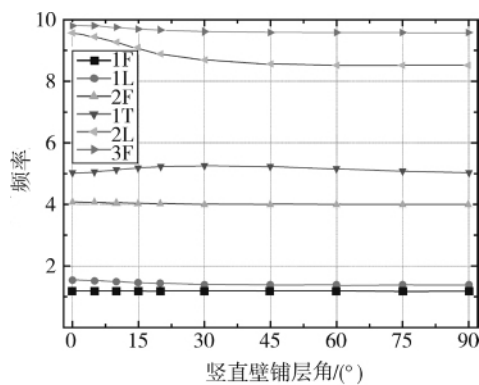
Fig. 8 Curves of real part of first lag mode eigenvalues as a function of thrust coefficient

4.2.1 铺层角变化对旋翼频率的影响

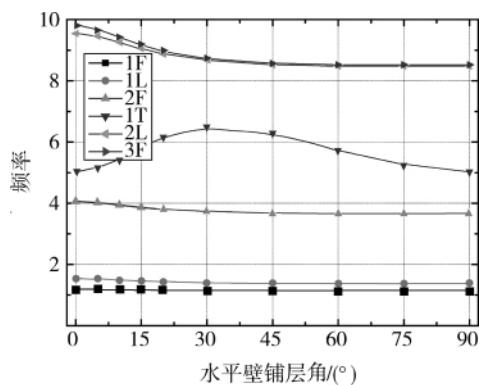
从图9可以看出,铺层角变化对低阶频率(第1阶摆振频率,前2阶挥舞频率)影响不大,而第1阶扭转频率则随铺层角增大而呈现先增后减,扭转频率在铺层角为 30° 左右达到最大值。高阶摆振和挥舞频率随铺层角呈现单调减小,在铺层角为 45° 后随铺层角变化不明显。从水平壁铺层角变化图可以明显地看出该规律。

4.2.2 铺层角变化对旋翼气弹稳定性的影响

对两种拉力系数($C_t=0.0025$ 和 $C_t=0.005$)进行悬停状态旋翼气弹稳定性分析。从图10可以



(a)



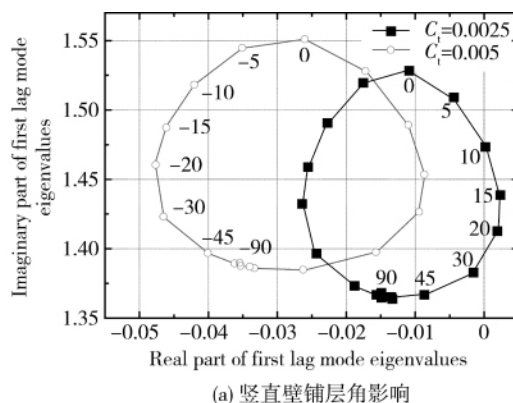
(b)

图9 频率随铺层角变化曲线

Fig. 9 Curves of natural frequencies as a function of ply angle

看出,第1阶摆振气弹稳定性随着拉力系数的增大而增强,对于水平壁铺层角变化,旋翼在大、小两种拉力系数下都是气弹稳定的。但对于竖直壁铺层角变化,在小的旋翼拉力系数下,在某些铺层角度($10^\circ \sim 25^\circ$ 范围)时旋翼会发生气弹稳定性问题,在进行复合材料旋翼动力学设计时应注意这一铺层角的范围,避免出现旋翼的气弹不稳定现象。

图11给出了第1阶挥舞气弹稳定性分析结果,从图中可以看出,拉力系数增大减弱了第1阶挥舞模态的气弹稳定性,但是该阶模态还有很大



(a) 竖直壁铺层角影响

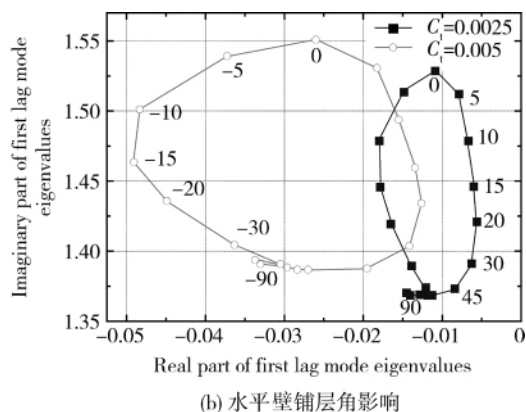


图10 第1阶摆振模态特征值随铺层角变化根轨迹图

Fig. 10 Root locus of first lag mode eigenvalues as a function of ply angle

的稳定裕度,这可能是由于挥舞自由度的气动阻尼相对较大而形成的.另外,随着水平壁铺层角变化,频率在0.8~1.3变化,变化范围接近50%,表明水平壁铺层角变化对频率的影响远大于对气弹稳定性的影响.对于竖直壁铺层角,其对频率影响则相对较弱,其变化范围仅3%左右.

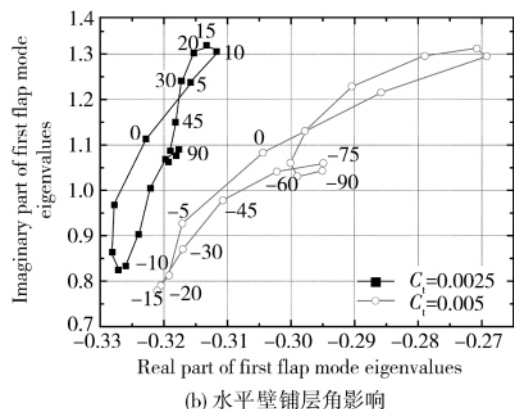
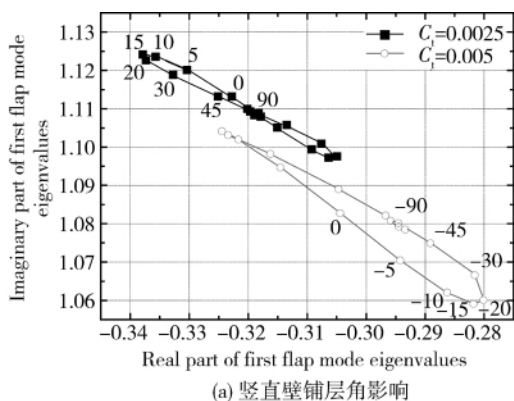


图11 第1阶挥舞模态特征值随铺层角变化根轨迹图

Fig. 11 Root locus of first flap mode eigenvalues as a function of ply angle

从图12可以看出扭转根轨迹图相对比较复杂,这可能是由于该自由度的特殊性造成的.该算例扭转稳定裕度很大,在 $C_t = 0.0025$ 的拉力系数下,最不稳定的铺层角下阻尼也达到了-0.84,基本不会发生气弹稳定性问题,另外从图12(b)可以看出,同1阶挥舞一样,水平壁铺层角的变化也导致频率的大范围变动(从4.8变化到6.4),幅值变化范围接近30%,而相对应的阻尼变化只有3%,由此可见,对扭转模态来说,水平壁铺层角变化主要影响频率,对气弹稳定性影响相对较小.

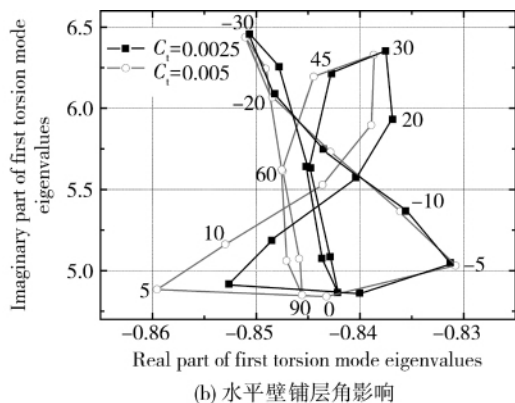
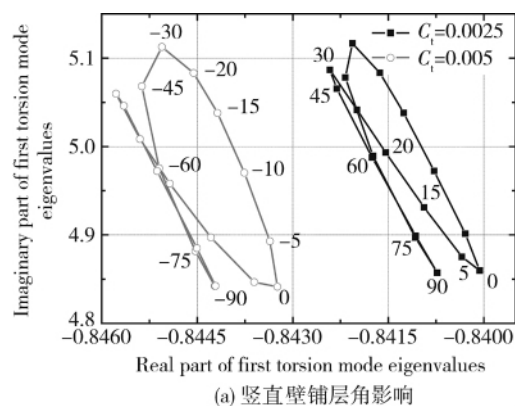


图12 第1阶扭转模态特征值随铺层角变化根轨迹图

Fig. 12 Root locus of first torsion mode eigenvalues as a function of ply angle

5 结论

采用 Giavotto 理论分析复合材料桨叶截面特性,结合 YF 中等变形梁模型分析桨叶的动力学特性,建立了一套较为完善的复合材料旋翼结构分析模型.将自由尾迹模型与准定常翼型气动模型结合构成相对精细的气动分析模型.在此基础上,对复合材料无铰式旋翼的气弹稳定性进行了相对系统的研究,计算结果表明:

1) 本文建立的气弹稳定性分析模型可以有效

地分析复合材料铺层角对旋翼气弹稳定性的影响。

2) 复合材料铺层角变化对桨叶低阶频率(第1阶摆振,前2阶挥舞)影响相对较小,对高阶频率则有一定的影响。

3) 铺层角变化在一定程度上会影响旋翼的气弹稳定性,尤其是第1阶摆振模态。随着拉力系数增加,1阶摆振模态的阻尼增大,在小拉力系数状态,特定的材料铺层可能会导致旋翼的气弹不稳定。

本文建立的无铰式旋翼气弹稳定性分析模型具有高效、高精度等优点,可为以后开展直升机旋翼气弹优化设计提供可靠的基础分析手段,为设计具有低振动、低噪声的先进旋翼打下基础。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] Smith E C, Chopra I. Aeromechanical stability of helicopters with composite rotor blades in forward flight[C]// Proceedings of the 48th American Helicopter Society Annual Forum. Phenix, Arizona, US: AHS, 1992: 57-73.
- [3] Friedmann P P, Yuan K A, De Terlizzi M. An aeroelastic model for composite rotor blades with straight and swept tips; Part I aeroelastic stability in hover[J]. International Journal of Non-linear Mechanics, 2002, 37(4/5): 967-986.
- [4] Friedmann P P, Glaz B, Palacios R. A moderate deflection composite helicopter rotor blade model with an improved cross-sectional analysis[J]. International Journal of Solids and Structures, 2009, 46(10): 2186-2200.
- [5] Fulton M V, Hodges D H. Aeroelastic stability of composite hingeless rotor blades in hover; Part I theory[J]. Mathematical and Computer Modelling, 1993, 18(3/4): 1-17.
- [6] Fulton M V, Hodges D H. Aeroelastic stability of composite hingeless rotor blades in hover; Part II results[J]. Mathematical and Computer Modelling, 1993, 18(3/4): 19-35.
- [7] 石庆华, 向锦武. 桨根柔性无铰旋翼桨叶气弹稳定性建模分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(7): 793-797. SHI Qinghua, XIANG Jinwu. Analytical model of aeroelastic stability of hingeless rotor blade with composite flexures[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(7): 793-797. (in Chinese)
- [8] Giavotto V, Borri M, Mantegazza P, et al. Anisotropic beam theory and applications[J]. Computers Structures, 1983, 16(4): 403-413.
- [9] 高文杰, 向锦武. 基于有限状态入流的无轴承旋翼气弹稳定性[J]. 华中科技大学学报, 2011, 39(12): 58-62. GAO Wenjie, XIANG Jinwu. Aeroelastic stability of a bearingless rotor in hover with finite-state unsteady aerodynamics[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology, 2011, 39(12): 58-62. (in Chinese)
- [10] Borri M, Merlini T. A large displacement formulation for anisotropic beam analysis[J]. Meccanica, 1986, 21(1): 30-37.
- [11] 赵景根, 徐国华, 招启军. 基于自由尾迹分析的直升机旋翼下洗流场计算方法[J]. 兵工学报, 2006, 27(1): 63-68. ZHAO Jinggen, XU Guohua, ZHAO Qijun. A calculating method of helicopter rotor downwash flowfield based on free wake analysis[J]. Acta Armamentarii, 2006, 27(1): 63-68. (in Chinese)
- [12] Yuan K A. Aeroelasticity and structural optimization of composite helicopter rotor blades with swept tips[D]. Los Angeles: University of California, 1994.
- [13] 王海. 计入桨叶结构弹性的新型桨尖旋翼流场数值模拟研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010. WANG Hai. Numerical simulation for the flowfield of new-tip rotors with effect of blade elasticity[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [14] Datta A, Sitaraman J, Chopra I, et al. CFD/CSD prediction of rotor vibratory loads in high-speed flight[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(6): 1698-1709.
- [15] Kosmatka J B, Friedmann P P. Vibration analysis of composite turbopropellers using a nonlinear beam-type finite element approach[J]. AIAA Journal, 1989, 27(11): 1606-1614.