

文章编号: 1000-8055(2010)08-1805-06

小型共轴式直升机旋翼桨叶铰链力矩研究

徐冠峰, 陈 铭

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 从工程实际出发,建立了共轴双旋翼直升机桨叶铰链力矩计算模型.引入 Leishman Beddoes 指数函数的半经验公式,建立了二维翼型非定常气动模型;引入干扰因子到 Pitt-Peters 动态入流模型,建立了反映共轴双旋翼直升机上下旋翼气动干扰的诱导速度模型;从桨叶的挥舞动力学模型出发,利用四阶 Runge-Kutta 算法求解桨叶刚性挥舞角的数值解,并利用模态叠加法计算桨叶的挥舞向变形.最后,通过对在研共轴直升机的计算得知,上下旋翼桨叶铰链力矩虽然在分量上有所差异,但是总的铰链力矩基本相同;中高速飞行时,上下旋翼桨叶铰链力矩在下倾斜盘累积成为使下倾斜盘前倾的力矩.

关 键 词: 小型共轴式直升机; 旋翼桨叶铰链力矩; 非定常模型; Pitt-Peters 动态入流; 模态叠加
中图分类号: V212.4 **文献标识码:** A

Research on rotor blade hinge moment of a small-scale coaxial helicopter

XU Guanfeng, CHEN Ming

(School of Aeronautics and Engineering,

Beijing University of Aeronautic Science and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on the engineering reality, a calculation model of the rotor blades hinge moment about coaxial helicopter was set up. An airfoil unsteady aerodynamic model was established by introducing a set of Leishman Beddoes semi-empirical indicial response formula. The induced velocity model of the aerodynamic interaction between upper and lower rotors of a coaxial helicopter was created by introducing an interferential factor into the Pitt-Peters dynamic inflow model; the Runge-Kutta method was used to obtain the numerical solution of the rigid blade flapping angle, and a modal superposition method used to calculate the distortion of the flapping direction. According to analysis of the coaxial helicopter, the total hinge moment is basically the same, although the partial hinge moments of upper and lower rotors are different. In medium and high speed, the hinge moments of upper and lower rotors are accumulated at the lower swashplate to form a moment making the lower swashplate lean forward.

Key words: small-scale coaxial helicopter; rotor blade hinge moment; unsteady model; Pitt-Peters dynamic inflow; modal superposition

直升机旋翼桨叶的铰链力矩,是指作用在桨叶上的载荷对桨叶变距轴线构成的力矩.过大的铰链力矩通过操纵系统传到相应的操纵机构和机身,会引起舵机拉杆抖动并造成直升机非常规振

动,严重时可导致直升机失控.

虽然铰链力矩的计算模型很早即已提出,但是受限于桨叶气动模型和结构模型的精确程度,准确的铰链力矩计算结果依然很难得到.作为产

收稿日期: 2009-07-17; 修订日期: 2010-01-08

作者简介: 徐冠峰(1980-),男,河南南阳人,博士生,主要从事直升机总体设计和空气动力学研究.

生铰链力矩的主体,旋翼桨叶在旋转一周过程中气动环境时刻发生变化,因此,必须建立相应的非定常气动模型以及能够反映桨叶在诸多载荷作用下变形的结构动力学模型.文献[1]利用拉压机辅助模拟变距拉杆受力,通过试验间接测量了铰链力矩随飞行速度的变化;文献[2]则通过风动试验,测量了变距拉杆受力,为铰链力矩的计算和测量做了必要的准备;文献[3]针对其试验模型,从理论和试验两方面对单旋翼直升机桨叶铰链进行了比较深入的研究,提出了计算单旋翼直升机桨叶铰链力矩的气动模型和结构模型,但是由于共轴式直升机特有的气动干扰现象,该方法尚不能完全反映共轴直升机铰链力矩的计算特点.

本文在此基础上,从在研小型共轴式无人直升机的工程实际出发,对该机铰链力矩进行了较系统的分析计算.计算结果为预估该直升机的振动水平,校核操纵系统强度以及对纵横向舵机的选择提供必要的理论依据.

1 计算模型的建立

铰链力矩的计算模型与旋翼桨毂结构形式有着直接的关系,如图1给出在研共轴双旋翼直升机的桨毂构造形式,图中所示为上旋翼桨毂,下旋翼与之类似,但转向相反.

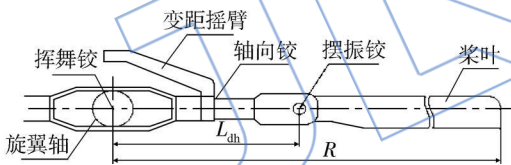


图1 桨毂构造形式

Fig. 1 Rotor hub structure

图1中, R 为旋翼半径, L_{dh} 为摆振铰到旋翼中心的距离(即摆振铰径向位置).与一般全铰式桨毂构造形式不同的是该机摆振铰位于轴向铰外侧,由此带来的直接影响是当有摆振角存在时,作用在桨叶1/4弦线上的力,也将对变距轴线产生力矩,这是该桨毂结构形式在铰链力矩计算上的一个突出特点.共轴双旋翼直升机上下旋翼转向相反,但铰链力矩计算模型可以统一起来,只是各参数在取值时以当前旋翼转向为基准即可.

规定使桨叶抬头的铰链力矩为正,铰链力矩主要由以下几项组成^[4-5].

1.1 由旋转面内的力及挥舞方向变形引起的力矩

设 ξ 为摆振角, L_{dh} 为摆振铰径向位置, φ 为变距角, m 为桨叶单位长度的质量分布, y 为桨叶

挥舞向的弹性变形量.则由旋转面内的力及挥舞方向变形引起的力矩为

$$M_1 = \int_{L_{dh}}^R \left\{ \left[\frac{dq}{dr} + \omega^2(r - L_{dh})\xi_m dr - 2\omega\beta r m dr - \xi(r - L_{dh})m dr - y\dot{\varphi}_m dr \right] y \right\} dr \quad (1)$$

其中 dq/dr 项由气动阻力引起, $\omega^2(r - L_{dh})\xi_m dr$ 项由离心力引起, $-2\omega\beta r m dr$ 项由哥氏力引起, $-\xi(r - L_{dh})m dr$ 项由摆振惯性力引起, $-y\dot{\varphi}_m dr$ 项由变距惯性力引起.

1.2 桨叶翼剖面气动力矩及由升力线偏离变距轴线产生的力矩

设 $\bar{b}$ 为无量纲桨叶弦长, C_m 为翼型的力矩系数, dT/dr 为桨叶单位展长的气动升力,则桨叶翼剖面气动力矩及由升力线偏离变距轴线产生的力矩为

$$M_2 = \int_{L_{dh}}^R \left[\frac{1}{2} \rho (\omega R)^2 R^2 \bar{b}^2 C_m (\bar{r} + \mu \sin \phi)^2 + \xi \bar{b} R \frac{dT}{dr} \right] dr \quad (2)$$

1.3 桨叶剖面气动阻尼力矩

设 C_n 为翼剖面气动阻力系数,则桨叶剖面气动阻尼力矩为:

$$M_3 = \int_{L_{dh}}^R \left[\frac{1}{2} \rho (\omega R)^3 \bar{b}^3 C_n (\bar{r} + \mu \sin \phi) \dot{\varphi} \right] dr \quad (3)$$

1.4 由挥舞惯性力矩和重力引起的力矩

考虑刚性挥舞和弹性变形两个因素的影响,则由挥舞运动引起的惯性力矩和重力引起的力矩

$$M_4 = \int_{L_{dh}}^R (\beta r + \ddot{y} + g) \xi(r - L_{dh}) m dr \quad (4)$$

1.5 离心力产生的力矩

设 I_{xy} 是剖面对弹性轴的质量惯性积,则离心力产生的力矩为

$$M_5 = \int_{L_{dh}}^R [-\omega^2 I_{xy} \varphi + \omega^2 m(r\beta + y)\xi(r - L_{dh})] dr \quad (5)$$

其中 $-\omega^2 I_{xy} \varphi$ 项是由离心力回复力矩引起,即通常所说的“球拍效应”,第二项是由于摆振角的存在,使离心力作用点偏移变距轴线引起.

1.6 由变距惯性力产生的力矩

设 I 为桨叶剖面对变距轴的质量惯性矩,则由变距惯性力产生的力矩为

$$M_6 = - \int_{L_{dh}}^R \ddot{\varphi} I dr \quad (6)$$

铰链力矩基本上由以上 6 项组成, 除此之外, 还包括由调整片产生的气动力矩和轴向铰内摩擦力矩, 但是由于样例直升机桨叶没有设置调整片, 而轴向铰内摩擦力矩又相对较小, 因此这两项没有包含在的计算范围之内, 这样总的铰链力矩可表示为

$$M_{hm} = \sum_{i=1}^6 M_i \tag{7}$$

2 气动模型的建立

直升机在高速飞行时, 前行桨叶激波和后行桨叶失速对翼型气动力计算影响巨大, 定常模型已经不足以解决该问题, 因此, 必须引入二维翼型的非定常气动模型. Leishmar Beddoes 非定常动态失速气动模型以其形式简单, 与试验值吻合好等特点, 在二维翼型非定常气动特性计算中得到了广泛的应用^[67]. 该模型在附着流的情况下, 采用一组指数函数来表示非定常效应带来的升力、阻力及气动力矩增量; 而通过 Kirchhoff 理论将动态失速造成的升力、阻力及气动力矩增量与分离点位置联系起来; 当产生深度失速时, 该模型还考虑了脱体涡对升力和气动力矩的影响.

2.1 附面流状态桨叶剖面的动态响应

在附面流情况下, 考虑非定常因素, 当迎角及其导数有一个小的阶跃变化后, 桨叶剖面的法向力及俯仰力矩将出现非定常响应, 包括呈指数形式的环量和非环量两部分. 其中, 环量法向力响应和俯仰力矩响应为

$$C_n^c = C_{na} \cdot \left[1 - A_1 \cdot \exp\left(-\frac{b_1 \cdot \phi}{T_c}\right) - A_2 \cdot \exp\left(-\frac{b_2 \cdot \phi}{T_c}\right) \right] \cdot \Delta\alpha$$

$$C_m^c = (0.25 - x_{ac}) \cdot C_{na} \cdot \alpha(0) + \left[1 - A_1 \cdot \exp\left(-\frac{b_1 \cdot \phi}{T_c}\right) - A_2 \cdot \exp\left(-\frac{b_2 \cdot \phi}{T_c}\right) \right] \cdot \Delta\alpha \tag{8}$$

非环量法向力响应和俯仰力矩响应为

$$C_n^i = \frac{4}{Ma} \cdot \exp\left(-\frac{\phi}{k_n \cdot T_i}\right) \cdot \Delta\alpha$$
$$C_m^i = - \left[A_3 \cdot \exp\left(-\frac{\phi}{b_3 \cdot k_m \cdot T_i}\right) + A_4 \cdot \exp\left(-\frac{\phi}{b_3 \cdot k_n \cdot T_i}\right) \right] \Delta\alpha$$

$$k_n = \frac{0.75}{(1 - Ma) + \pi \cdot \beta^2 \cdot Ma^2 \cdot (A_1 \cdot b_1 + A_2 \cdot b_2)}$$
$$k_m = \frac{A_3 \cdot b_4 + A_4 \cdot b_3}{b_3 \cdot b_4 \cdot (1 - Ma^2)} \tag{9}$$

上述 6 式中, $\alpha(0)$ 为计算初始状态的翼剖面迎角; C_{na} 是升力线斜率, 在非定常计算中, 它是马赫数 Ma 的函数; $T_c = c/[2 \cdot u \cdot (1 - Ma^2)]$ 为环量时间常数; $T_i = c \cdot Ma/u$ 为非环量时间常数, Ma 为马赫数, u 为无量纲来流速度; 经验系数 $A_1 = 0.3, A_2 = 0.7, A_3 = 1.5, A_4 = -0.5, b_1 = 0.14, b_2 = 0.53, b_3 = 0.25, b_4 = 0.1$.

则在附面流情况下, 总的升力和俯仰力矩非定常响应是环量项和非环量项的叠加.

$$C_n^u = C_n^c + C_n^i; C_m^u = C_m^c + C_m^i \tag{10}$$

2.2 分离与失速状态的桨叶剖面的动态响应

在静态下条件下, 用 Kirchhoff 公式通过计算得到静态分离点 f . 对于非定常流, 考虑前缘压力峰值响应滞后, 临界法向力可在更高的迎角上达到, 引入一滞后法向力 C_n' , 通过 C_n' 与临界法向力 C_{nl} 的比较来判断附面流分离的发生. 通过引入的滞后法向力 C_n' , 定义一个有效迎角 $\alpha' = C_n'/C_{na}$, 随后既考虑翼型表面压力分布的时变性, 又考虑附面层外缘的响应滞后, 依照 Kirchhoff 理论, 分别得到有效静态分离点 f_e 和动态的分离点 f_d , 最后, 依据 f_d 即可求得分离流状态下桨叶剖面法向力和俯仰力矩的非定常环量响应

$$C_n^f = C_{na} \cdot \left[\frac{1 + \sqrt{f_d}}{2} \right]^2 \cdot \alpha'$$

$$C_m^f = [k_0 + k_1 \cdot (1 - f_d) + k_2 \cdot \sin(\pi \cdot f_d)^2] \cdot C_n^f \tag{11}$$

式中 k_0, k_1, k_2 等系数由翼型静态数据得到. 同时认为, 当 $C_n' > C_{nl}$ 时, 则桨叶剖面的前缘或激波诱导的附面流分离就发生了, 也就是产生了深度失速. 这时法向力和俯仰力矩有很大变化, 涡的影响很严重, 不能再忽略, 因此在非定常升力计算中需要考虑进涡的影响.

涡诱导的法向力写为递推形式为

$$C_{ni}^v = C_{ni-1}^v \cdot \exp\left[\frac{\Delta\phi}{\beta^2 \cdot T_c \cdot T_v}\right] + (C_{vi} - C_{vi-1}) \cdot \exp\left[\frac{\Delta\phi}{2 \cdot \beta^2 \cdot T_c \cdot T_v}\right]$$
$$C_{vi} = C_{ni}^c \cdot (1 - k_{vi})$$
$$k_{vi} = (1 + \sqrt{f_{di}})^2 / 4 \tag{12}$$

涡诱导的俯仰力矩为

$$C_{mi}^v = -C_{pv} \cdot C_{ni}^v$$

$$C_{pv} = 0.25 \cdot [1 + \sin(\tau_v/T_{v1} - 0.5)] \tag{13}$$

其中 C_{pv} 是涡诱导的压力中心距 1/4 弦线的距离; τ_v 指示涡的移动, $\tau_v = 0$ 表示涡移动的开始, $\tau_v = 1$ 表示涡已经到达翼型后缘. T_v 和 T_{v1} 这两

个时间常数在一定范围马赫数内是常值。

分离流状态下的非环量响应和附面流状态一致,最终,在分离流状态下,总的法向力和俯仰力矩非定常响应分别为

$$\begin{aligned} C_n^u &= C_n^f + C_n^i + C_n^v \\ C_m^u &= C_m^f + C_m^i + C_m^v \end{aligned} \tag{14}$$

2.3 Pitt-peters 动态入流模型的扩展

动态入流理论的核心思想有两点:其一是当旋翼受到扰动运动时,气动力的扰动变化必然引起诱导速度的变化,并且这种诱导速度扰动沿桨叶展向和方位角变化;其二是由于旋翼周围空气惯性的影响,诱导速度扰动不会瞬间产生,而是有个时间延迟。对于共轴双旋翼直升机而言,上下旋翼间的气动干扰是其突出特点,根据上下旋翼桨盘处垂向诱导速度分布特点,将 Pitt-Peters 模型推广到共轴式直升机,建立一阶谐波形式的共轴式双旋翼动态入流模型。

用一阶傅里叶级数把上下旋翼诱导速度表达为旋翼径向位置和方位角的函数^[8]

$$\begin{aligned} v_u &= \lambda_u^0 + \lambda_u^c \cdot \bar{r} \cdot \cos \phi_u + \lambda_u^s \cdot \bar{r} \cdot \sin \phi_u \\ v_l &= \lambda_l^0 + \lambda_l^c \cdot \bar{r} \cdot \cos \phi_l + \lambda_l^s \cdot \bar{r} \cdot \sin \phi_l \end{aligned} \tag{15}$$

式中下标 u 和 l 分别表示上旋翼和下旋翼的参数,由于上下旋翼转向相反, $\phi_u = -\phi_l$ 将上下旋翼的入流模型统一起来。动态入流模型将扰动运动所引起的气动力变化和诱导速度变化通过一组线性微分方程联系起来

$$\mathbf{M} \begin{bmatrix} \lambda_0 \\ \lambda_s \\ \lambda_c \end{bmatrix} + \mathbf{V} \mathbf{L}^{-1} \begin{bmatrix} \lambda_0 \\ \lambda_s \\ \lambda_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_t \\ C_l \\ C_m \end{bmatrix} \tag{16}$$

式中 $\mathbf{V}$ 是质量流量矩阵, $\mathbf{L}$ 反映了诱导速度与气动载荷的静态关系, $\mathbf{M}$ 则体现了入流的时间延迟; C_t , C_l , C_m 分别为旋翼拉力,滚转力矩和俯仰力矩系数。 $\mathbf{M}$ 矩阵, $\mathbf{L}$ 矩阵和 $\mathbf{V}$ 矩阵的具体形式参考文献[9]。

共轴式直升机上下旋翼的气动干扰随前飞速度的增大而不断减小,在前进比大到一定程度的时候甚至可以忽略^[10]。本文研究的铰链力矩为高速前飞状况,气动干扰影响不明显;同时考虑到满足工程需要,为了使模型简单,上下旋翼的气动干扰通过引入干扰因子 δ_1 和 δ_2 来确定^[11],其中, δ_1 表示上旋翼对下旋翼的影响, δ_2 表示下旋翼对上旋翼的影响。它们是一个与上下旋翼的间距,直升机飞行状态有关的经验系数,具体值由试验确定。

在由上述动态入流模型计算出 v_u 和 v_l 后,引入干扰因子,得到计入干扰后的上下旋翼诱导速度分别为

$$v'_u = \delta_1 \cdot v_l; v'_l = \delta_2 \cdot v_u \tag{17}$$

2.4 桨叶的挥舞动力学模型

为了与上述非定常模型相配合,在进行挥舞气动模型建模时,放弃了定常气动模型中常用的“桨盘”的假设^[12],而是对单片桨叶进行动力学建模,然后求其数值解。

$$M_q + M_l + M_y + M_i = 0 \tag{18}$$

其中 M_q 为气动力力矩,按照上节所建二维翼型非定常气动模型,由叶素理论求得; $M_l = -\Omega^2(I_\beta \cdot \cos \beta + e_b \cdot M_\beta) \sin \beta$ 为离心力力矩, e_b 是挥舞铰偏置量, I_β 为桨叶挥舞惯性矩, M_β 为桨叶质量静距。 $M_y = -K_\beta \beta$ 为挥舞铰约束力矩, K_β 为挥舞弹簧系数, $M_i = -I_\beta \ddot{\beta}$ 为挥舞惯性力矩。则最终得到

$$\ddot{\beta} - \frac{M_q - K_\beta \beta}{I_\beta} + \left(\cos \beta + \frac{M_\beta}{I_\beta} \cdot e_b \right) \sin \beta \cdot \Omega^2 = 0 \tag{19}$$

上式为二阶超越微分方程,利用 Matlab 内嵌的四阶 Runge-Kutta 算法,求其数值解。

2.5 挥舞弹性变形量的求解

桨叶挥舞向弹性变形受桨叶质量、刚度分布和材料选择等诸多因素限制,建模非常复杂。考虑工程运用的需要,结合相关文献,拟采用模态叠加法^[13]来求解,假设挥舞向变形量 $y = \delta_n(\phi) \cdot Z_n(r)$,代入振动方程得到

$$\ddot{\delta}_n(\phi) + \omega_n^2 \delta_n(\phi) = F_n/M_n \tag{20}$$

其中 F_n 和 M_n 分别为第 n 阶模态力和模态质量

$$\begin{aligned} F_n &= \int_{L_{dh}}^R T Z_n(r) dr \quad T \text{ 为桨叶气动力} \\ M_n &= \int_{L_{dh}}^R m Z_n^2(r) dr \end{aligned}$$

假定样例直升机桨叶质量和刚度均匀分布,对于低阶振型,可以用梁的固有振型近似代替桨叶的振型,则有

$$Z_n(r) = -\sin \lambda(r - e) + 0.0297 \sinh \lambda(r - e) \tag{21}$$

其中 $\lambda = \sqrt{\omega_n / \sqrt{E_i/m}}$,考虑到在研直升机的桨毂形式,在计算上述模态力 F_n 和模态质量 M_n 时积分下限从摆振铰处开始,即认为弹性桨叶长度由摆振铰处开始算起。由 $Z_n(r)$ 可以求得模态力 F_n 和模态质量 M_n ,代入振动方程后,求解关于 $\delta_n(\phi)$ 的二阶微分方程的数值解,得到 $\delta_n(\phi)$ 后即可得到挥舞向变形量 y 。

3 计算结果及分析

3.1 单旋翼算例验证

文献[3]借助直升机旋翼机身组合试验台,通过桨叶-变距摇臂-变距拉杆系统中的变距拉杆载荷来间接测量桨叶的铰链力矩,图2为前进比 $\mu=0.2$,桨盘迎角 $\alpha=-10^\circ$ 时的试验曲线。

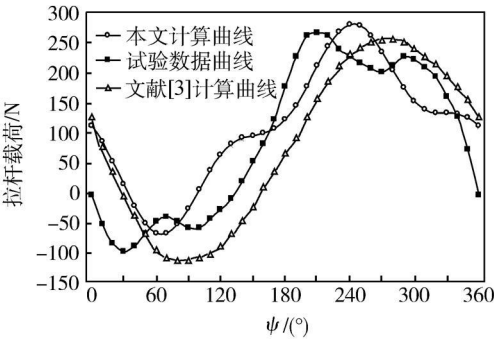


图 2 计算结果与文献[3]试验数据对比

Fig.2 Results compared with experimental data

同时,图2中也给出了文献[3]中的计算结果和本文的计算结果,可以看出,本文的计算方法和文献[3]的计算方法均能大致反映桨叶铰链力矩变化与方位角的相位关系,计算精度也基本能够满足工程实际的需要,但是在方位角为 70° 和 250° 时,试验曲线有明显的波折,而两种计算方法均不能很好的反映该特点,这个问题还需要进一步的研究,改进计算模型,尤其是气动模型,使得计算方法更能反映实际情况。

3.2 共轴样例机计算结果及分析

在研样例直升机相关参数为:旋翼半径1.25 m;桨叶弦长0.1 m;旋翼转速1100r/min;摆振铰偏置量0.2 m;发动机功率10 kW;前飞速度100 km/h;上下旋翼间距0.25 m;最大起飞质量75 kg。

一般情况下,直升机在大速度平飞、垂直面内机动飞行或失速颤振时,铰链力矩最大^[12],而对于在研的直升机,在最初试飞阶段没有太大的机动飞行,通常都处于稳定的飞行状态,因此选定高速前飞作为计算最大铰链力矩的飞行状态。

计算流程如图3所示,在得到桨叶在各方位角收敛后的升力及挥舞角后,就可以代入铰链力矩的计算模型,进行铰链力矩的计算,计算结果如图4所示。其中, M_1 为旋转平面内的力引起的铰链力矩, M_2 为挥舞惯性力引起的铰链力矩, M_3 为升力引起的铰链力矩, M_4 为离心力引起的铰

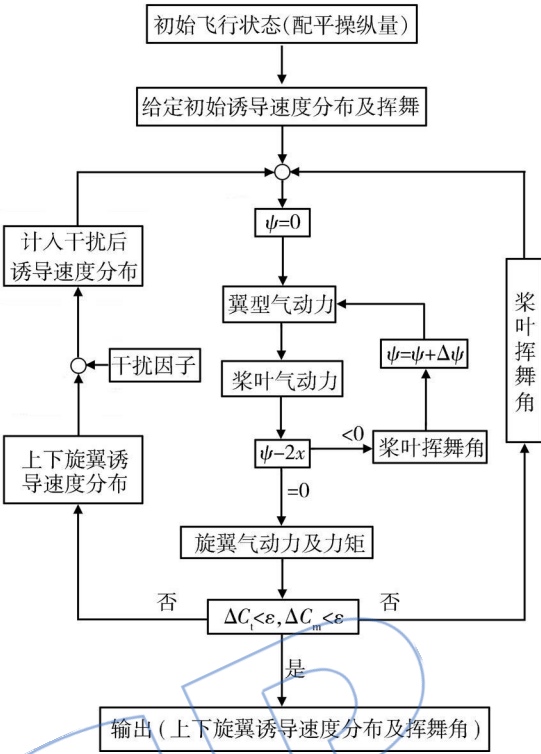
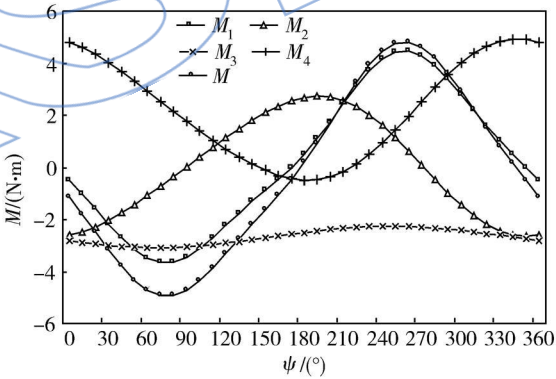
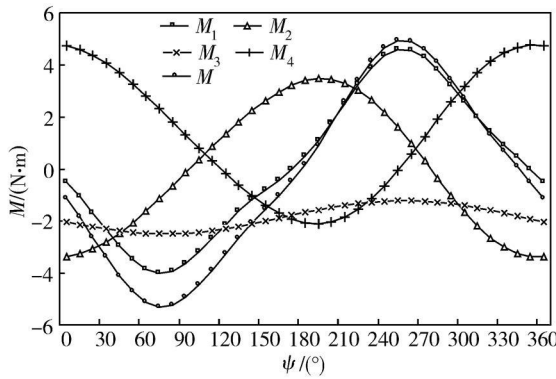


图 3 计算流程

Fig.3 Diagram of calculation



(a) 上旋翼桨叶铰链力矩随方位角的变化



(b) 下旋翼桨叶铰链力矩随方位角的变化

图 4 上下旋翼桨叶铰链力矩随方位角变化

Fig.4 Hinge moment of the upper and lower rotors changed following the azimuth angle

链力矩 M 为总的铰链力矩. 从计算结果可以看出, 由变距惯性力和“球拍效应”引起的铰链力矩与其他因素引起的铰链力矩相比, 有着量级上的差别, 因此这里只给出旋转平面内的力、升力、挥舞惯性力和离心力等主要因素引起的铰链力矩以及总的铰链力矩随方位角的变化趋势.

4 结 论

- 1) 旋翼桨叶铰链力矩在旋转一周的过程中既有使桨叶抬头的力矩, 又有使桨叶低头的力矩.
- 2) 由于气动干扰的存在, 由重力和挥舞惯性力引起的下旋翼的低头力矩和抬头力矩均大于上旋翼; 由升力引起的下旋翼的低头力矩小于上旋翼; 由离心力引起的下旋翼抬头力矩与上旋翼基本相当, 而由离心力引起的下旋翼低头力矩大于上旋翼; 虽然考虑了气动干扰的影响, 但上下旋翼旋转平面内的力引起的铰链力矩基本相当.
- 3) 上下旋翼铰链力矩各分量虽然有所不同, 但经过叠加, 上下旋翼总的铰链力矩, 不管是从量的方面还是从变化趋势来看都基本相同.
- 4) 在高速前飞的状态下, 上下旋翼桨叶的铰链力矩, 经操纵系统传到下倾斜盘上后, 呈现出一种使下倾斜盘向 180° 方位角前倾的力矩, 在伺服机构设计和选择上, 应对纵向受力给予充分的重视和考虑.

参考文献:

[1] 程卫真. 直升机桨叶铰链力矩研究[C] // 第十七届全国直升机年会论文集, 成都: 中国航空学会直升机专业分会, 2001: 262-265.

[2] 黄明其, 邢霞, 孙正荣. 模型旋翼风洞试验中变距拉杆载荷的测量[J]. 流体力学实验与测量, 1999, 13(4): 46-49.

HUANG Mingqi, XING Xia, SUN Zhengrong. The meas-

urement of pitch link loads in model rotor wind tunnel test [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1999, 13(4): 46-49. (in Chinese)

[3] 黄明其. 直升机旋翼桨叶铰链力矩研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2003.

HUANG Mingqi. Investigation of helicopter rotor blade hinge moment [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003. (in Chinese)

[4] 航空航天工业部科学技术研究院. 直升机载荷手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991: 294-296.

[5] 蒋新桐. 直升机设计/飞机设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005: 116-118.

[6] Leishman J G, Beddoes T S. A semi empirical model for dynamic stall[J]. J. Am. Helicopter Society, 1989, 34(3): 3-17.

[7] Leishman J G, Beddoes T S. A generalized model for unsteady airfoil behavior and dynamic stall using the indicial method[C] // Proceedings from the 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington D C: AHS, 1986.

[8] Gaonkar G H, Peters D A. Review of dynamic inflow modeling for rotorcraft flight dynamics[C] // Proceedings of the AIAA SDM Conference. New York: AIAA, 1986: 89-115.

[9] Pitt D M, Peters D A. Theoretical prediction of dynamic inflow derivatives [J]. Vertica, 1981, 5(1): 21-34.

[10] Andrew M J. Coaxial rotor aerodynamics in hover[J]. Vertica, 1981, 5(1): 163-173.

[11] 周国仪. 共轴式直升机飞行动力学建模及数值模拟[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2002.

ZHOOU Guoyi. A mathematical model and numerical simulation for coaxial helicopter flight dynamics[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)

[12] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 南京: 南京航空学院, 1976: 59-101.

[13] 高正. 直升机空气动力学的新成果[M]. 北京: 航空工业出版社, 1999: 97-98.