

文章编号:1000-8055(2012)03-0521-07

总距突增时共轴式直升机瞬态操纵响应分析

聂 资¹, 陈 铭¹, 徐冠峰²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 中国人民解放军 陆军航空兵学院, 北京 101123)

摘 要: 从共轴双旋翼直升机的工程实际出发,建立了共轴式直升机上下旋翼非定常气动特性的计算模型.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;分别从固定尾迹和自由尾迹,引入干扰因子到动态入流三种方法出发,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;从跷跷板式旋翼的挥舞动力学方程出发,利用 4 阶 Runge-Kutta 算法求解桨叶刚性挥舞角的数值解.通过计算分析,得到了悬停和前飞状态,总距突增时上下旋翼升力的动态响应特性,以及总距突增时上下旋翼桨叶铰链力矩的响应特性.

关 键 词: 共轴式直升机; 旋翼非定常; 诱导入流; 总距突增; 动态响应

中图分类号: V212.4

文献标志码: A

Dynamic response analysis of a small-scale coaxial helicopter to a rapid collective pitch increase

NIE Zi¹, CHEN Ming¹, XU Guan-feng²

(1. School of Aeronautics Science and Technology,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Army Aviation Institute,

The Chinese People's Liberation Army, Beijing 101123, China)

Abstract: Based on the engineering reality, a calculation model of the rotor unsteady aerodynamics of the small-scale coaxial helicopter had been set up. An airfoil unsteady aerodynamic model was established by introducing a set of Leishman-Beddoes semi-empirical indicial response formula. The induced velocity of the aerodynamic interaction between upper and lower rotors of a coaxial helicopter was set up based on the rigid wake model, free wake model and the dynamic inflow model with interference factors. Considering the teetering rotor's particular flapping dynamic formula, the Runge-Kutta method was used to obtain the numerical solution of the rigid blade flapping angle. According to the calculation and analysis, the thrust response to a rapid collective pitch increase in both the hovering and forward flight states were obtained, and the blade's hinge moment of the upper and lower rotors were compared.

Key words: coaxial helicopter; rotor unsteady; induced inflow;
rapid collective pitch increase; dynamic response

总距突增时旋翼非定常气动力(矩)的响应特性,是直升机机动飞行研究的基础和前提. 样例共

轴式直升机在依靠系统辨识的方法采集飞行参数时,需要进行大幅度的快速操纵,而不断变化的操

收稿日期:2011-08-05; 修订日期:2011-12-26

作者简介:聂资(1981—),男,湖南汨罗人,博士生,主要从事直升机总体设计和直升机空气动力学研究.

纵输入使桨叶迎角变化剧烈,这是一个典型的旋翼非定常问题。

另外,共轴式直升机上下旋翼的“打桨”问题,一直为业界所诟病,研究表明:“打桨”与阵风或机动操纵引起的旋翼桨叶非定常挥舞密切相关。因此,研究总距突增时,上下旋翼气动响应特性,对共轴式直升机飞行安全判断和机动性能分析都有着显著的意义。

针对单旋翼直升机旋翼非定常气动特性,国内外已经开展了不少的研究:文献[1]在实验基础上,提出了桨距突增时,旋翼非定常响应的计算模型;文献[2]利用旋翼试验台,实验测量了样例旋翼模型的非定常气动载荷响应;文献[3]基于旋翼动量-叶素组合理论,计入桨叶挥舞运动和动态入流对旋翼拉力的非定常影响,建立了一个计算旋翼瞬态气动响应的工程方法。

针对样例共轴直升机,在文献[4]的工作中已经对其悬停状态下的一些非定常操纵响应特性做了一个初步的探索,而本文则将计算模型推广到前飞状态,通过计算得到了共轴直升机总距突增时的一些瞬态操纵响应特性,并以此为基础,分析了非定常状态下旋翼桨叶铰链力矩的响应特性,为共轴式直升机机动飞行的研究做了必要的准备工作。

1 计算模型的建立

旋翼非定常气动模型通常包括二维翼型的非定常气动模型,非定常诱导流模型,以及桨叶的非定常挥舞三个子模型,三者互为条件,相互制约。

1.1 二维翼型的非定常气动响应

二维翼型的非定常响应认为,翼型迎角,及其角速度和角加速度均引起翼型气动力(矩)的变化。在计算二维翼型非定常气动特性的诸多模型中,Leishman-Beddoes 模型得到了广泛的认可,该模型将翼型非定常响应分为附着流,动态失速以及深度失速三个阶段,以一组基于实验模型的指数函数的半经验公式来表述非定常效应带来的升力、阻力及气动力矩的影响^[5-6]。

在附着流情况下,当迎角及其一、二阶导数有一个小的阶跃变化后,剖面的法向力及俯仰力矩将出现呈指数函数形式的非定常响应,该响应分为的环量项和非环量项两部分。其中,环量项的响应为

$$\begin{aligned} C_n^c &= C_{n\alpha} \cdot \left[1 - A_1 \cdot \exp\left(-\frac{b_1 \cdot \psi}{T_c}\right) - \right. \\ &\quad \left. A_2 \cdot \exp\left(-\frac{b_2 \cdot \psi}{T_c}\right) \right] \cdot \Delta\alpha \\ C_m^c &= (0.25 - x_{ac}) \cdot C_{n\alpha} \cdot \alpha(0) + \\ &\quad \left[1 - A_1 \cdot \exp\left(-\frac{b_1 \cdot \psi}{T_c}\right) - \right. \\ &\quad \left. A_2 \cdot \exp\left(-\frac{b_2 \cdot \psi}{T_c}\right) \right] \cdot \Delta\alpha \end{aligned} \quad (1)$$

非环量项的响应为

$$\begin{aligned} C_n^i &= \frac{4}{M_a} \cdot \exp\left(\frac{-\psi}{k_n \cdot T_i}\right) \cdot \Delta\dot{\alpha} \\ C_m^i &= - \left[A_3 \cdot \exp\left(\frac{-\psi}{b_3 \cdot k_n \cdot T_i}\right) + \right. \\ &\quad \left. A_4 \cdot \exp\left(\frac{-\psi}{b_4 \cdot k_n \cdot T_i}\right) \right] \Delta\dot{\alpha} \end{aligned} \quad (2)$$

将环量项和非环量项叠加,即得到附面流情况下,总的法向力和俯仰力矩的非定常响应为

$$C_n^u = C_n^c + C_n^i; \quad C_m^u = C_m^c + C_m^i \quad (3)$$

在分离流情况下,依照 Kirchhoff 理论,桨叶剖面法向力和俯仰力矩的非定常环量响应为

$$\begin{aligned} C_n^f &= C_{n\alpha} \cdot \left(\frac{1 + \sqrt{f_d}}{2} \right)^2 \cdot \alpha_e \\ C_m^f &= \\ &\quad [k_0 + k_1 \cdot (1 - f_d) + k_2 \cdot \sin(\pi(f_d)^2)] \cdot C_n^f \end{aligned} \quad (4)$$

同时在深度失速时,计入涡的影响,涡诱导的法向力和俯仰力矩为

$$\begin{aligned} C_n^v &= C_{n-1}^v \cdot \exp\left(\frac{\Delta\psi}{\beta^2 \cdot T_c \cdot T_v}\right) + (C_v - C_{v-1}) \cdot \\ &\quad \exp\left(\frac{\Delta\psi}{2 \cdot \beta^2 \cdot T_c \cdot T_v}\right) \\ C_m^v &= -C_{pv} \cdot C_n^v \end{aligned} \quad (5)$$

则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

$$\begin{aligned} C_n^u &= C_n^f + C_n^i + C_n^v \\ C_m^u &= C_m^f + C_m^i + C_m^v \end{aligned} \quad (6)$$

1.2 共轴双旋翼诱导流模型

共轴式直升机上下旋翼气动干扰的影响通常是通过诱导流模型的建立来计入的。各种反映共轴双旋翼气动干扰的诱导流模型在解决具体问题时有各优点和局限性,本文分别从固定尾迹、自由尾迹和动态入流三种模型入手对气动干扰问题加以分析。

1.2.1 共轴式直升机固定尾迹模型

为了计入上下两副旋翼的气动干扰,固定尾

迹涡系模型由单旋翼的只对桨盘二维平面处的诱导速度求解变为对三维空间任一点诱导速度求解。

依据 Biot-Savart 定理,经推导得到 k 片桨叶

$$v_y = -\frac{k}{8\pi^2 V_1} \int_0^{-\infty} \int_0^{2\pi} \Gamma \frac{[l_0 \cos(\varphi - \theta) + y \cot \alpha_1 \cos \theta] \Omega \rho + V_1 l_0 \sin \varphi \cos \alpha_1}{[(y \cot \alpha_1 + l_0 \cos \varphi)^2 + l_0^2 \sin^2 \varphi + (\bar{y}_1 - y)^2]^{3/2} \sin \alpha_1} dy d\theta \quad (7)$$

式(7)中参数 y 体现了涡柱对桨盘平面之外任一点激起的诱导速度,对于共轴式直升机而言,设上下旋翼间距为 h ,在计算上下桨盘处的诱导速度时,上桨盘涡系需计算上桨盘处的诱导速度和下桨盘处的诱导速度,即计算 $y_u = 0$ 和 $y_u = -h$ 位置处的诱导速度;而下桨盘涡系需计算下桨盘处的诱导速度和上桨盘处的诱导速度,即计算 $y_l = 0$ 和 $y_l = h$ 的位置处的诱导速度,然后将各桨盘处的诱导速度迭加,即得到计入干扰后的上下旋翼诱导速度。如图 1 所示,为上下旋翼涡柱模型示意图。

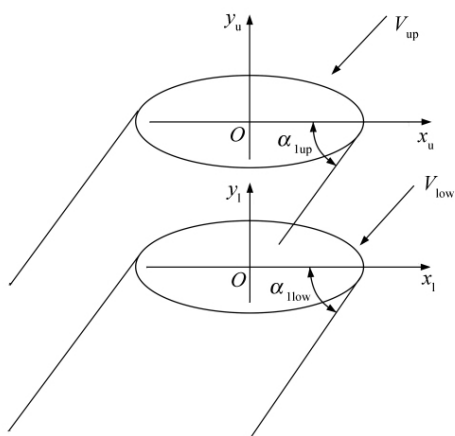


图 1 共轴式直升机上下旋翼涡柱模型示意图

Fig. 1 Upper and lower rotor vortex cylinder model of coaxial helicopter

固定尾迹模型能够给出诱导速度的解析表达式,在计算飞行性能时优势明显,上下桨盘处诱导速度的表达式形式复杂,具体可参照文献[7]。

1.2.2 共轴式直升机自由尾迹模型

本文的自由尾迹算法采用升力线理论,将桨叶沿展向分成若干小段,在每一小段中附着涡环量为常数,附着涡环量的径向变化引起尾随涡系从桨叶后缘拖出,升力线与尾随涡系间还存在一组弦向涡段,这组弦向涡段与升力线一起构成桨叶的附着涡系;控制点布置在 $3/4$ 弦线中点处,通过在控制点满足物面不穿透条件,可以求出各段附着涡的环量大小,继而由儒可夫斯基定理确定气动力。本文采用全展向自由尾迹模型,各尾迹在诱导速度场中的移动,由控制方程决定,控制方程

的单个涡柱对空间任一点 M 激起的轴向诱导速度为^[6]

表示为

$$\frac{dr(\psi, \zeta)}{dt} = v_{loc}[r(\psi, \zeta), t] \quad (8)$$

其中 ψ 是桨叶方位角, ζ 是表示尾迹节点寿命的尾迹角。尾迹节点处的当前速度为前飞速度与诱导速度之和,因此,式(8)可以表达成

$$\frac{dr(\psi, \zeta)}{dt} = \Omega \left[\frac{\partial r(\psi, \zeta)}{\partial \psi} + \frac{\partial r(\psi, \zeta)}{\partial \zeta} \right] = V_0 + v_{ind} r(\psi, \zeta) \quad (9)$$

为了避免计算中的数值问题,本文采用 Bagai 等人的模型对涡核进行修正,其切向速度分布为

$$v_\theta(h) = \Gamma \cdot h / (2\pi \sqrt{h^4 + r_c^4}) \quad (10)$$

式中 Γ 为涡线的环量, h 为计算点到涡线的垂直距离, r_c 是涡核半径。考虑到涡核随时间的耗散效应,允许涡核半径随寿命角变化规律如下:

$$r_c = r_{ini} \sqrt{2i - 1} \quad (11)$$

其中 r_{ini} 为初始涡核半径, i 为涡点按寿命角排序的编号。

对于共轴式直升机,上下旋翼气动干扰显著,尤其是上旋翼涡线经过下旋翼平面时的桨涡干扰是其突出特点,为了模拟该特性,参照相关处理方法,令下旋翼以下的涡线涡核半径增加 20%,即

$$r_c = \begin{cases} r_{ini} \sqrt{2i - 1} & \text{下旋翼以上涡线} \\ r_{ini} \sqrt{2i - 1} \times 1.2 & \text{下旋翼以下涡线} \end{cases} \quad (12)$$

在进行具体的数值求解时,采用五点差分法对控制方程进行离散,在迭代方法上采用两次预报校正法。同时,为了进一步提高计算速度和计算稳定性,依据文献[8]中提出的方法,将引起尾迹发散的诱导速度分量直接去掉,结果表明,该方法能有效提高计算速度,且不会降低计算精度。

1.2.3 共轴式直升机动态入流模型

动态入流理论主要包涵以下两个内容:其一是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是桨叶半径和方位角的函数,通常只考虑一阶谐波;其二是由于空气惯性的影响,诱导速度的扰动变化会有一个时间延迟。

依据动态入流模型,将上下旋翼气动力的变

化和诱导速度的动态变化通过两个线性微分方程组联系起来

$$M \begin{bmatrix} \dot{\lambda}_0^u \\ \dot{\lambda}_{1s}^u \\ \dot{\lambda}_{1c}^u \end{bmatrix} + V_u L_u^{-1} \begin{bmatrix} \lambda_0^u \\ \lambda_{1s}^u \\ \lambda_{1c}^u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_t^u \\ C_l^u \\ C_m^u \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$M \begin{bmatrix} \dot{\lambda}_0^l \\ \dot{\lambda}_{1s}^l \\ \dot{\lambda}_{1c}^l \end{bmatrix} + V_l L_l^{-1} \begin{bmatrix} \lambda_0^l \\ \lambda_{1s}^l \\ \lambda_{1c}^l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_t^l \\ C_l^l \\ C_m^l \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中 $\lambda_0^u, \lambda_0^l, \lambda_{1s}^u, \lambda_{1s}^l, \lambda_{1c}^u, \lambda_{1c}^l$ 分别为上下旋翼诱导速度的时均、一阶纵向和一阶横向入流分量, M 为常数矩阵, 体现空气惯性影响; V_u 和 V_l 分别为上下旋翼的质量流量矩阵, L_u 和 L_l 矩阵分别反映上下旋翼气动力和诱导速度的静态关系; $C_t^u, C_l^u, C_m^u, C_t^l, C_l^l, C_m^l$ 分别为上下旋翼的拉力、滚转力矩和俯仰力矩系数. 各系数矩阵的具体形式参照文献[9-10].

利用上述关系计算得到 $\lambda_0^u, \lambda_0^l, \lambda_{1s}^u, \lambda_{1s}^l, \lambda_{1c}^u, \lambda_{1c}^l$ 后, 将上下旋翼诱导速度表达为旋翼径向位置和方位角的一阶傅里叶级数

$$\begin{aligned} v_u &= \lambda_0^u + \lambda_{1c}^u \cdot \bar{r} \cdot \cos \psi_u + \lambda_{1s}^u \cdot \bar{r} \cdot \sin \psi_u \\ v_l &= \lambda_0^l + \lambda_{1c}^l \cdot \bar{r} \cdot \cos \psi_l + \lambda_{1s}^l \cdot \bar{r} \cdot \sin \psi_l \end{aligned} \quad (15)$$

式中下标 u 和 l 分别表示上旋翼和下旋翼的参量. 考虑到上下旋翼转向相反, 利用 $\psi_u = -\psi_l$ 将上下旋翼的入流模型统一起来. 随后, 计入干扰因子, 得到计入干扰后的上下旋翼诱导速度.

$$\begin{cases} v'_u = v_u + K_l \cdot v_l \\ v'_l = v_l + K_u \cdot v_u \end{cases} \quad (16)$$

式中 K_l 和 K_u 分别为下旋翼对上旋翼的干扰系数和上旋翼对下旋翼的干扰系数, 需要指出的是, 这两个参数是一个涵盖了旋翼总体参数和飞行状态的参量, 很难通过理论计算得到, 针对样例直升机上下旋翼的气动干扰系数, 是通过进行大量系留和自由放飞试验, 对试验数据加以整理, 总结得到的.

1.3 跷跷板式旋翼的挥舞动力学模型

在研共轴直升机桨毂形式为带预锥角的跷跷板式, 考虑到机体非定常状态的影响, 作用在桨叶上的气动力主要有

$$\begin{aligned} M_{ae} & \\ M_{ce} &= -\Omega^2 I_\beta \cdot \cos \beta_i \sin \beta_i \\ M_{Co} &= 2I_\beta \cos^2 \beta_i (p_h \Omega \cos \psi_i - q_h \Omega \sin \psi_i) \\ M_{in} &= -I_\beta \ddot{\beta}_i \\ M_{ic} &= -K_\beta (\beta_i - \beta_p) \end{aligned}$$

$$M_{fa} = I_\beta \cos^2 \beta_i (\dot{p}_h \sin \psi_i + \dot{q}_h \cos \psi_i)$$

$$M_{vs} = M_\beta (\cos \beta_i \cdot a_{hz} - \sin \beta_i \cdot a_{hx} \cos \psi_i + \sin \beta_i \cdot a_{hy} \sin \psi_i) \quad (17)$$

其中 M_{ae} 为气动力矩, M_{ce} 为离心力矩, M_{Co} 为哥氏力矩, M_{in} 为惯性力矩, M_{ic} 为挥舞铰约束力矩, M_{fa} 为机体角加速度引起的力矩, M_{vs} 为机体线加速度引起的力矩; K_β 是挥舞弹簧系数; I_β, M_β 分别为桨叶关于挥舞铰的惯性矩和质量静距; p_h, q_h 分别是旋翼桨毂滚转和俯仰角速率; a_{hx}, a_{hy}, a_{hz} 分别是桨毂中心线加速度的三个分量. 上述各力共同组成了跷跷板式旋翼的挥舞动力学方程

$$M_{ae} + M_{ce} + M_{in} + M_{Co} + M_{ic} + M_{fa} + M_{vs} = 0 \quad (18)$$

同时考虑两片桨叶对挥舞铰的力矩来对单片桨叶的挥舞动力学方程进行修正, 经过整理, 单片桨叶的挥舞动力学方程为

$$\begin{aligned} & \frac{[M_{ae}(1) - M_{ae}(2)]}{2} - \Omega^2 I_\beta \cdot \cos \beta_i \sin \beta_i + \\ & 2I_\beta \cos^2 \beta_i (p_h \Omega \cos \psi_i - q_h \Omega \sin \psi_i) - \\ & I_\beta \ddot{\beta}_i - \frac{K_\beta (\beta_i - \beta_p)}{2} + \\ & I_\beta \cos^2 \beta_i (\dot{p}_h \sin \psi_i + \dot{q}_h \cos \psi_i) - \\ & M_\beta (\sin \beta_i \cdot a_{hx} \cos \psi_i - \sin \beta_i \cdot a_{hy} \sin \psi_i) = 0 \end{aligned} \quad (19)$$

式(19)为二阶常微分方程形式, 本文利用 Matlab 内嵌的 ode45 解算器, 求其数值解.

2 算例验证

2.1 三种诱导入流模型的算例验证

为了验证上节所述的三种诱导入流模型在计算共轴式直升机气动特性时的有效性, 并对三种算法加以比较, 首先以文献[11]的试验数据为依据, 分别采用三种诱导入流模型计算共轴双旋翼的拉力-扭矩曲线. 文献[11]的模型旋翼参数如表 1 所示.

表 1 算例共轴双旋翼主要数据

Table 1 Main parameters of the coaxial rotor

旋翼半径/m	弦长/m	桨尖速度/(m·s ⁻¹)	旋翼间距/m	桨叶片数	翼型
3.81	0.457	119.5	0.61	2×2	NACA0012

针对算例模型, 分别采用固定尾迹, 自由尾迹, 动态入流三种模型的计算结果与文献[11]的试验结果如图 2 所示.

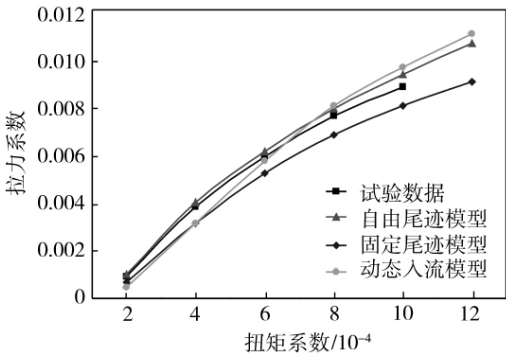


图 2 三种入流模型计算结果的对比
Fig. 2 Comparison of three inflow model calculation results

由图 2 可知：

- 1) 三种算法的计算结果虽与实验数据略有出入,但整体上能够满足工程实际的需要.
- 2) 随着拉力系数增大,计算误差也逐渐增大,这主要是气动干扰增强后引入了更多不确定因素造成的.
- 3) 自由尾迹模型精度最高,但考虑到动态入流模型在处理非定常问题时的显著优势,本文在计算时选用了动态入流模型.

2.2 总距突增时旋翼升力动态响应的算例验证

文献[1]借助旋臂机试验台,测试了悬停及前飞状态下桨距突增时旋翼升力的动态响应.如图 3 所示为悬停状态,增距速率 $1.5^{\circ}/(\text{r}/\text{min})$,增幅 3° 时的实验数据,文献[1]的计算数据,以及本文计算结果的对比.

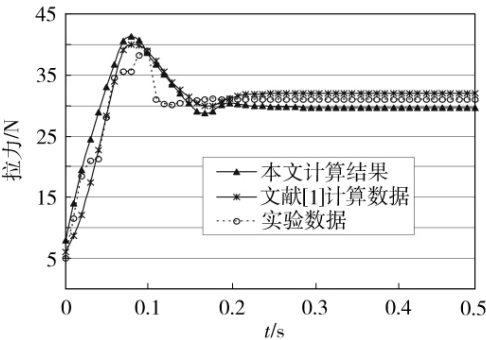


图 3 计算结果与文献[1]实验数据对比
Fig. 3 Comparison between calculation results and literature[1] experiment data

可以看出,本文的计算方法和文献[1]的算法均能大致反映桨距突增后旋翼升力的过冲现象,这主要是因为诱导速度的响应滞后,使得叶素迎角迅速增大到超过稳态值而造成的.本文和文献

[1]的计算精度基本能够满足工程实际的需要,但是在即将到达响应峰值时,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.

3 样例共轴直升机计算结果及分析

样例共轴直升机相关参数如表 2 所示.

表 2 样例直升机相关参数
Table 2 Related parameters of the sample helicopter under research

参数	数值	参数	数值
旋翼半径/m	1.25	桨叶弦长/m	0.1
旋翼转速/(r/min)	1100	桨叶翼型	OA212
发动机功率/kW	10	桨叶形状	矩形无扭转
上下旋翼间距/m	0.25	最大起飞质量/kg	75
上旋翼旋向	逆时针	下旋翼旋向	顺时针

3.1 总距突增时上下旋翼升力的动态响应

直升机旋翼对阶跃操纵的动态响应是研究直升机机动特性的前提,实际研究的阶跃操纵是指“尽可能快”的操纵,因此本文对于总距变化率选定 $15^{\circ}/\text{s}$, $30^{\circ}/\text{s}$ 和 $45^{\circ}/\text{s}$ 三种情况加以分析和比较,三种情况的桨距增幅均为 3° .

利用上文的计算方法,分别计算了悬停状态,及前进比为 $\mu=0.075$, $\mu=0.15$, $\mu=0.2$ 三种前飞状态下总距突增时,样例共轴直升机上下旋翼升力的动态响应曲线,如图 4 所示.

由图 4 可知：

- 1) 总距突增后,共轴式直升机上下旋翼升力响应均出现过冲现象,这与诱导速度场的响应滞后密切相关;有所不同的是下旋翼的过冲幅度大于上旋翼,这是由于上旋翼对下旋翼的气动干扰比下旋翼对上旋翼的气动干扰强烈所致.
- 2) 共轴式直升机上下旋翼升力的过冲幅度与增距速度关系紧密,增距速度越快,则过冲幅度越大;同样的增距速度下,上下旋翼升力过冲持续的时间大致相当.
- 3) 随着前飞速度的增大,共轴式直升机上下旋翼气动干扰减小,总距突增时,上下旋翼升力响应的差值也不断减小,在 $\mu=0.2$ 时,上下旋翼的升力响应曲线几乎重合.

3.2 总距突增时旋翼桨叶铰链力矩的响应特性

旋翼桨叶铰链力矩的准确估算,不仅是操纵

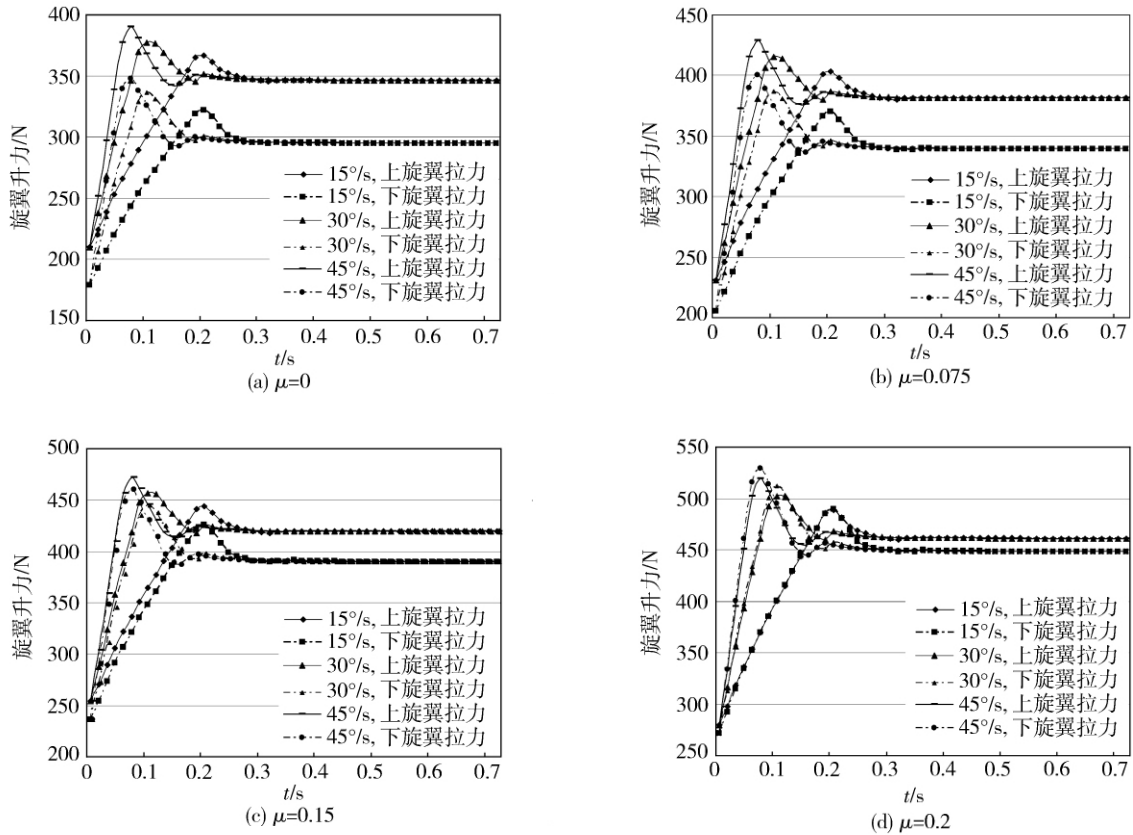


图4 总距突增时上下旋翼升力的动态响应

Fig. 4 Dynamic response of upper and lower rotor lift to a rapid collective increase

系统强度设计,全机振动水平预估的基础,对于无人直升机而言,铰链力矩的大小还决定了操纵伺服机构的合理选取.研究表明:直升机在高速前飞、垂直面内机动时,作用在桨叶上的铰链力矩最大,而这两个状态的共同特点就是非定常特性明显.针对样例共轴直升机,高速前飞时的铰链力矩已在文献[12]中进行计算,本文则从总距突增,这一最基础的机动操纵,来考虑垂直面内机动时样例共轴直升机的铰链力矩响应特性.

悬停状态总距突增时,形成旋翼桨叶总的铰链力矩的六分量为^[11]

$$M_1 = \int_{L_{lg}}^R \{ [d\dot{q} + \Omega^2 (r - L_{lg}) \xi m(r) dr - ym(r) dr] \cdot y \} dr$$

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

$$M_3 = \int_{L_{lg}}^R \left[\frac{1}{2} \rho (\Omega R)^2 R^3 \bar{b}^3 C_n (\bar{r} + \mu \sin \psi) \dot{\varphi} \right] dr = 0$$

$$M_4 = \int_{L_{lg}}^R g \xi (r - L_{lg}) m(r) dr \approx 0$$

$$M_5 = \int_{L_{lg}}^R [-\Omega^2 I_{xy} + \Omega^2 r m(r) \beta \xi (r - L_{lg})] dr$$

$$M_6 = - \int_{L_{lg}}^R \ddot{\varphi} I dr = 0 \quad (20)$$

依据式(20),本文计算了总距突增时,作用在样例直升机上下旋翼上的铰链力矩,增距速度为45°/s,总距增幅为3°.计算结果如图5所示.

由图5可知:

1) 总距突增时,上下旋翼桨叶铰链力矩均出现了过冲,这同样是由于诱导速度响应滞后引起了作用在桨叶上的气动力(矩)的过冲;和相同情况下的升力过冲量相比,铰链力矩的过冲幅度更大,但两者的振荡周期相当.

2) 由于气动干扰的存在,悬停状态上旋翼的铰链力矩大于下旋翼,随着总距的逐渐增大,气动干扰逐渐增强,表现为上下旋翼桨叶铰链力矩的差值逐渐增大.

3) 与高速前飞时的铰链力矩值相比,悬停状态的铰链力矩均是低头力矩,且数值较高速前飞

时小,但由于过冲现象,使得总距突增时,铰链力矩响应峰值较大.由此可知,快速机动的操纵输入,将对无人直升机的操纵伺服机构提出较高要求,由于桨叶铰链力矩的瞬间增大,要求操纵伺服机构能够提供足够的支反力矩来进行平衡.

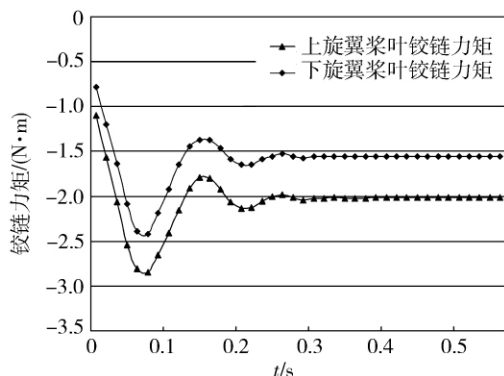


图5 总距突增时上下旋翼桨叶铰链力矩动态响应

Fig. 5 Dynamic response of upper and lower rotor hinge moment to a rapid collective increase

4 结 论

1) 在处理共轴直升机气动干扰问题时,自由尾迹模型精度较高,但在得到合理干扰因子的前提下,动态入流模型的计算精度同样能够满足工程实际的需要,且在研究非定常问题时优势明显.

2) 总距突增时,共轴式直升机上下旋翼升力响应均出现过冲,且下旋翼的过冲幅度略大于上旋翼;上下旋翼升力的过冲幅度与增距速度关系紧密,增距速度越快,则过冲幅度越大;随着前飞速度的增大,上下旋翼气动干扰减小,上下旋翼升力响应的差值也不断减小.

3) 总距突增时,上下旋翼桨叶铰链力矩均出现了过冲,且过冲幅度大于相同情况下的升力过冲;随着总距增大,气动干扰增强,上下旋翼铰链力矩差值增大;与高速前飞时的铰链力矩值相比,悬停状态的铰链力矩均是低头力矩,且数值较高,但是考虑到过冲峰值的影响,快速机动的操纵输入,将对无人直升机的操纵伺服机构提出较高要求.

参考文献:

- [1] 辛宏.旋翼非定常气动特性的理论和实验研究[D].南京:南京航空航天大学,1995.
XIN Hong. Experiment and theoretical investigation on the unsteady aerodynamics of helicopter rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,

1995. (in Chinese)

- [2] 林永峰,陈文轩,邓建军.旋翼非定常气动载荷实验研究[J].南京:航空航天大学学报,2003,35(3):304-307.
LIN Yongfeng, CHEN Wenxuan, DENG Jianju. Experimental study of rotor unsteady aerodynamic loads[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 35(3): 304-307. (in Chinese)
- [3] 王海,徐国华.直升机旋翼瞬态气动响应分析的一个高效方法[J].应力力学学报,2006,23(1):154-158.
WANG Hai, XU Guohua. Efficient method for helicopter rotor transient aerodynamic response [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2006, 23(1): 154-158. (in Chinese)
- [4] 徐冠峰,陈铭.悬停状态下小型共轴直升机操纵响应特性分析[J].北京航空航天大学学报,2011,37(8):918-922.
XU Guanfeng, CHEN Ming. Control response analysis of a small coaxial helicopter in hovering state [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(8): 918-922. (in Chinese)
- [5] Leishman J G, Beddoes T S. A semi empirical model for dynamic stall[R]. Washington, DC: The 42nd AHS Forum, 1986.
- [6] Leishman J G, Beddoes T S. A generalized model for unsteady airfoil behavior and dynamic stall using the indicial method[R]. Washington, DC: The 42nd AHS Forum, 1986.
- [7] 陈铭.共轴双旋翼前飞气动特性研究[D].北京:北京航空航天大学,2003.
CHEN Ming. Research on aerodynamic characteristics of coaxial rotor in forward flight[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003. (in Chinese)
- [8] 曾洪江,胡继中.涡核对自由涡计算的影响研究[C]//第20届全国直升机年会论文集.四川宜宾:[s. n.], 2004: 553-559.
ZENG Hongjiang, HU Jizhong. Effect of core radius in free wake calculation [C] // Proceedings of the 20th National Helicopter Annual Forum. Yibin Sichuan: [s. n.], 2004: 553-559. (in Chinese)
- [9] Gaonkar G H, Peters D A. Review of dynamic inflow modeling for rotorcraft flight dynamics[C] // Proceedings of the AIAA SDM Conference. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1986: 89-115.
- [10] Pitt D M, Peters D A. Theoretical prediction of dynamic inflow derivatives[J]. Vertica, 1981, 5(1): 21-34.
- [11] Harrington R D. Full scale tunnel investigation of the static-thrust performance of a coaxial helicopter rotor[R]. Washington: NACA-TN-2318, 1951.
- [12] 徐冠峰,陈铭.小型共轴式直升机旋翼桨叶铰链力矩研究[J].航空动力学报,2010,25(8):1805-1810.
XU Guanfeng, CHEN Ming. Rotor blade hinge moment research of a small-scale coaxial helicopter [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1805-1810. (in Chinese)