

文章编号:1000-8055(2012)04-0749-06

倾转旋翼机飞行力学特性

沙虹伟, 陈仁良

(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: 总结和分析了旋翼、机翼、机身、短舱和尾翼气动力模型和操纵机构特点, 其中旋翼气动力模型以准定常叶素理论为基础, 机翼和尾翼气动力模型以升力线理论为基础, 并分析了旋翼尾流对机翼气动力气动干扰问题; 建立了全量非线性倾转旋翼机飞行力学模型; 以 XV-15 为样机, 对倾转旋翼机在不同飞行模式和飞行速度下飞行力学特性展开了详细研究, 得到的结论有助于深入了解倾转旋翼机飞行力学特性, 也可用于倾转旋翼机飞行控制系统设计。

关 键 词: 倾转旋翼机; 气动干扰; 配平; 序列规化算法 SQP (sequential quadratic programming); 飞行力学

中图分类号: V212.4

文献标志码: A

Flight dynamics characteristic of tilt rotor aircraft

SHA Hong-wei, CHEN Ren-liang

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

College of Aeronautics and Astronautics,

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

Abstract: A flight dynamics model of the tilt rotor aircraft was established based on the research into the aerodynamic of the rotors, wing, fuselage, nacelle, empennage and control system. Quasi-steady element theory was used to analyze the lift, drag, moment and the flapping motion of the rotors. The lift line theory was used to research the aerodynamics of others, and then an investigation was conducted on the XV-15 tilt rotor aircraft. The results can be helpful to realize the characteristics of tilt rotor aircraft, also be useful to flight control design.

Key words: tilt rotor aircraft; aerodynamic interference; trim;

SQP (sequential quadratic programming); flight dynamics model

倾转旋翼机具有直升机模式/过渡模式/飞机模式三种飞行模式, 飞行包线很宽, 具备很大的开发潜力, 但也蕴含了更多的技术难题^[1]. 国外对该机型的研究起步较早, 目前现已走向工程阶段^[2-3]. 国内对倾转旋翼机的研究起步较晚, 且大都数研究集中在旋翼的响应以及旋翼间气流干扰方面^[4], 详细分析该机型飞行力学特性的研究则较少, 鉴此, 本文在分析了各部件气动力和操纵机构特点的基础上, 建立了全量非线性倾转旋翼机

飞行力学模型, 对倾转旋翼机不同飞行模式和不同飞行速度下的飞行力学特性展开了详细分析, 研究所得结果有助于深入了解倾转旋翼机的飞行力学特征, 本文得到的模型和结论可用于飞控系统的研究和开发。

1 飞行力学模型

倾转旋翼机飞行力学模型包括右(左)旋翼/机身/机翼/右(左)发动机短舱/水平尾翼/垂直

收稿日期:2011-01-28; 修订日期:2012-02-09

作者简介:沙虹伟(1982—), 男, 江苏泰州人, 博士生, 主要从事直升机飞行力学研究。

尾翼等部件的气动力模型以及操纵机构模型. 各部件气动力均先在部件风轴系中求的, 然后再转换至机体轴系中.

1.1 右(左)旋翼气动力模型

在求解旋翼气动力时作以下假设: 桨叶铰接且刚性, 扭转角线性分布, 入流均匀分布, 桨叶挥舞运动简化至一阶谐波量. 各片桨叶的气动力以及桨叶挥舞运动由准定常叶素理论推得^[5], 得到桨叶气动力及挥舞运动后利用多桨叶坐标转换关系及得到旋翼气动力和旋翼挥舞运动方^[6].

以右旋翼气动力为例, 其求解步骤如下:

1) 计算旋翼桨毂中心气流速度. 设短舱旋转支点 O 处气流为 $[u, v, w]_O$, 机体角速度为 $[p, q, r]$, 短舱倾角为 i (90° 为直升机模式), 桨毂中心到 O 点距离为 L , 则旋翼桨毂中心气流速度为式(1), 式中下标 wa 代表桨毂风轴系.

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}_{wa} = \begin{bmatrix} \cos i & 0 & \sin i \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin i & 0 & \cos i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}_O + \begin{bmatrix} -L \sin i \cdot q \\ L \sin i \cdot p + L \cos i \cdot r \\ -L \cos i \cdot q \end{bmatrix} \quad (1)$$

2) 计算旋翼诱导速度. 由动量理论得到的旋翼诱导速度见式(2), 该式采用数值方法求解

$$\lambda = \lambda_0 - \frac{C_T}{2 \sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} \\ v_i = (\lambda_0 - \lambda) \Omega R \quad (2)$$

3) 计算旋翼挥舞运动系数 $[a_0, a_1, b_1]_{wa}$, $[\dot{a}_0, \dot{a}_1, \dot{b}_1]_{wa}$;

4) 计算旋翼拉力 T_{wa} , 后向力 H_{wa} , 侧向力 S_{wa} , 滚转力矩 L_{wa} , 俯仰力矩 M_{wa} 和旋翼扭矩 Q_{wa} 并转换到机体轴系中.

左旋翼气动力可由对称原理获得, 假设右旋翼气动力描述为式(3), 则左旋翼气动力为式(4).

$$\begin{aligned} [H_{wa}, S_{wa}, T_{wa}, L_{wa}, M_{wa}, Q_{wa}]_r = \\ f(u_{wa}, v_{wa}, w_{wa}, p_{wa}, q_{wa}, r_{wa}, A_{wa}, B_{wa} \dots)_r \quad (3) \\ [H_{wa}, S_{wa}, T_{wa}, L_{wa}, M_{wa}, Q_{wa}]_l = \\ [H_{wa}, -S_{wa}, T_{wa}, -L_{wa}, M_{wa}, -Q_{wa}]_r = \\ f(u_{wa}, -v_{wa}, w_{wa}, -p_{wa}, q_{wa}, \\ -r_{wa}, -A_{wa}, B_{wa} \dots)_r \quad (4) \end{aligned}$$

式中 A_{wa} 和 B_{wa} 为风轴系下旋翼的横、纵向周期变距, 下标 r 和 l 表示右、左旋翼系统.

1.2 机翼气动力模型

受旋翼尾流影响, 机翼上存在受旋翼尾流影

响的滑流区和不受旋翼尾流影响的自由区. 机翼气动力由这两部分气动力相加所得. 本文采用经验公式确定滑流区机翼的面积 S_{wss} ^[7]. 下标 w 和 ss 分别代表机翼和滑流区. 设机翼滑流区气动压力中心为 $(x, y, z)_w$, 机体质心线速度为 $[u, v, w]$, 则滑流区机翼气动压力中心点处来流速度为式(6).

$$\begin{bmatrix} u_{wss} \\ v_{wss} \\ w_{wss} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & z_w & -y_w \\ -z_w & 0 & x_w \\ y_w & -x_w & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \eta \cdot v_i \cdot \cos i \\ 0 \\ \eta \cdot v_i \cdot \sin i \end{bmatrix} \quad (6)$$

式(6)中 η 为诱导速度影响系数, $1 \leq \eta \leq 2$.

则滑流区机翼升阻力如下:

$$\begin{aligned} L_{wss} &= q_{wss} S_{wss} C_{lwss} \\ D_{wss} &= q_{wss} S_{wss} C_{dwss} \\ q_{wss} &= 0.5 \rho (u_{wss}^2 + v_{wss}^2 + w_{wss}^2) \\ C_{lwss} &= \alpha (\alpha_{wss} - \alpha_0) + \partial C_{lwss} / \partial \delta_{ail} \cdot \delta_{ail} \\ C_{dwss} &= C_{dwss0} + k C_{lwss}^2 \\ \alpha_{wss} &= \arctan(w_{wss} / u_{wss}) \quad (7) \end{aligned}$$

式(7)中 α_0 , $\partial C_{lw} / \partial \delta_{ail}$ 和 δ_{ail} 分别为机翼零升迎角, 机翼升力增量对副翼偏转量导数和副翼偏转量. 倾转旋翼机在低速飞行时, 旋翼尾流使得机翼处于高迎角状态, 因而在建立机翼气动力模型时需要建立宽迎角的气动模型.

自由区机翼气动力只需在以上过程中设定 η 为 0 即可获得.

1.3 右(左)短舱气动力模型

本文把右(左)短舱等效为平板, 设右短舱压力中心为 $(x, y, z)_c$, 来流速度为 $[u, v, w]_c$, 下标 c 表示短舱. 直升机模式时右短舱的纵横向等效面积为 S_x 和 S_y , 则右短舱上的气动力为式(8).

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_c &= \begin{bmatrix} u q_c S_x \sin i \\ -v q_c S_y \\ -w q_c \cos i \end{bmatrix}, \\ q_c &= \frac{1}{2} \rho C_d \sqrt{u_c^2 + v_c^2 + w_c^2} \\ \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_c &= \begin{bmatrix} 0 & -z_c & y_c \\ z_c & 0 & -x_c \\ -y_c & x_c & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_c \quad (8) \end{aligned}$$

式中 C_d 为平板阻力系数, 取 1.28, 同样方法可得左短舱气动力.

1.4 机身气动力模型

本文采用经验公式确定机身气动力. 设机身压力中心为 $(x, y, z)_f$, 来流速度为 $[u, v, w]_f$, 下标 f 表示机身, 则机身气动力为式(9).

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_f = \begin{bmatrix} q_f C_{df} A_f \\ q_f C_{lf} A_f \\ q_f C_{sf} A_f \end{bmatrix},$$

$$q_f = \frac{1}{2} \rho (u_f^2 + v_f^2 + w_f^2)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_f = \begin{bmatrix} q_f C_{Mx} L_f A_f \\ q_f C_{Myf} L_f A_f \\ q_f C_{Mzf} L_f A_f \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} 0 & -z_f & y_f \\ z_f & 0 & -x_f \\ -y_f & x_f & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_f \quad (9)$$

式中 C_{df} , C_{lf} , C_{sf} , C_{Mx} , C_{Myf} 和 C_{Mzf} 分别为机身三方向气动力及力矩系数, 它们是机身迎角和侧滑角函数, A_f 和 L_f 分别为机身特征面积和特征长度.

1.5 尾翼气动力模型

设平尾气动压力中心为 $(x, y, z)_e$, 下标 e 表示平尾, 则平尾气动压力中心处来流速度为式(10).

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}_e = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & z_e & -y_e \\ -z_e & 0 & x_e \\ y_e & -x_e & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (10)$$

则平尾气动力为

$$\begin{aligned} L_e &= q_e S_e C_{le} \\ D_e &= q_e S_e C_{de} \\ q_e &= 0.5 \rho (u_e^2 + v_e^2 + w_e^2) \\ C_{le} &= \alpha \cdot \alpha_e + \partial C_{le} / \partial \delta_{elev} \cdot \delta_{elev} \\ C_{de} &= C_{de0} + k C_{le}^2 \\ \alpha_e &= \arctan(w_e / u_e) \end{aligned} \quad (11)$$

式中 $\partial C_{le} / \partial \delta_{elev}$ 和 δ_{elev} 分别为平尾升力增量对升降舵偏转量导数和升降舵偏转量. 垂尾气动力处理方法与上述过程相似.

1.6 操纵机构

倾转旋翼机上操纵机构很复杂, 因为倾转旋翼有多种飞行模式, 控制量比操纵动作多. 倾转旋翼上旋翼 9 控制量分别为: 左/右旋翼控制量 $\theta_{01}/A_1/B_1/\theta_{0r}/A_r/B_r$, 副翼偏转量 δ_{ail} 、升降舵偏转量 δ_{elev} 和方向舵偏转量 δ_{rud} , 4 个操纵动作作为 $\delta_{coll}/\delta_{long}/\delta_{lat}/\delta_{ped}$, 分别为总距油门操纵/操纵杆纵向移动/操纵杆横向移动/脚蹬偏转. 合理的操

纵机构不仅能简化倾转旋翼机的操纵, 而且能发掘倾转旋翼机的飞行潜能. 本文建立的操纵机构使得控制量和位移量之间关系如下:

$$\begin{aligned} \theta_{01,0r} &= -\delta_{coll} \cdot \delta\theta_{01,0r}/\delta_{coll} \mp \\ &(\delta_{lat} - \delta_{lat,neutral}) \cdot \delta\theta_{01,0r}/\delta_{lat} \\ B_{1,r} &= -(\delta_{long} - \delta_{long,neutral}) \cdot \delta B_{1,r}/\delta_{long} \pm \\ &(\delta_{ped} - \delta_{ped,neutral}) \cdot \delta\theta_{1,r}/\delta_{ped} \\ A_l &= A_r = 0 \\ \delta_{elev} &= (\delta_{long} - \delta_{long,neutral}) \cdot \delta_{elev}/\delta_{long} \\ \delta_{ail} &= -(\delta_{lat} - \delta_{lat,neutral}) \cdot \delta_{ail}/\delta_{lat} \\ \delta_{rud} &= (\delta_{ped} - \delta_{ped,neutral}) \cdot \delta_{rud}/\delta_{ped} \end{aligned} \quad (12)$$

式中变量下标带有 neutral 表示驾驶杆中立时对应的操纵位移量, 式中 $\delta_{()}/\delta_{()}$ 为某杆位移量与某控制量之间的操纵斜率, 上式将 4 个操作动作和 9 个控制量联系起来, 其中纵向周期变距与升降舵偏转, 副翼偏转与总距差动, 方向舵偏转与纵向周期差动变距之间存有联动关系.

1.7 飞行力学模型

飞行力学模型包括 6 自由度机体运动方程和左右旋翼的挥舞运动方程以及运动补充方程.

机体运动方程建立在质心欧拉坐标系中

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw - g \sin \theta + \sum F_X/m \\ \dot{v} &= pw - ru + g \cos \theta \sin \phi + \sum F_Y/m \\ \dot{w} &= qu - pv + g \cos \phi \cos \theta + \sum F_Z/m \\ \dot{p} &= [I_z \sum M_X + I_{xz} \sum M_Z + I_1 pq + I_2 qr]/\Delta \\ \dot{q} &= (\sum M_X + (I_z - I_x) pr - I_{xz}(p^2 - r^2))/I_y \\ \dot{r} &= [I_x \sum M_Z + I_{xz} \sum M_X - I_1 qr + I_3 pq]/\Delta \\ I_1 &= I_{xz}(I_x - I_y + I_z) \\ I_2 &= I_y I_z - I_z^2 - I_{xz}^2 \\ I_3 &= I_{xz}^2 - I_x I_y + I_x^2 \\ \Delta &= I_x I_z - I_{xz}^2 \end{aligned} \quad (13)$$

补充方程

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= q \sin \phi \sec \theta + r \cos \phi \sec \theta \end{aligned} \quad (14)$$

右旋翼挥舞运动方程^[5-8]

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{X}} &= \begin{bmatrix} 0 & I \\ -K & -D \end{bmatrix} \mathbf{X} + \begin{bmatrix} 0 \\ f \end{bmatrix} \\ \mathbf{X} &= [a_0, a_1, b_1, \dot{a}_0, \dot{a}_1, \dot{b}_1] \end{aligned} \quad (15)$$

左旋翼挥舞运动方程由对称原理获得

$$\dot{\mathbf{X}}' = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -K & -D \end{bmatrix} \mathbf{X}' + \begin{bmatrix} 0 \\ f' \end{bmatrix}$$

$$X' = [a_0, a_1, -b_1, \dot{a}_0, \dot{a}_1, -\dot{b}_1] \quad (16)$$

式(13)~式(16)组成完整的倾转旋翼机飞行力学模型。

2 配平计算

本文所建倾转旋翼机飞行力学模型包含了 21 个状态量和 4 个操纵动作,配平计算就是在某飞行状态下求解出一组操纵动作,使得倾转旋翼机机体以及旋翼上的合力为 0。本文采用序列二次规划算法(SQP)对倾转旋翼机展开配平计算。该算法包含大小两个迭代过程,大迭代产生满足一定条件的解,该解不断逼近最优解,小迭代过程嵌套在大迭代过程中,它用于产生大迭代收索方向^[9-10]。该配平问题表述如下:

$$\begin{aligned} & \underset{x}{\text{minimize}} = f_0(x) \\ & \text{s. t.} \quad l \leq \begin{bmatrix} x \\ f(x) \\ Ax \end{bmatrix} \leq u \end{aligned} \quad (17)$$

式中 $f_0, x, f(x), A, l, u$ 分别是目标优化函数,系统变量,系统非线性约束,系统线性约束,变量及约束的下边界和上边界。优化目标使得(13)式中的左侧 6 状态向量的 2 范数最小,系统变量为机体状态量及左右旋翼上状态量和操纵量,系统的非线性约束和线性约束对应为式(13)~式(16)方程组,变量及约束的上下边界由水平运动前飞条件和操纵机构限制得到,不受约束的自由变量限定在合理范围之内。

3 结果及分析

在上节配平状态基础上运用线化理论得到倾转旋翼机在不同配平状态的线性模型(18),随之可对该线性模型展开飞行力学性能分析。

$$\dot{x} = A_{[21 \times 21]}x + B_{[21 \times 4]}u \quad (18)$$

计算状态 A 阵可得到 21 个特征根,分析其特征向量可选出对应于机身运动的 9 个特征根,略去其中对应航向运动的 0 特征根,其余 8 个特征根的分布规律分别见图 1~图 7。

图 1~图 2 分别为本文模型, GTRS(generic tiltrotor simulation)模型^[10-11]以及试飞数据在两种飞行模型下的对比结果,总体看这 3 组结果都有较好的吻合性,验证了本文模型合理准确性。

悬停状态飞行时只有左右旋翼提供升力及控制力矩,而旋翼是速度静稳定/迎角静不稳定的,因此倾转旋翼机纵/横向出现了不稳定的振荡模态,这类似于直升机悬停振荡模态,对应图 1 中 2

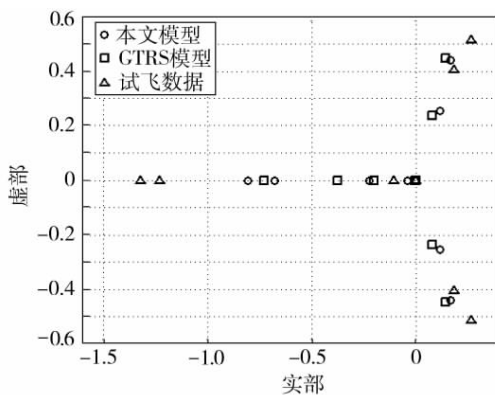


图 1 直升机模式悬停状态特征根对比

Fig. 1 Comparison of helicopter mode hover poles

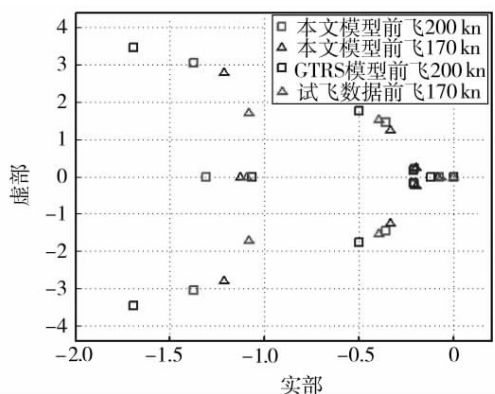


图 2 飞机模式特征根分布比较

Fig. 2 Comparison of airplane mode poles

对正实部共轭复根。旋翼同时也提供很大的滚转/俯仰/垂直运动阻尼,使得倾转旋翼机的滚转/俯仰/垂直运动模态是稳定的,分别对应图 1 中从左至右 3 个负实根。倾转旋翼机左右旋翼只提供很小的航向静稳定性,因而倾转旋翼机需要拥有大面积的垂尾提供航向静稳定性,但在悬停状态垂尾气动力很小且旋翼提供了较强的上反效应,这使得倾转旋翼机螺旋模态是稳定的,对应图 1 中最接近 0 的负实根。这 3 组结果中本文模型和 GTRS 模型更加接近,原因有 3 点:悬停状态只有左右旋翼工作,因此其他部件建模时的差异性不能体现;旋翼模型很难精确表述真实旋翼气动力,比如不同的旋翼入流模型对旋翼气动力有很大的影响,但这都是对旋翼真实流场的近似;试飞时很难保持绝对的悬停状态,试飞数据也存有误差。

飞机模式前飞时,机翼及平尾提供升力及控制力矩,使得倾转旋翼机是速度/迎角/航向静稳定的,其特征根分布与飞机相似,纵向为振荡的长/短周期模态,对应图 2 中左右两侧的共轭复根,横向为荷兰滚模态,滚转模态和螺旋模态,分

别对应为图 2 中间的 1 对共轭复根以及大负实根和小负实根。此刻不论是前飞 170 kn 本文模型和试飞结果以及前飞 200 kn 本文模型和 GTRS 模型都存在差异,这是由模型差异,模型简化及试飞数据误差等原因造成。如本文在处理短舱气动力及飞行模式左右旋翼桨毂力矩就与 GTRS 模型存在区别。

图 3~图 7 给出了倾转旋翼机不同短舱倾角,不同重心位置时纵横向特征根随前飞速度变化规律。

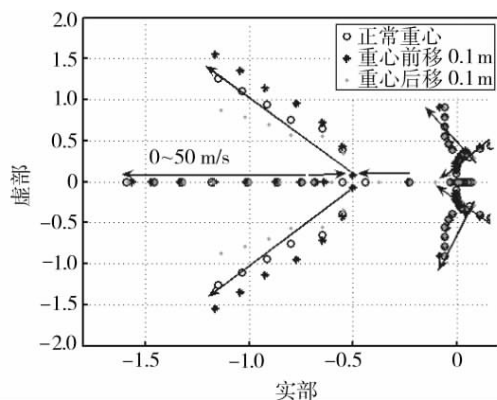


图 3 直升机模式特征根变化结果

Fig. 3 Math model helicopter mode pole movement

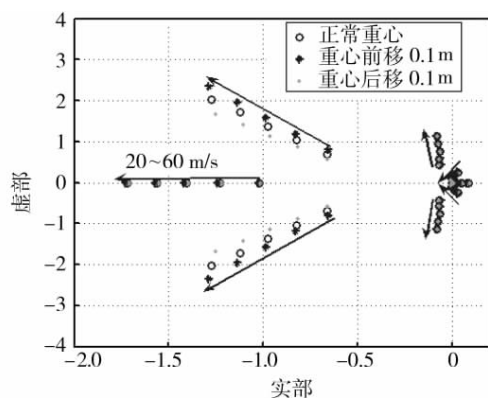


图 4 短舱倾角 75°时特征根变化结果

Fig. 4 Math model conversion mode
75° pole movement

分析图 3~图 7 中各特征根随前飞速度变化规律可知,倾转旋翼机不论以何种短舱倾角前飞时,除螺旋模态外各运动模态随前飞速度增加趋向稳定,正如图 3~图 7 中箭头所示,特征根向左侧移动。前飞速度增加,倾转旋翼机上的机翼/平尾/垂尾等气动部件上产生的气动力逐渐增强,这不但使某些运动模态的气动刚度和气动阻尼上升,而且改善了全机的迎角静稳定性,因此,随前飞速度增加,多数运动模态不仅更加稳定,其运动

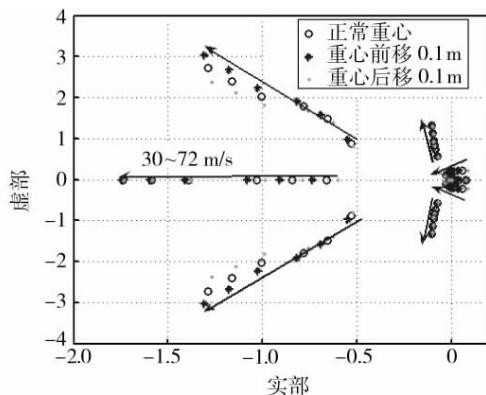


图 5 短舱倾角 60°时特征根变化结果

Fig. 5 Math model conversion mode
60° pole movement

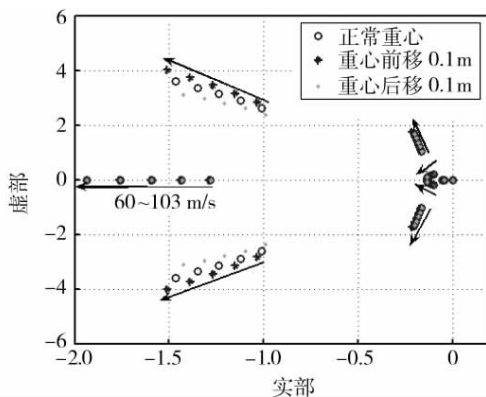


图 6 短舱倾角 30°时特征根变化结果

Fig. 6 Math model conversion mode
30° pole movement

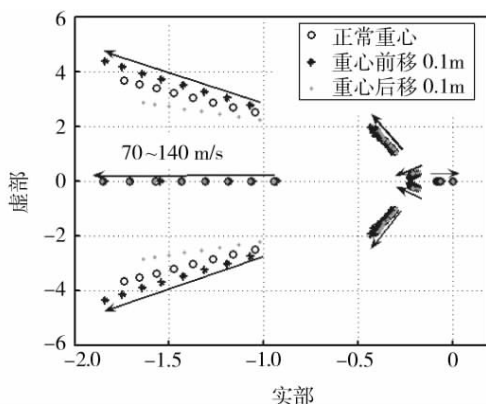


图 7 飞机模式特征根变化结果

Fig. 7 Math model airplane mode pole movement

频率也更高。图 3~图 7 中 0 附近的实根对应为螺旋模态运动,该根时正时负,随前飞速度变化无明显规律,螺旋模态稳定性由全机的航向稳定性和上反效应共同确定,航向稳定性过强或上反效应不足都会使螺旋模态不稳定,不过上反效应过强则可能使得横向荷兰滚模态不稳定,当飞速度

变化时,全机的航向稳定性和上反效应都发生变化,一旦它们之间匹配关系发生改变都会使螺旋模态不稳定,这点在设计倾转旋翼机或其控制系统时应引起注意。

对比图3~图7不同短舱倾角在相同飞行速度时特征根分布可发现:在相同速度时,倾角前倾使得纵向短周期模态振荡频率增加,横向滚转运动模态阻尼下降,对其他模态影响则不明显。短舱前倾使得旋翼尾流对机翼的影响下降,机翼上动压及下洗载荷降低,降低了旋翼负荷,因此旋翼上提供的迎角静不稳定导数和滚转阻尼因此也降低,导致全机迎角静稳定导数上升,从而使得纵向短周期振荡模态频率增加,横向滚转运动模态阻尼下降。

分析图3~图7中不同前飞速度,不同短舱倾角时不同重心位置对特征根的影响可发现:小范围的重心位置纵向移动只对纵向短周期模态有影响,重心前移使得纵向短周期模态更稳定振荡频率更高,因为重心位置纵向移动对全机的迎角静稳定和俯仰阻尼影响较大。

4 结 论

本文建立的倾转旋翼机模型阶数较高且合理准确,不仅能用于分析倾转旋翼机飞行力学特性,而且可作为飞行控制系统设计的模型基础,事实上,本文建立的模型已用于某小型无人倾转旋翼机控制系统设计^[12]。

倾转旋翼机直升机模式飞行时其飞行力学特征与直升机相似,过渡模式和飞机模式飞行时与飞行飞行力学特征相似。

倾转旋翼机不论以何种短舱倾角飞行时,除螺旋模态外各运动模态随前飞速度增加趋向稳定。

倾转旋翼机不论以何种短舱倾角飞行时,螺旋模态都可能出现不稳定。

倾转旋翼机在某速度飞行时,短舱倾角的变化及适量的重心纵向位置变动对旋翼机的基本特别无太明显改变,该点很利于飞控系统设计。

参考文献:

- [1] Harendra P B, Joglekar M J, Gaffey T M, et al. A mathematical model for real time flight simulation of the Bell Model 301 tilt rotor research aircraft [R]. NASA-CR-114614, 1973.
- [2] Martin D, Maisel, Demo J, et al. The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft [R]. NASA SP-2000-4517, 2000.
- [3] Menger R P, Hogg C B. Recent investigation in tilt rotor flight technology through XV-15 flight testing [C] // Proceedings of American Helicopter Society 43rd Annual Forum. St. Louis, MO: American Helicopter Society, 1987: 18-20.
- [4] 沙虹伟. 无人倾转旋翼机飞行力学建模与姿态控制技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
SHA Hongwei. A mathematical model of unmanned tiltrotor aircraft and research on attitude control system design [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics 2007. (in Chinese)
- [5] Chen R T N. Effects of primary rotor parameters on flapping dynamics [R]. NASA TM-431, 1980.
- [6] Chen R T N. A simplified rotor system mathematical model for piloted flight dynamics simulation [R]. NASA TM-78575, 1973.
- [7] Carlson E B, ZHAO Yiyuan, Robert T N. Optimal tiltrotor runway operations in one engine inoperative [R]. AIAA-99-3961, 1999.
- [8] Gill P E, Murray W, Saunders M A, et al. User's guide for snopt version 6, a fortran package for nonlinear programming [R]. California 94305-4026, 2002.
- [9] Gill P E, Murray W, Saunders M A. An SQP algorithm for large-scale constrained optimization [J]. Society for industrial and applied mathematics, 2005, 47(1): 99-131.
- [10] Kristi M K. Stability and control modeling of tilt-rotor aircraft [D]. Maryland: University of Maryland, 2007.
- [11] Ferguson, Samuel W A. Mathematical model for real time flight simulation of a generic tilt-prop rotor aircraft [R]. NASA-CR-166536, 1983.
- [12] 宋彦国, 王焕瑾, 沙虹伟, 等. 倾转旋翼飞行器飞行力学模型研究 [J]. 空气动力学学报, 2008, 26(2): 192-196.
SONG Yanguo, WANG Huanjin, SHA Hongwei, et al. Flight dynamic mathematical model of tiltrotor aircraft [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(2): 192-196. (in Chinese)