一种改进的前飞时倾转旋翼机非定常气弹动力学模型

李治权, 夏品奇*

南京航空航天大学航空宇航学院, 南京 210016

* E-mail: xiapq@nuaa.edu.cn

收稿日期: 2017-09-12; 接受日期: 2018-01-18; 网络版发表日期: 2018-07-11

国家自然科学基金(批准号: 11572150)资助项目

摘要 倾转旋翼机前飞时, 旋翼会处于复杂的非定常气动力环境中, 但现有的倾转旋翼机前飞气弹稳定性分析模型主要采用准定常片条理论对旋翼的空气动力载荷进行气弹动力学建模, 气弹稳定性分析结果与实验值存在明显误差. 本文采用ONERA非定常气动力模型进行旋翼气动力建模, 并考虑翼型压缩性和失速的影响, 建立了倾转旋翼机前飞时的非定常气弹动力学模型. 根据NASA试验模型参数, 本文计算了系统各模态频率和阻尼比随前飞速度的变化, 计算结果相对于现有理论模型更接近试验数据, 表明本文建立的非定常气弹动力学模型可以比现有模型更准确地描述倾转旋翼机的前飞气弹稳定性.

关键词 倾转旋翼机, 前飞, 气弹稳定性, 非定常气动力

1 引言

倾转旋翼机是一种兼具直升机和螺旋桨飞机飞行能力的飞行器, 利用安装在机翼端部可以倾转的旋翼来实现直升机和螺旋桨飞机两种飞行模式的转换, 具有垂直起降和高速巡航飞行等优点. 当飞行到较大速度时, 旋翼桨毂中心偏离平衡位置旋转并产生强烈振动, 限制了倾转旋翼机前飞速度的提高^[1].

为研究倾转旋翼机的前飞稳定性, Johnson^[2]最初建立了九自由度简化分析模型, 假设模型为铰接式旋翼、刚性短舱和弹性机翼的耦合系统, 结构模型包括旋翼和机翼的低阶模态, 对倾转旋翼机前飞失稳速度

边界和影响参数进行研究. Nixon^[3,4]采用有限元方法对悬臂梁弹性机翼进行建模^[3], 并对含气弹剪裁效应的复合材料桨叶进行建模^[4]. 岳海龙和夏品奇^[5]建立了用于倾转旋翼机前飞时动力学稳定性分析的简化理论模型; 建立了针对含弹性弯扭耦合效应机翼的倾转旋翼机前飞气弹动力学分析模型^[6], 研究机翼不同弯扭耦合特性对倾转旋翼机前飞气弹稳定性的影响; 在简化模型基础上考虑了短舱和机翼之间的弹性连接, 研究了倾转旋翼机前飞不稳定问题的发生机理和失稳时桨毂中心的运动形态^[1]. Singh等人^[7], Zhang和Smith^[8]通过主动和被动控制等方法, 提高倾转旋翼机的最大前飞速度. 上述研究中的前飞动力学模型均采用片条

引用格式: 李治权, 夏品奇. 一种改进的前飞时倾转旋翼机非定常气弹动力学模型. 中国科学: 技术科学, 2018, 48: 901–907

Li Z Q, Xia P Q. An improved unsteady aeroelastic model for tiltrotor aircraft in forward flight (in Chinese). Sci Sin Tech, 2018, 48: 901–907, doi: 10.1360/N092017-00314

准定常气动力理论, 并对倾转旋翼机的桨叶和机翼结构模型进行完善, 以改进前飞性能. Kim等人^[9]通过使用Theodorsen非定常气动力理论建立系统动力学模型, 并在时域和频域中对系统稳定性进行分析, 对倾转旋翼机前飞失稳边界进行计算和预测.

倾转旋翼机在前飞过程中, 尤其是在高速飞行阶段, 旋翼会处在复杂的非定常气动力环境中, 现有研究中所采用的气动力模型难以准确地描述旋翼的非定常气动力问题. 同时由于倾转旋翼机结构模型包含大量自由度, 各自由度之间还存在相互耦合, 复杂的非定常气动力模型会使气弹动力学模型更为复杂. ONERA非定常气动力模型^[10,11]是用于计算翼型的半经验非线性气动载荷模型, 相对于简单的基于准定常片条理论的气动力模型, ONERA非定常气动力模型更能模拟出桨叶翼型各剖面的非定常气动力环境; 相对于其他非定常气动力模型, ONERA非定常气动力模型所需迭代的次数更少. 为满足非定常气动力的计算, 同时兼顾计算效率和准确率, 本文采用ONERA非定常气动模型对倾转旋翼机旋翼气动力进行建模, 建立了更为准确的倾转旋翼机前飞时的非定常气弹动力学模型, 进一步计算并分析Bell倾转旋翼机在前飞时的气弹稳定性, 并将计算结果与现有的基于片条准定常气动力理论的分析结果和试验数据进行了对比.

2 倾转旋翼机结构动力学建模

2.1 旋翼桨叶运动方程

图1为倾转旋翼机前飞动力学结构模型, 该模型包括了弹性机翼、刚性短舱和铰接式旋翼. 短舱的一端与旋翼系统连接, 另一端在点P处刚性地在弹性机翼上. 机翼的端部运动包括6个自由度, 分别为3个平动自由度 x_p, y_p, z_p 和3个转动自由度 $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$. 短舱支点和桨毂间的距离为短舱长度 h . 根据Johnson^[2]九自由度旋翼模型描述, 在旋转坐标系下, 旋翼桨叶运动方程为

$$I_\beta^* (\ddot{\beta} + v_\beta^2 \beta) + I_{\beta\alpha}^* [-(\ddot{\alpha}_y + 2\dot{\alpha}_x) \cos \psi_m + (\ddot{\alpha}_x + 2\dot{\alpha}_y) \sin \psi_m] + S_\beta \ddot{z}_p = \gamma \frac{M_F}{C_{la} C}, \quad (1)$$

$$I_\zeta^* (\ddot{\zeta} + v_\zeta^2 \zeta) + S_\zeta^* [(\ddot{x}_p + h\ddot{\alpha}_y) \sin \psi_m - (\ddot{y}_p - h\ddot{\alpha}_x) \cos \psi_m] - I_{\zeta\alpha}^* \ddot{\alpha}_z = \gamma \frac{M_L}{C_{la} C}, \quad (2)$$

图1 倾转旋翼机前飞动力学模型

其中, γ , C_{la} , c 分别为桨叶的Lock数、桨叶升力线系数、桨叶弦长, v_β 和 v_ζ 分别为桨叶的挥舞和摆振频率, 上述方程用桨叶挥舞惯性矩 I_β 进行无因次化 (如 $I_\beta^* = I_\beta / I_\beta$), M_F 和 M_L 分别表示桨叶挥舞和摆振方向的非定常气动力矩, 并在第3节中进行非定常气动力建模, ψ_m 为桨叶方位角, 对方程(1)和(2)进行傅里叶变换, 可将上述方程转换到固定坐标系下的旋翼运动方程^[12].

2.2 弹性机翼/短舱动力学建模

在文本推导中, 将机翼/短舱系统视为端部带集中质量的弹性欧拉梁, 刚性短舱通过质量耦合的方式与机翼连接, 并采用有限元离散方法对弹性机翼进行结构动力学建模. 对于弹性机翼, 其广义Hamilton原理可表示为

$$\delta \Pi = \int_{t_1}^{t_2} (\delta U_w - \delta T_w - \delta W_w) dt = 0, \quad (3)$$

式中, δU_w , δT_w 和 δW_w 分别表示机翼段的虚应变能、虚动能和外力虚功的变分. 如图2所示, 距离机翼根部 x 处的机翼截面上某点速度 V_w 在惯性系下的各速度分量分别为

$$\begin{aligned} V_{wx} &= \dot{u}_w, \\ V_{wy} &= \dot{v}_w, \\ V_{wz} &= \dot{w}_w + y\dot{\phi}_w, \end{aligned} \quad (4)$$

式中, u_w , v_w , w_w 和 ϕ_w 分别为机翼沿展向、弦向、垂直方向的线变形和扭转变形, y 为机翼扭转轴和机翼剖面重心的距离. 根据广义Hamilton原理, 弹性机翼的虚动

图 2 机翼结构动力学模型

能为

$$\delta T_w = \int_0^{y_w} m_w \bar{V}_w \cdot \delta \bar{V}_w dx + m_p \bar{V}_w \cdot \delta \bar{V}_w, \quad (5)$$

式中, m_w 为机翼单位长度质量, m_p 为短舱质量, y_w 为机翼长度. 机翼段采用弹性悬臂梁方法进行有限元离散处理, 并采用准定常片条理论进行气动力建模, 虚位能 δU_w 和气动力虚功 δW_w 可参见文献[4], 并将各虚能量代入到 Hamilton 表达式(3)中, 合并相同变量项并整理成矩阵形式如下所示:

$$\mathbf{M}_w \ddot{\mathbf{q}}_w + \mathbf{C}_w \dot{\mathbf{q}}_w + \mathbf{K}_w \mathbf{q}_w = \mathbf{F}_w, \quad (6)$$

式中, $\mathbf{q}_w$ 为机翼各有限元段自由度所组成的列向量, 即:

$$\mathbf{q}_w = \{u_w^1, w_w^1, v_w^1, \phi_w^1, v_w'^1, w_w'^1, \dots, u_w^n, w_w^n, v_w^n, \phi_w^n, v_w'^n, w_w'^n\}^T.$$

本文将弹性机翼离散成 6 个有限元节点 ($n=6$), 不考虑机翼的前掠角, 机翼端部的弹性梁变形自由度与方程(1)和(2)中机翼端部与桨毂相连的 6 个自由度之间存在如下关系:

$$\begin{bmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \\ \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_p & 0 & -\sin \alpha_p & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sin \alpha_p & 0 & \cos \alpha_p & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos \alpha_p & 0 & -\sin \alpha_p \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sin \alpha_p & 0 & \cos \alpha_p \end{bmatrix}$$

$$\times \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & h & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & -h & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{tip} \\ w_{tip} \\ v_{tip} \\ \phi_{tip} \\ v'_{tip} \\ w'_{tip} \end{bmatrix}. \quad (7)$$

通过式(7)可实现旋翼动力学方程与机翼动力学方程在机翼端部的组装.

3 旋翼非定常气动力建模

倾转旋翼机在高速飞行过程中, 翼型的气动力变化是一个复杂的动态过程. 本文采用 ONEAR 非定常气动力模型^[10,11]对倾转旋翼机旋翼进行气动力建模, 桨叶剖面翼型上的气动力方向如图3所示.

图3中, V 表示翼型上空气来流速度, α 为翼型迎角迎角, L_y 和 L_z 分别为翼型非定常弦向气动力和法向气动力, 根据 ONERA 气动力模型的描述^[10,11], 翼型上的非定常气动力包括环量载荷、非环量载荷和型阻 3 个部分, 其中环量载荷表示为

$$\begin{aligned} L_{yc} &= -qc \frac{w_{b0} - \lambda_{w0}}{v_{2de}} \left[c_{la} \sin \alpha - \frac{c_{la} w_{b1}}{2v_{2de}} \right], \\ L_{zc} &= qc \frac{V}{v_{2de}} (c_{la} \sin \alpha), \\ M_{xc} &= \frac{1}{4} c L_{zc}, \end{aligned} \quad (8)$$

式中, w_{bi} ($i=1, 2, 3$) 代表由桨叶运动引起的法向速度, 包括桨叶由于挥舞引起的垂向速度和前飞速度, λ_{w0} 为旋翼引起的诱导入流, 在倾转旋翼机前飞过程中, 旋翼处于轴流状态, 因此诱导入流 λ_{w0} 可忽略. c 为翼型弦长, q 为动压, 定义为 $q = \frac{1}{2} \rho v_{3d}^2$, 其中 ρ 为空气密度, v_{3d} 为翼型合速度, 即 $v_{3d} = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$. 翼型非环量气动力来

图 3 桨叶剖面气动力分量示意图

自翼型在平衡位置振动时所产生的气动载荷, 可表示为

$$\begin{aligned} L_{znc} &= \frac{1}{4} \rho c^2 \pi (\dot{w}_{b0}), \\ M_{xnc} &= -\frac{1}{64} \rho c^3 \pi (\dot{w}_{b1}). \end{aligned} \quad (9)$$

翼型型阻载荷项可以表示为

$$\begin{aligned} L_{xd} &= \frac{1}{2} \rho c c_d u v_{3d}, \\ L_{yd} &= \frac{1}{2} \rho c c_d v v_{3d}, \\ L_{zd} &= \frac{1}{2} \rho c c_d w v_{3d}, \end{aligned} \quad (10)$$

式中, C_d 为翼型阻力系数.

由于倾转旋翼机可进行高速飞行, 旋翼部分翼型会出现失速和超声速现象, 需要对所建立的气动力模型进行修正: 式(8)中的升力线斜率 C_{la} 受当地马赫数的影响, 即 $C_{la} = C_{las}(1 - Ma^2)^{-0.5}$, 其中 C_{las} 为静态的二维升力线斜率, Ma 为翼型当地马赫数, 当翼型当地马赫数接近声速时, 阻力和扭转力矩急剧增大, 升力线斜率迅速减小. 根据文献[2], 当桨叶迎角小于 12° 时, 阻力系数为 $C_d = 0.0065 - 0.021\alpha + 0.4\alpha^2$; 当桨叶迎角大于 12° 时, 阻力系数为 $C_d = 2(\sin\alpha)^2$, 将修正后的升力线斜率和阻力系数带入到气动力表达式(8)~(10)中, 对气动力模型进行修正.

将上述各方向经修正后的桨叶微段气动力分别沿桨叶径向积分, 进行无因次化得到气动力矩, 其中方程(1)和(2)中的非定常气动力矩分别为

$$\begin{aligned} \frac{M_F}{C_{la}c} &= \int_0^1 r \frac{L_z}{C_{la}c} dr, \\ \frac{M_L}{C_{la}c} &= \int_0^1 r \frac{L_y}{C_{la}c} dr, \end{aligned} \quad (11)$$

式中, $L_z = L_{zc} + L_{znc} + L_{zd}$ 以及 $L_y = L_{yc} + L_{ync}$.

4 前飞时气弹稳定性求解方法

将上文推导的非定常气动力表达式(11)代入到动力学方程(1)和(2)右端, 经傅里叶变换后, 可得到倾转旋翼机前飞时的运动微分方程:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}(\psi)\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}(\psi)\mathbf{x} = \mathbf{F}, \quad (12)$$

式中, $\mathbf{M}$, $\mathbf{C}$, $\mathbf{K}$ 分别是系统的质量、阻尼和刚度矩阵, $\mathbf{x}$

为系统各模态组成的列向量, 右端 $\mathbf{F}$ 包括外力项、非线性项和与变量无关的常数项. 本文采用3片铰接式桨叶旋翼, 弹性机翼离散成6个有限元节点, 则 $\mathbf{x}$ 定义为

$$\mathbf{x} = \{x_R, x_w\}^T = \{\beta_0, \beta_{1c}, \beta_{1s}, \zeta_0, \zeta_{1c}, \zeta_{1s}, u_w^1, v_w^1, \phi_w^1, v_w^1, w_w^1, \dots, u_w^6, v_w^6, \phi_w^6, v_w^6, w_w^6\}^T. \quad (13)$$

由于方程(12)左端存在非线性项, 需要对其进行线性化处理. 旋翼的非定常气动力来自于翼型在平衡位置的振动, 所以要完成方程的线性化, 需要首先确定各模态在指定飞行状态下的平衡值. 本文采用风洞配平的方法计算倾转旋翼机在不同前飞速度时的模型配平值, 首先通过计算在指定桨盘升力系数下各变距量随时间响应确定配平操纵量^[13], 将方程(12)中关于配平操纵量 θ_0 , θ_c 和 θ_s 的项移至方程左端, 并引入配平控制方程如下:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \tau_0 & 0 & 0 \\ 0 & \tau_1 & 0 \\ 0 & 0 & \tau_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_0 \\ \dot{\theta}_s \\ \dot{\theta}_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \theta_0 \\ \theta_s \\ \theta_c \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} K_0 & 0 & 0 \\ 0 & K_1 & 0 \\ 0 & 0 & K_1 \end{bmatrix} \\ &\times \begin{bmatrix} \frac{6}{C_{la}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{8(v_\beta^2 - 1)}{\gamma} & -1 \\ 0 & 1 & \frac{8(v_\beta^2 - 1)}{\gamma} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{C}_T - C_T \\ \bar{\beta}_s - \beta_s \\ \bar{\beta}_c - \beta_c \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (14)$$

式中, τ_0 , τ_1 和 K_0 , K_1 均为控制配平计算收敛速度的参数, $\bar{C}_T$, $\bar{\beta}_s$ 和 $\bar{\beta}_c$ 分别为目标配平函数. 结合方程(12)和(14)构建配平动力学方程如下:

$$\mathbf{M}_c \ddot{\mathbf{x}}_c + \mathbf{C}_c \dot{\mathbf{x}}_c + \mathbf{K}_c \mathbf{x}_c = \mathbf{F}_c, \quad (15)$$

式中, $\mathbf{x}_c = \{x_R, x_w, x_\theta\}^T$, x_θ 包含旋翼的总距和周期变距, 通过计算方程(15)在零初始条件下各操纵量随时间响应确定旋翼配平所需要操纵量, 并代入到方程(12)中计算各模态随时间响应, 从而得到不同前飞速度时各模态的平衡值.

通过计算得到不同前飞速度时各模态的平衡值后, 本文采用小扰动假设方法进行方程线性化处理, 每个模态可写成在平衡位置的稳态值和扰动值之和, 即

$$\begin{aligned} x_R &= x_{R0} + \Delta x_R, \\ x_w &= x_{w0} + \Delta x_w. \end{aligned} \quad (16)$$

将式(16)代入到方程(12)左端, 展开后消去高阶扰

动项并移至方程左边进行整理, 可得到用于倾转旋翼机前飞稳定性分析的扰动方程:

$$\mathbf{M}\Delta\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}_0\Delta\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}_0\Delta\mathbf{x} = 0, \quad (17)$$

式中, $\mathbf{C}_0$ 和 $\mathbf{K}_0$ 分别为线化之后的阻尼和刚度矩阵.

方程(17)中阻尼和刚度矩阵中含有随桨叶方位角周期变化的系数, 并满足如下关系:

$$\begin{aligned} C_0(\psi_0) &= C_0(\psi_0 + 2\pi), \\ K_0(\psi_0) &= K_0(\psi_0 + 2\pi). \end{aligned} \quad (18)$$

本文应用Floquet理论对含周期系数的动力学方程进行分析, 将方程(17)转化成状态空间下的一阶微分方程, 即

$$\dot{\mathbf{Y}} = \mathbf{A}(\psi)\mathbf{Y}, \quad (19)$$

式中, $\mathbf{Y} = \{\Delta x_R, \Delta \dot{x}_R, \Delta x_w, \Delta \dot{x}_w\}$, $\mathbf{A}(\psi)$ 为周期函数组成的状态矩阵, 根据Floquet理论, 本文采用四阶龙格-库塔法计算方程(19)在一个周期内的全部响应, 得到状态转移矩阵 $[\Phi(t, t_0)]$, 并求出 $[\Phi(t, t_0)]$ 在一个周期端点($t=t_0+2\pi$)值的全部特征值 λ 和特征向量, 系统模态频率 ω 和模态阻尼比 ζ 由下式求出:

$$\begin{aligned} \omega &= \text{Im}(\lambda), \\ \zeta &= -\text{Re}(\lambda) / |\lambda|. \end{aligned} \quad (20)$$

若系统某一模态阻尼比小于0, 即表示该模态进入不稳定状态, 系统发散. 当系统首次出现某一模态阻尼比等于0时所对应的前飞速度定义为倾转旋翼机前飞临界失稳速度.

5 算例分析与模型验证

本文算例数据采用NASA的Bell倾转旋翼机试验模型参数^[2], 旋翼和机翼的主要参数见表1.

本文计算系统各模态频率和各机翼模态阻尼比随前飞速度变化曲线, 如图4和5所示. 图4中, p , q_1 和 q_2 分别为机翼扭转、垂向弯曲和弦向弯曲基阶模态. 本文将系统各模态频率和机翼各模态阻尼比的计算结果与现有的基于准定常气动力的Johnson模型和Nixon模型的计算结果进行对比, 并与NASA倾转旋翼机半展结构全尺寸风洞试验结果进行对比. 根据文献[2]的描述, 该试验是通过给予机翼端部初始激励, 根据机翼端部的瞬态衰减运动确定频率和阻尼比, 主要用于测量机

表1 倾转旋翼机试验模型主要参数

参数		数值	
旋翼参数	旋翼半径 (m)	3.82	
	桨叶片数	3	
	旋翼转速 (r/min)	458	
	翼型	NACA23012	
	桨叶洛克数	3.83	
	旋翼实度	0.089	
	静态升力线系数	5.7	
桨叶挥舞惯性矩 (kg/m ²)		142	
机翼参数	机翼展长 (m)		5.09
	机翼结构刚度 (kg m ² s ⁻²)	垂向	9.2×10 ⁶
		弦向	2.5×10 ⁷
		扭转	1.8×10 ⁶
	机翼结构阻尼 (kg m ² s ⁻²)	垂向	9030
		弦向	27300
		扭转	955
短舱长度 (m)		1.31	
短舱绕弹性轴惯量 (kg/m ²)		16380

图4 各模态频率随前飞速度变化曲线

翼垂向弯曲模态的动力学特性, 试验风洞最大吹风速度约400 km/h, $V/\Omega R=0.6$.

从图4可以看出, 各理论模型的模态频率计算值之间的差异较小, 机翼各模态频率计算值与试验值较吻合. 从图5可以看出, 各理论模型的机翼阻尼比计算值之间存在明显差异, 主要是由于不同的结构模型和气动力模型影响桨盘平面各气动力, 进而对各模态阻尼比产生影响. 从图5(a)可以看出, 基于片条准定常气动

图5 机翼垂向模态(a)和扭转模态(b)阻尼比随前飞速度变化曲线

力模型的Nixon模型和Johnson模型的计算值与试验值相差都较大, 本文基于ONERA非定常气动力模型的机翼垂向模态阻尼比的计算值与试验值很接近. 从图5(b)可以看出, 机翼扭转模态各阻尼比的试验值较为分散, 为方便比较, 本文对离散的机翼扭转模态阻尼比的试验值进行多项式曲线拟合, 如图5(b)所示, 可以看出, 本文基于ONERA非定常气动力模型的机翼扭转模态阻尼比的计算值与试验值的拟合曲线最接近, 各理论计算值与试验值所存在的误差一方面来自于不同

的气动力模型, 另一方面由于各理论模型均采用悬臂欧拉梁的理论模型对机翼部分进行建模, 不能完整地反映试验所使用的真实机翼的结构特性, 造成计算误差. 这些计算值与试验值的比较, 说明本文所建立的气弹动力学模型能准确地分析倾转旋翼机的前飞稳定性, 在前飞时旋翼所处的非定常气动力环境不可忽视. 从图5(a)还可以看出, 本文所计算的倾转旋翼机前飞临界失稳速度为 $1.12\Omega R$, 小于其余理论模型的临界失稳速度, 说明旋翼的非定常气动力对倾转旋翼机的前飞稳定性造成重要的不利影响, 如不采用非定常气动力计算, 会造成临界失稳速度的计算值偏大, 带来安全隐患.

6 结论

采用铰接式旋翼、刚性短舱与弹性机翼的结构模型和ONERA非定常气动力模型, 并考虑翼型压缩性和失速的影响, 建立了用于分析倾转旋翼机前飞稳定性的非定常气弹动力学模型. 采用Bell倾转旋翼机模型的相关参数, 计算了各模态频率和阻尼比随前飞速度变化, 并与现有的采用片条准定常气动力的倾转旋翼机前飞动力学模型和NASA全尺寸半展风洞试验数据进行对比. 结果表明采用片条准定常气动力模型的计算结果与试验值相差较大, 本文的计算结果接近试验值, 说明在飞行过程中旋翼所处的非定常气动力环境不可忽略. 同时本文所计算的倾转旋翼机前飞临界失稳速度小于其余理论模型的计算结果, 说明非定常气动力对系统前飞稳定性有重要的不利影响, 如不采用非定常气动力计算, 会造成临界失稳速度的计算值偏大, 带来安全隐患.

参考文献

- 1 李治权, 夏品奇. 倾转旋翼机回转颤振及桨毂中心运动图像. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 286–294
- 2 Johnson W. Dynamics of tilting proprotor aircraft in cruise flight. NASA Technical Report, TN D-7677, 1974
- 3 Nixon M W. Parametric Studies for Tiltrotor Aeroelastic Stability in Highspeed Flight. J Am Helicopter Soc, 1993, 38: 71–79
- 4 Nixon M W. Aeroelastic response and stability of tiltrotors with elastically-coupled composite rotor blades. Dissertation for Doctoral Degree. Maryland: University of Maryland, 1994
- 5 岳海龙, 夏品奇. 倾转旋翼机前飞动力学稳定性分析. 航空动力学报, 2007, 22: 1863–1867
- 6 杨朝敏, 夏品奇. 倾转旋翼机前飞时机翼/短舱/旋翼耦合系统气弹稳定性分析. 中国科学: 技术科学, 2011, 41: 1322–1328
- 7 Singh R, Gandhi F, Paik J, et al. Active tiltrotor whirl-flutter stability augmentation using wing-flaperon and swash-plate actuation. J Aircraft, 2015, 44: 1439–1446
- 8 Zhang J, Smith E C. Influence of aeroelastically tailored wing extensions and winglets on whirl flutter stability. In: 2nd Asian Rotorcraft Forum.

Tianjin, 2013. 188–200

- 9 Kim T, Shin S J, Kim T. Analysis of tiltrotor whirl flutter in time and frequency domain. *J Mech Sci Technol*, 2009, 23: 3281–3291
- 10 Bertin J, Smith M L. Incompressible Flow About Wings of Finite Span, *Aerodynamics for Engineers*. 3rd ed. Upper Saddle River: Prentice-Hall, 1998. 261–336
- 11 Saffman P G. Vortex Force and Bound Vorticity, *Vortex Dynamics*. Cambridge: Cambridge University Press, 1992. 46–48
- 12 Johnson W. Helicopter Theory. New York: Dover Publication, 1980. 196–198
- 13 Peters D A, Kim B S, Chen H S. Calculation of trim settings for a helicopter rotor by an optimized automatic controller. *J Guidance Control Dyn*, 1984, 7: 85–91

An improved unsteady aeroelastic model for tiltrotor aircraft in forward flight

LI ZhiQuan & XIA PinQi

College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

When the tiltrotor aircraft is in forward flight, the rotor is in complex and unsteady aerodynamic environment. However, the existing aeroelastic stability models for tiltrotor aircraft mainly adopt quasi steady strip theory to calculate the aerodynamic airloads of rotor, which leads a significant error between the calculated and experimental data of aeroelastic stability. In this paper, the unsteady aeroelastic model for tiltrotor aircraft in forward flight has been presented by using the ONERA unsteady aerodynamic model and considering the influence of compressibility and stall effects of airfoil. According to the system parameters of NASA experimental data, the variations of modal frequencies and damping ratios with flight speed were calculated. The calculated results are closer to the experimental data compared with the existing theoretical model, indicating that the unsteady aeroelastic model established in this paper can more accurately describe the aeroelastic stability for tiltrotor aircraft in forward flight than the existing models.

tiltrotor aircraft, forward flight, aeroelastic stability, unsteady aerodynamic forces

doi: [10.1360/N092017-00314](https://doi.org/10.1360/N092017-00314)