

文章编号: 1000-6893(2006)04-0630-05

失衡旋翼的直升机自激振动分析模型

胡国才

(海军航空工程学院 飞行器工程系, 山东 烟台 264001)

Analytical Model of Helicopter Self Excitation with Unbalanced Rotor

HU Guo-cai

(Department of Aircraft Engineering, Naval Aeronautical Engineering Institute, Yantai 264001, China)

摘要: 直升机使用中很可能出现旋翼各片桨叶特性不一致的情况, 为了研究失衡旋翼对直升机自激振动的影响, 建立了适用于地面、悬停及前飞状态的旋翼/机体耦合动稳定性分析模型。采用当量铰旋翼模型, 计入动力入流的影响, 分别在旋转坐标系和固定坐标系中建立了桨叶及机体的动力学方程。以减摆器失效对直升机地面共振的影响为例, 对桨叶及机体的时域响应进行了非线性数值仿真, 用 Floquet 传递矩阵法计算了摆振后退型模态频率及阻尼, 并用时域分析进行了检验。结果表明, 其中一个减摆器失效后, 各片桨叶摆振运动特性相差很大, 系统的摆振后退型模态阻尼下降幅度高达 60% 以上。

关键词: 直升机动力学; 地面共振; 数值仿真; 减摆器失效

中图分类号: V212.4; V215.3+4 **文献标识码:** A

Abstract: Helicopter rotor blade dissimilarities such as blade to blade aerodynamic, stiffness, mass and damping unbalanced are most likely to occur in operations. To study the effects of blade dissimilarities to helicopter self excitations, analytical model of rotor/fuselage coupled stability is presented which is appropriate to helicopter ground resonance, hovering or trimmed flight air resonance. Equivalent hinged stiffness rotor blade and dynamic inflow model are taken into account. Dynamic equations of each blade and fuselage motions are derived, respectively, at rotating and fixed frame coordinates. The model is then employed in study of the effects of a damper failure on ground resonance stability. Numerical simulations are conducted to demonstrate the blade flap, lag, fuselage roll and pitch responses. The regressive lag modal damping is resolved with Floquet transform matrix technology and verified by time domain analysis. It shows that the characteristics of each blade lead lag behavior is very dissimilar arising from a damper failure, and the regressive lag modal damping has above 60% decrement.

Key words: helicopter dynamics; ground resonance; numerical simulation; damper failure

直升机地面及空中共振稳定性分析中, 常采用多桨叶坐标转换^[1] (Multi-blade Coordinate Transformation), 将旋转坐标系中的桨叶运动自由度转换到固定坐标系, 形成旋翼的整体运动模态, 进而分析旋翼与机体之间的相互作用。旋翼整体模态具有明显的物理意义, 并且应用旋翼整体模态大大简化了旋翼/机体耦合系统的动稳定性分析, 因此被大多数学者所采用^[2-4]。不过多桨叶坐标转换有一个基本前提, 即各片桨叶的气动、刚度、质量分布及阻尼等特性都必须相同, 也就是各片桨叶的运动幅值必须相同, 在相位关系上有相同的相位差。

直升机在制造、使用过程中, 由于存在制造工艺、维护维修质量以及意外损伤等方面的因素, 往往很难保证旋翼各片桨叶的特性完全一致。特别

是当旋翼某个减摆器失效后, 各片桨叶的运动特性相差较大, 此时多桨叶坐标转换不再适用, 就需要用各片桨叶的运动自由度和机体自由度来建立其运动方程, 来分析减摆器失效时的直升机地面及空中共振稳定性。C. S. Robison 等^[5] 以经典地面共振分析模型为例, 采用计算机符号运算软件推导出系统的非线性运动方程, 采用数值仿真模拟减摆器失效、桨叶弹伤、阻尼及刚度非线性情况下的桨叶响应特性。文献[6] 针对各片桨叶特性一致的情况, 建立了旋翼/机体耦合非线性动力学模型, 模型中计入了旋翼的挥舞运动及非定常气动力的影响, 采用数值仿真、时域分析和特征分析方法对模型旋翼的地面共振进行了研究。

应用 Floquet 理论对于含有周期系数的线性系统进行动稳定性分析, 具有计算量小、参数影响分析方便等优点, 而时域分析则可以计入各种非线性、非定常等因素而更接近实际模型, 并可对线

收稿日期: 2005-01-05; 修订日期: 2005-03-22

性分析结果进行检验。由于扰动运动方程可以由全量非线性动力学方程导出, 因此线性系统的稳定性分析自然而然地和数值仿真及时域分析结合起来。本文提出 1 种用于失衡旋翼的直升机地面共振和空中共振分析的统一模型, 在旋转坐标系中建立各片桨叶的动力学方程, 在固定坐标系中建立机体的动力学方程。针对旋翼失衡的特例(桨叶特性相同而某个减摆器失效), 对各片桨叶及机体的响应特性进行了数值仿真, 用 Floquet 理论计算摆振后退型的模态频率及模态阻尼, 并由时域分析结果进行检验。

1 分析模型

文献[4]针对旋翼桨叶特性相同的情形, 建立了适用于地面、悬停及前飞状态的直升机旋翼/机体耦合动稳定性分析模型, 通过与国外的地面共振标准试验数据的对比分析, 验证了该模型具有很高的分析精度。本文在此基础上建立失衡旋翼的直升机地面及空中共振统一分析模型。

旋翼失衡可能由各片桨叶的质量、刚度、气动力及阻尼等特性不同造成的, 为反映各片桨叶特性的差异, 文中均用下标“ k ”来表示第 k 片桨叶的各种参数。各片桨叶的质量、静矩及惯性矩分别为 m_k, S_k, I_k , 洛克数 Y_k , 安装角 θ_k , 挥舞角及摆振角分别为 β_k 及 ζ_k , 挥舞铰及摆振铰的弹簧约束刚度 $K_{\beta,k}, K_{\zeta,k}$ 。假定 e 为当量铰外伸量(无因次量 $\bar{e} = e/R$); r 为桨叶剖面到当量铰的距离(无因次量 $\bar{r} = r/R$); 桨毂中心至机体模态运动瞬心的距离分别为 h_x, h_y (无因次量分别为 $\bar{h}_x = h_x/R, \bar{h}_y = h_y/R$); 机体绕模态运动瞬心的角位移分别为 ϕ_x, ϕ_y ; 相对桨叶剖面在旋转面及垂直于旋转面的气流速度分别为 u_T, u_p ; 并设第 k 片桨叶的方位角 ϕ_k ($\bar{\phi}_k = \phi_k - \zeta_k$); 前进比 μ ; 旋翼转速 Ω , 则

$$u_T = \Omega R [\bar{e} \cos \zeta_k + \bar{r} \cos \beta_k (1 - \zeta_k) + \mu \sin \bar{\phi}_k - (\bar{h}_x + \bar{r} \sin \beta_k) \dot{\phi}_x \cos \bar{\phi}_k - (\bar{h}_y + \bar{r} \sin \beta_k) \dot{\phi}_y \sin \bar{\phi}_k] \quad (1)$$

$$u_p = \Omega R [\bar{v} + \bar{r} \beta_k + \bar{e} \sin \zeta_k \sin \beta_k + \mu \sin \beta_k \cos \bar{\phi}_k + \mu \tan \alpha \cos \beta_k + (\bar{r} + \bar{h}_x \sin \beta_k) \dot{\phi}_x \sin \bar{\phi}_k - (\bar{r} + \bar{h}_y \sin \beta_k) \dot{\phi}_y \cos \bar{\phi}_k + \bar{e} \cos \beta_k (\dot{\phi}_x \sin \bar{\phi}_k - \dot{\phi}_y \cos \bar{\phi}_k)] \quad (2)$$

其中: \bar{v} 是诱导速度在桨盘上的分布(对桨尖速度 ΩR 无因次化), 采用一阶谐量的形式表示为

$$\bar{v} = \bar{v}_0 + \bar{v}(\bar{e} + \bar{r}) \sin \bar{\phi}_k + \bar{v}(\bar{e} + \bar{r}) \cos \bar{\phi}_k \quad (3)$$

式中: \bar{v}_0 为平均诱导速度; \bar{v}_x, \bar{v}_y 分别为旋翼气动滚转力矩和俯仰力矩变化引起的诱导速度。

得到剖面气流速度后, 可以用升力线理论计算桨叶剖面的气动升力及阻力, 以及桨叶对挥舞铰及摆振铰的气动力矩 $M_{y a, k}$ 及 $M_{z a, k}$ 。考虑到无铰旋翼挥舞和摆振的结构耦合, 以及各片桨叶安装角及刚度特性的差异, 将文献[7]挥舞铰及摆振铰弹簧力矩 $M_{y e, k}$ 及 $M_{z e, k}$ 改写为

$$M_{y e, k} = (K_{\beta, k} + \Delta K_k \sin^2 \theta_{e, k}) (\beta_k - \beta_{p, k}) / \Delta_k - \Delta K_k \sin 2\theta_{e, k} (\zeta_k - \zeta_{p, k}) / 2 \Delta_k \quad (4)$$

$$M_{z e, k} = (K_{\zeta, k} - \Delta K_k \sin^2 \theta_{e, k}) (\zeta_k - \zeta_{p, k}) / \Delta_k - \Delta K_k \sin 2\theta_{e, k} (\beta_k - \beta_{p, k}) / 2 \Delta_k \quad (5)$$

式中: $\theta_{e, k}$ 为第 k 片桨叶的有效安装角; $\beta_{p, k}, \zeta_{p, k}$ 分别表示第 k 片桨叶的预锥角和预掠角; $\Delta K_k, \Delta_k$ 的意义见文献[7]。

第 k 片桨叶的挥舞运动方程为

$$\beta_k + \bar{m}_{x, k}^{\beta} \dot{\phi}_x - \bar{m}_{y, k}^{\beta} \dot{\phi}_y = -\bar{M}_{y e, k} - Y_k \bar{M}_{y a, k} - \sin 2\beta_k (1 - \zeta_k)^2 / 2 - e S_k \cos \zeta_k \sin \beta_k / I_k - 2\bar{C}_{x, k}^{\beta} \dot{\phi}_x - 2\bar{C}_{y, k}^{\beta} \dot{\phi}_y \quad (6)$$

假定减摆器只提供黏性阻尼, 对摆振铰的阻尼力矩为 $M_{d, k} = C_{d, k} \dot{\zeta}_k$, 第 k 片桨叶的摆振运动方程为

$$\zeta_k \cos^2 \beta_k + \bar{m}_{x, k}^{\zeta} \dot{\phi}_x + \bar{m}_{y, k}^{\zeta} \dot{\phi}_y = -\bar{M}_{z e, k} - Y_k \bar{M}_{z a, k} - \bar{M}_{d, k} - \bar{M}_{j, k} - \beta_k (1 - \zeta_k) \sin 2\beta_k - e S_k \sin \zeta_k \cos \beta_k / I_k - 2\bar{C}_{x, k}^{\zeta} \dot{\phi}_x - 2\bar{C}_{y, k}^{\zeta} \dot{\phi}_y \quad (7)$$

式中: $\bar{M}_{j, k}$ 为结构阻尼力矩, $\bar{M}_{j, k} = C_{j, k} \dot{\zeta}_k$ 。

建立机体运动方程时, 首先导出各片桨叶作用于机体轴的力矩, 然后求和遍及全部桨叶, 最后采用达朗贝尔原理建立机体的运动方程。

为反映非定常气动力的影响, 采用文献[8]给出的动力入流模型。

把全部桨叶的挥舞、摆振运动、机体及动力入流方程联立起来组成系统运动方程组。若令桨叶和机体的运动变量 x , 入流自由度 $\lambda = \bar{v}$, 则系统变量可表示为 $q = \{x \quad \lambda\}^T$, 将运动方程组写成简洁的形式为

$$A(q_i, q_i, \phi_k) \ddot{q} = B(q_i, q_i, \phi_k) \quad (8)$$

运动方程式(8)是以方位角 $\phi_k (= \Omega t)$ 为变量的二阶常微分非线性方程组, 一般只能通过数值积分进行求解, 这也是本文进行数值仿真和时域分析的主要方程。

假定平衡位置附近的扰动量为小量, 则可以推导出位于平衡位置附近的小扰动线性化微分方程组。令 $x = x^0 + \delta x, \bar{v} = \bar{v}_0 + \delta \bar{v}$, 代入各片桨叶挥

舞、摆振、机体滚转、俯仰及动力入流运动方程, 得到定常状态的平衡方程, 同时得到旋翼桨叶和机体的扰动运动方程

$$M\dot{\delta x} + C\delta x + K\delta x + \Lambda\delta \bar{v} = 0 \quad (9)$$

动力入流方程为

$$M_1\delta \bar{v} + L_1^{-1}\delta \bar{v} = C_1\delta x + K_1\delta x + \Lambda_1\delta \bar{v} \quad (10)$$

若令状态变量 $\delta p = \{\delta x \quad \delta x \quad \delta \bar{v}\}^T$, 则可将以上两式写成状态方程

$$\dot{\delta p} = \tilde{A}(\phi_k)\delta p \quad (11)$$

其中: 状态矩阵.

$$\tilde{A}(\phi_k) = \begin{bmatrix} -M^{-1}C & -M^{-1}K & -M^{-1}\Lambda \\ I & 0 & 0 \\ -M_1^{-1}C_1 & -M_1^{-1}K_1 & M_1^{-1}(\Lambda_1 - L_1^{-1}) \end{bmatrix}$$

显然, 状态矩阵 $\tilde{A}(\phi_k)$ 是周期系数矩阵, 可以根据 Floquet 理论应用传递矩阵法^[1] 计算系统的模态频率及模态阻尼。

2 算例分析

直升机地面共振的数值仿真和时域分析方法在文献[6]中进行了详细阐述, 这里作一简要介绍。首先给定直升机运行参数, 如旋翼转速、总距、周期变距、前进比等, 然后用 4 阶龙格-库塔法对运动方程式(8)进行初值积分, 步长取 1° , 在步进过程中加入周期变距激振, 激振方式与要求得到的模态有关, 比如要得到摆振后退型的自由衰减响应, 就需要用摆振频率对旋翼进行后退型激振。当系统响应稳定在某个水平后立即切断激振, 切断激振以后的响应就得是自由衰减响应。对各片桨叶的自由衰减响应进行数值多桨叶坐标转换, 形成旋翼整体模态的自由衰减响应曲线, 对其进行时域分析得到模态频率及阻尼。

(1) 减摆器正常工作 设减摆器提供阻尼比 $\zeta_{1k} = 4.68\%$ 的黏性阻尼, 旋翼及机体的模型参数取自文献[1]。假定旋翼的桨叶片数 $N_b = 4$ 片, 旋翼的总距 $\theta = 0^\circ$, 转速 $\Omega = 1000 \text{ r/min}$, 前进比 $\mu = 0$, 以旋转桨叶的摆振固有频率 ω_k 进行如下的后退型激振:

$$\delta\theta_k = 0.5^\circ \cos(\omega_k t + 2\pi(k-1)/N_b) + 0.5^\circ \sin(\omega_k t + 2\pi(k-1)/N_b) \quad (12)$$

图 1 是减摆器正常工作时的数值仿真结果, 图中各条曲线自上而下依次为: 对第 1 片桨叶进行周期变距激振 $\delta\theta_1$ 的时间历程、第 1 片桨叶的挥舞 β_1 及摆振角位移 ζ_1 、机体滚转 ϕ_x 和俯仰角位移 ϕ_y 的时间历程。减摆器正常工作情况下, 各片桨叶的周期变距、挥舞及摆振幅值相同, 仅仅在相位上存在差异, 故其他桨叶的响应不再显示。从

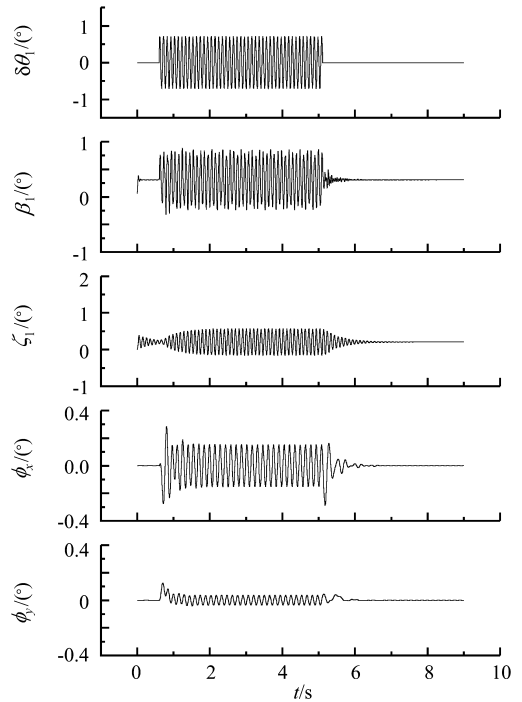


图 1 周期激振及响应的仿真结果(减摆器正常)

Fig. 1 Simulation of cyclic excitation and response (all dampers operative)

图 2 发现, 旋翼总距 $\theta = 0^\circ$ 时, 用 $\delta\theta_c = \delta\theta_s = 0.5^\circ$ 的周期变距激振能够激起桨叶的周期挥舞(幅值约为 0.5°), 从而激起桨叶的摆振运动, 其幅值约为 0.36° 。激起的机体滚转幅值大约是 0.15° , 因机体俯仰方向的惯性矩比滚转方向大得多, 故相比而言, 机体的俯仰幅值小得多, 约为 0.035° 左右。激振切断后, 桨叶的挥舞、摆振及机体运动呈现明显的衰减特性。从第 1 片桨叶的挥舞曲线 β_1 发现, 平均挥舞角(即旋翼锥度角)并不为零, 这是由于文中采用了非对称翼型的缘故, 桨叶安装角零度时仍产生一定的升力。

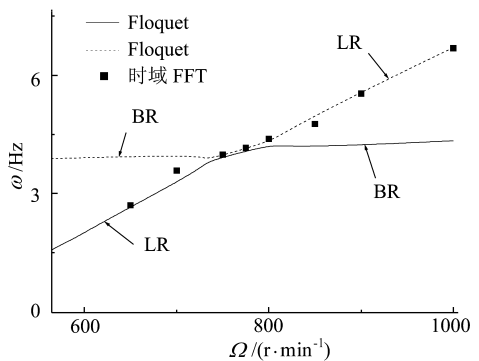


图 2 模态频率随转速变化(减摆器正常)

Fig. 2 Modal frequency vs rotor speed (all dampers operative)

对各片桨叶摆振的自由衰减响应进行数值多桨叶坐标转换, 形成旋翼摆振后退型的自由衰减

响应曲线, 对其进行快速傅立叶变换及移动矩形窗^[9], 得到摆振后退型的模态频率和模态阻尼。图 2、图 3 是摆振后退型模态频率及阻尼随旋翼转速的变化, 离散点是时域分析结果, 曲线是用 Floquet 传递矩阵法计算得到的结果, 模态频率取特征值虚部, 模态阻尼取特征值的负实部, LR 表示摆振后退型、BR 表示机体滚转模态。可以看出, 在整个旋翼转速范围内, 摆振后退型模态阻尼均大于零, 说明直升机不存在不稳定性区域。在摆振后退型模态与机体滚转模态频率相接近的耦合区内, 摆振后退型模态阻尼严重下降, 这是影响直升机地面共振稳定性的危险区域。Floquet 分析结果与时域分析结果基本一致。

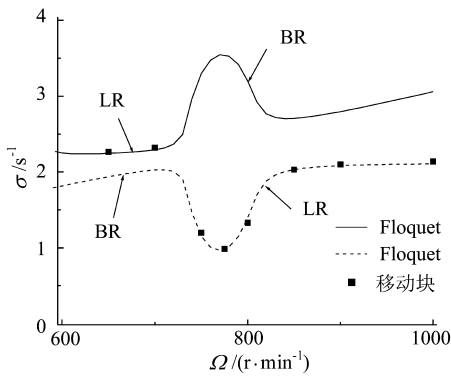


图 3 模态阻尼随转速变化(减摆器正常)

Fig. 3 Modal damping vs rotor speed (all dampers operative)

(2) 第 1 片桨叶的减摆器失效 假定各片桨叶的特性相同, 以第 1 片桨叶的减摆器(以 1# 表示)失效模拟旋翼系统故障, 旋翼总距仍取 $\theta = 0^\circ$ 、转速 $\Omega = 1000 \text{ r/min}$, 以桨叶摆振固有频率 ω_1 进行后退型激振, 得到减摆器失效时的数值仿真结果, 如图 4 所示。曲线自上而下依次为: 对第 1 片桨叶进行周期变距激振的时间历程、各片桨叶的摆振位移的时间历程。

减摆器正常工作时, 各片桨叶的摆振幅值相同。减摆器 1# 失效后, 各片桨叶的摆振幅值就会有很大差别(图 4), 第 1 片桨叶由于减摆器失效而激起很大的摆振幅值, 第 2 与第 4 片桨叶的摆振幅值相同, 而第 3 片桨叶的摆振幅值大大下降, 由于各片桨叶的摆振幅值不再相同, 常规的多桨叶坐标转换方法就不再成立。对各片桨叶的自由衰减响应进行时域分析, 得到各片桨叶的摆振模态阻尼 $\alpha_1 = 0.83 \text{ s}^{-1}$; $\alpha_2 = 0.85 \text{ s}^{-1}$; $\alpha_3 = 0.80 \text{ s}^{-1}$; $\alpha_4 = 0.85 \text{ s}^{-1}$, 说明各片桨叶的摆振阻尼稍有差异, 但相差并不大。

将各片桨叶摆振的余弦分量进行合成, 即转

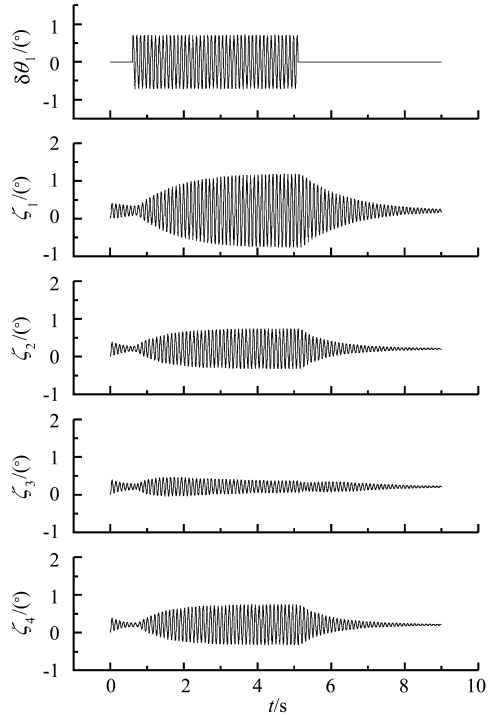


图 4 周期激振及响应的仿真结果(减摆器 1# 失效)

Fig 4 Simulation of cyclic excitation and response (damper 1# inoperative)

换成旋翼在固定坐标系中的模态运动, 发现减摆器 1# 失效后, 在旋翼摆振余弦分量中存在 2 个模态, 这与减摆器正常工作时的单一模态有显著差别(如图 5 所示)。从自由衰减响应的频谱图(图 6)看到, 低频区峰值处的频率 $\omega_1 = 6.68 \text{ Hz}$, 高频区峰值处的频率 $\omega_2 = 26.60 \text{ Hz}$, 这两个频率正好是摆振后退型和摆振前进型的模态频率。从图 5 看出, 减摆器 1# 失效后, 旋翼摆振余弦自由衰减速度明显减慢, 说明摆振后退型模态阻尼显著下降。

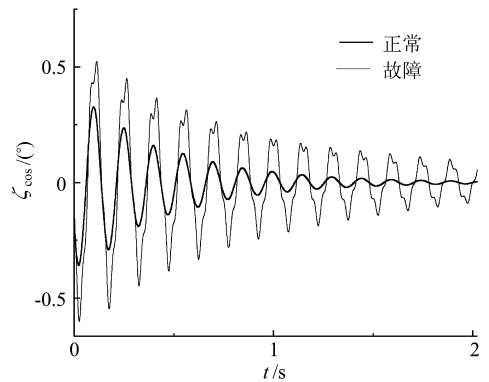


图 5 摆振余弦分量的自由衰减响应

Fig 5 Transient response of cosine lag motion

图 7 显示了减摆器 1# 失效后的摆振后退型模态阻尼随旋翼转速的变化, 并与减摆器正常情况进行了比较。可以发现, 减摆器 1# 失效后, 摆振后退型模态阻尼大大下降, 耦合区的峰值阻尼

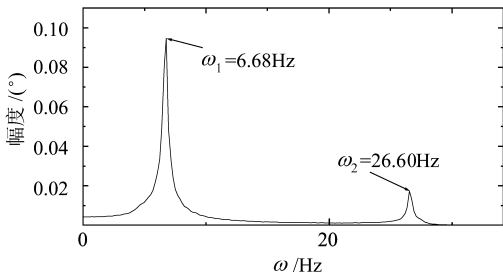


图6 摆振余弦分量的频谱(减摆器1#失效)

Fig. 6 Frequency spectrum of cosine lag motion (damper 1# inoperative)

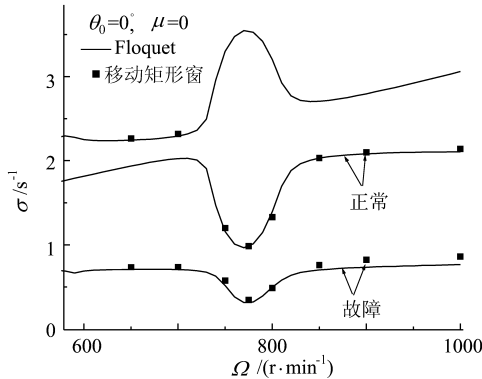


图7 摆振后退型模态阻尼的比较

Fig. 7 Comparison of regressive lag modal damping

从 0.98s^{-1} 下降到 0.34s^{-1} , 下降幅度达 60% 以上, 使得直升机地面共振的动稳定性严重下降。对于减摆器失效情况, Floquet 分析结果与时域分析结果基本一致。因假定了减摆器只提供黏性阻尼, 因此其失效对模态频率基本上没有影响, 文中不再显示曲线。

3 结论

旋翼桨叶特性差异使多桨叶坐标转换方法不再适用, 因此本文在旋转坐标系中建立了各片桨叶的动力学方程, 在固定坐标系中建立了机体的动力学方程。以第 1 片桨叶减摆器失效对直升机地面共振的影响分析为例, 采用数值仿真、时域分析和 Floquet 传递矩阵法, 研究了减摆器失效对旋翼桨叶、机体响应的特性及对摆振后退型模态阻尼的影响, 得到以下几点结论:

(1) 以 4 片桨叶的旋翼为例, 数值仿真结果发现, 某片桨叶的减摆器失效会导致该桨叶的摆振幅度大幅提高, 与之对称的桨叶其摆振幅度明显减小, 而与之相邻的两片桨叶的摆振幅值相同;

(2) 尽管某片桨叶的减摆器失效使各片桨叶的摆振幅度发生差异, 但时域分析表明各片桨叶摆振的衰减速度基本相同;

(3) 将各片桨叶的摆振运动合成到固定坐标系后, 发现旋翼摆振的余弦分量中存在摆振前进型和后退型两个模态, 与减摆器正常工作时的单一模态具有显著差别;

(4) 本文就地面共振的算例表明, 某个减摆器失效后使系统的摆振后退型模态阻尼大大下降, 耦合区的峰值阻尼下降幅度达 65% 左右, 从而导致直升机地面共振的动稳定性严重下降, 线性化系统的 Floquet 分析结果与非线性系统的时域分析结果基本一致。

参考文献

- [1] Peters D A, Hohenemser K H. Application of the Floquet transition matrix to problems of lifting rotor stability[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1971, 16(2): 25-33.
- [2] Peters D A. Fast Floquet theory and trim for multibladed rotorcraft[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1994, 39(4): 82-89.
- [3] Bauchau O A, Nikishkov Y G. An implicit Floquet analysis for rotorcraft stability evaluation[A]. Proceedings of the American Helicopter Society 54th Annual Forum [C]. 1998. 70-1-10.
- [4] 胡国才, 向锦武, 张晓谷. 前飞状态直升机旋翼/机体耦合动稳定性分析模型[J]. 航空学报, 2004, 25(5): 451-455. Hu G C, Xiang J W, Zhang X G. An analytical model of coupled rotor/airframe helicopter dynamic stability in forward flight[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(5): 451-455. (in Chinese)
- [5] Robison C S, Wood E R, King R L. Full nonlinear simulation of coupled rotor/fuselage response using symbolically derived equations of motion[A]. Proceedings of the American Helicopter Society 54th Annual Forum [C]. 1998. 63-1-15.
- [6] Hu G C, Xiang J W, Zhang X G. Dynamic stability analysis for helicopter rotor/fuselage coupled nonlinear system[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2003, 16(1): 22-28.
- [7] Ormiston R A, Hodges D H. Linear flap lag dynamics of hingeless helicopter rotor blade in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1972, 17(2): 2-14.
- [8] Gaonkar G H, Peters D A. Review of dynamic inflow modeling for rotorcraft flight dynamics[J]. Vertica, 1988, 12(3): 213-242.
- [9] Tasker F A, Chopra I. Assessment of transient analysis techniques for rotor stability testing[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1990, 37(1): 39-50.

作者简介:



胡国才(1964-) 男, 浙江人, 海军航空工程学院机械工程系副教授, 博士后。获国家科技进步二等奖一项、部级科技进步二等奖一项、三等奖三项, 发表论文 20 多篇。研究方向: 直升机动力学。E-mail: guocaihu@vip.sina.com, 联系电话: 13053504691

(责任编辑: 李铁柏)