

倾转旋翼动载荷高阶谐波主动控制

邓旭东[†] 郭俊贤 陈国军

(中国直升机设计研究所,景德镇 333001)

摘要 针对倾转旋翼动载荷抑制问题,发展了倾转旋翼/弹性机身耦合动力学计算方法,基于广义卡曼滤波方法与最优控制原理,研究了桨距高阶谐波控制(HHC, Higher Harmonic Control)在倾转旋翼减振中的应用,明确了控制流程与控制策略.以 XV-15 倾转旋翼机为例,开展了旋翼动载荷高阶谐波控制仿真,结果表明:在传递矩阵在线识别条件下,旋翼桨毂 3Ω 载荷分量显著降低,降幅最大 90%,最小 18%.施加高阶桨距控制后,桨尖区域升力随方位角的波动幅度明显降低,表明 HHC 方法主要通过削减桨叶高频气动力实现旋翼减振.

关键词 倾转旋翼, 振动载荷, 高阶谐波控制, 系统识别

中图分类号:V257.1

文献标志码:A

Tiltrotor Vibration Load Reduction Based on Higher Harmonic Control

Deng Xudong[†] Guo Junxian Chen Guojun

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract To study the dynamic issue of a tiltrotor aircraft, an analytical method was established for the tiltrotor-fuselage coupled model. Based on the generalized Kalman filter method and optimal control theory, the application study of the higher harmonic control(HHC) in the vibration reduction of a tiltrotor was conducted, the control process and control strategy were constructed. Taking XV-15 as an example, the closed-loop vibration control on a tiltrotor was simulated through HHC method. The results show that 3Ω hub loads were significantly reduced with a transfer matrix on-line identification, the maximum and minimum reduction are respectively 90% and 18%. When HHC control was applied to the tiltrotor, the blade lift of the outboard section showed a significant change with rotor azimuth. It can indicate that the vibration control effect mainly comes from the reduction of the high-frequency aerodynamic force.

Key words tiltrotor, vibration load, higher harmonic control, system identification

引言

倾转旋翼机通过翼尖短舱带动旋翼倾转实现拉力换向,从而完成直升机与固定翼之间的飞行模

式切换.

直升机模式下,倾转旋翼桨盘处于强非对称气流中,周期交变气动力引起显著的结构动载荷,这一点与常规直升机旋翼并无区别.为了避免共振,

倾转旋翼通常采用摆振刚硬桨毂,导致摆振方向失去卸载能力,桨根摆振弯矩高于同等工况下的摆振柔软旋翼。对于固定翼模式,倾转旋翼工作在大轴流状态,气流不对称引起的动载荷明显缓解^[1],但挥舞铰的存在使旋翼在遭遇突风或机动飞行时,瞬时挥舞量陡增,极易产生超出结构承受能力的瞬态载荷。正因此,V-22倾转旋翼机在飞控系统中加入了俯仰率限制,自动过滤掉飞行员纵向操纵的高频成分,以牺牲机动性为代价,避免过大的旋翼挥舞力矩。

利用自动倾转器施加高频桨距控制是旋翼振动抑制的有效手段,在常规直升机上已有较多研究及应用,包括利用自动倾斜器施加高阶桨距控制^[2-6]和利用后缘襟翼施加高阶偏转控制^[7-9]。倾转旋翼机主动控制研究以气弹稳定性、动响应、动载荷计算模型为基础^[10-14],目前主要集中在固定翼模式下的回转颤振增稳、响应及载荷抑制等方面^[15-20],直升机模式低速飞行状态下的倾转旋翼动载荷问题则鲜少关注。从中标美国陆军“未来远程突击机”(FLRAA)项目的贝尔V-280研制情况看^[21],低空、低速飞行能力仍然是重点关注项。因此针对直升机模式下的倾转旋翼动载荷及其控制研究具有重要的工程意义。

本文针对倾转旋翼机直升机模式前飞,开展旋翼动载荷高阶谐波控制(HHC, Higher Harmonic Control)研究。推导了倾转旋翼/机身耦合运动方程,给出了直升机模式前飞配平与旋翼载荷计算方法。基于广义卡曼滤波算法与最优控制原理,发展了带传递矩阵在线识别的高阶谐波控制方法。最后以XV-15为对象^[22],完成了旋翼动载荷控制仿真。结果表明,在闭环控制情况下桨毂动载荷分量降幅明显,最大90%,最小也有18%,减振效果主要来自桨尖段高频气动力幅值的削减。另外,施加高阶桨距也带来了操纵载荷动态量增加,在工程应用中需予以关注。

1 高阶谐波控制方法

1.1 控制原理

对于桨叶片数为 N 的倾转旋翼,桨毂动载荷由各片桨叶集成而来。令桨叶载荷以傅里叶级数形式展开,经过多桨叶坐标变换在桨毂中心合成后只有频率为 $N\Omega$ (Ω 为旋转频率)的载荷被保留下来,

因此旋翼传递到机身上的动载荷主要频率成分为 $N\Omega$,一般称之为通过频率。HHC方法通过自动倾转器不动环施加同频率的总距与周期变距,从而抑制桨毂 $N\Omega$ 载荷,控制流程可表示为:

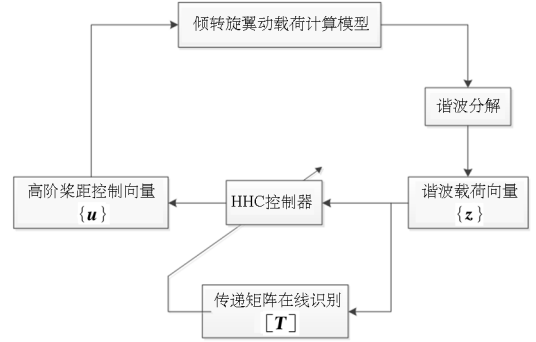


图1 高阶谐波控制流程

Fig. 1 Flowchart of HHC control

控制输入 u 可表示为:

$$u = \{\theta_0^{NC}, \theta_0^{NS}, \theta_c^{NC}, \theta_c^{NS}, \theta_s^{NC}, \theta_s^{NS}\} \quad (1)$$

下标 $0, c, s$ 分别代表总距、纵向以及横向周期变距;上标 NC, NS 代表频率为 $N\Omega$ 的余弦、正弦分量。

被控量 z 由频率为 $N\Omega$ 的桨毂载荷分量组成,每个分量包含正弦项和余弦项。为保证传递矩阵识别过程中的数值稳定,可采用零输入时的桨毂载荷分量的绝对值为系数,将 z 转化为无量纲形式:

$$z = \{\tilde{F}_x^{NC}, \tilde{F}_x^{NS}, \tilde{F}_y^{NC}, \tilde{F}_y^{NS}, \tilde{F}_z^{NC}, \tilde{F}_z^{NS}, \tilde{M}_x^{NC}, \tilde{M}_x^{NS}, \tilde{M}_y^{NC}, \tilde{M}_y^{NS}, \tilde{M}_z^{NC}, \tilde{M}_z^{NS}\} \quad (2)$$

对于在线识别,每产生一组输入-输出,传递矩阵 T 更新一次,当相邻两个控制步 z 值之差小于给定阈值时,停止 T 矩阵更新。

1.2 传递矩阵识别

依据线性假设,被控量 z 与控制输入 u 之间的关系可用传递矩阵 T 描述:

$$\begin{cases} \Delta z_k = T \cdot \Delta u_k \\ \Delta z_k = z_k - z_{k-1} \\ \Delta u_k = u_k - u_{k-1} \end{cases} \quad (3)$$

u_k, z_k 代表第 k 个输入、输出向量,定义输入、输出的增量矩阵如下:

$$\begin{aligned} \Theta &= [\Delta u_1, \Delta u_2, \dots, \Delta u_n] \\ Z &= [\Delta z_1, \Delta z_2, \dots, \Delta z_n] \end{aligned} \quad (4)$$

基于广义卡曼滤波法, T 矩阵计算方法为:

$$T = T^* + (Z - T^* \Theta) R^{-1} \Theta^T P$$

$$\mathbf{P} = (\mathbf{M}^{-1} + \mathbf{O}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{O}^T)^{-1} \quad (5)$$

\mathbf{T}^* 为 \mathbf{T} 的初始值,在递归格式中可用上一步的 \mathbf{T} 值代替; \mathbf{R}, \mathbf{M} 为预先设定的对角阵,广义卡曼滤波识别效果同 \mathbf{M} 与 \mathbf{R} 对角元素之比直接相关。

\mathbf{T} 初始值计算基于加权最小均方差法,即:

$$\mathbf{T} = \mathbf{Z}\mathbf{W}\mathbf{O}^T(\mathbf{O}\mathbf{W}\mathbf{O}^T)^{-1} \quad (6)$$

其中 \mathbf{W} 为对角阵,对角元素代表被控量的权重系数,可设为单位阵。初始传递矩阵计算可按拉丁超方采样方法,采集一定数量的输入、输出样本,依据(2)式计算矩阵 \mathbf{O} 和 \mathbf{Z} 。

1.3 控制算法

高阶谐波控制基于线性最优控制器,通过最小化目标函数获得每一步的控制输入:

$$O_{bj} = \mathbf{z}_k^T \mathbf{W}_z \mathbf{z}_k + \mathbf{u}_k^T \mathbf{W}_u \mathbf{u}_k + \Delta \mathbf{u}_k^T \mathbf{W}_{\Delta u} \Delta \mathbf{u}_k \quad (7)$$

$\mathbf{W}_z, \mathbf{W}_u, \mathbf{W}_{\Delta u}$ 分别为被控量、控制输入及其及增量所对应权重矩阵,均为对角阵。当目标函数达到极小值时:

$$\partial O_{bj} / \partial \mathbf{u}_k = 0 \quad (8)$$

由此可得到控制量更新:

$$\mathbf{u}_{k+1} = (\mathbf{D}_k \mathbf{W}_{\Delta u} + \mathbf{D}_k \mathbf{T}_k^T \mathbf{W}_z \mathbf{T}_k) \mathbf{u}_k -$$

$$\mathbf{D}_k \mathbf{T}_k^T \mathbf{W}_z \mathbf{z}_k$$

$$\mathbf{D}_k = (\mathbf{T}_k^T \mathbf{W}_z \mathbf{T}_k + \mathbf{W}_{\Delta u} + \mathbf{W}_u)^{-1} \quad (9)$$

下标 k 代表第 k 个控制步,每个控制步传递矩阵 \mathbf{T}_k 更新一次,初始输入 \mathbf{u}_0 可设为零向量。

2 倾转旋翼载荷计算方法

2.1 旋翼/机身耦合运动方程

采用 Hamilton 能量原理建立全展倾转旋翼机动力学方程:

$$\delta \Pi = \int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = 0 \quad (10)$$

$\delta U, \delta T$ 分别为弹性势能与动能的变分, δW 代表气动力虚功,对于旋翼/机体耦合系统,可表示为:

$$\begin{aligned} \delta U &= \sum_{m=1}^{N_b} (\delta U_b^r + \delta U_b^l) + \delta U_h^r + \delta U_h^l + \delta U_a \\ \delta T &= \sum_{m=1}^{N_b} (\delta T_b^r + \delta T_b^l) + \delta T_a \\ \delta W &= \sum_{m=1}^{N_b} (\delta W_b^r + \delta W_b^l) + \delta W_a \end{aligned} \quad (11)$$

式(11)中下标 b, h, a 分别代表桨叶、桨毂以

及弹性机体的贡献,上标 r, l 代表左、右旋翼。机体包括发动机短舱、机翼、机身,建模时作为一个整体。

利用短舱位置节点自由度与桨毂中心自由度的耦合关系,可得到形如下式的旋翼/机身耦合运动微分方程:

$$[\mathbf{M}]\{\ddot{\mathbf{Q}}\} + [\mathbf{C}]\{\dot{\mathbf{Q}}\} + [\mathbf{K}]\{\mathbf{Q}\} = \{\mathbf{F}\} \quad (12)$$

$\mathbf{M}, \mathbf{C}, \mathbf{K}$ 为耦合系统的质量、刚度、阻尼矩阵, \mathbf{F} 为包含气动力在内的非线性力向量; \mathbf{Q} 为系统自由度向量。

$$\{\mathbf{Q}\} = \{\mathbf{q}_b^r, \mathbf{q}_h^r, \mathbf{q}_a, \mathbf{q}_b^l, \mathbf{q}_h^l\}^T \quad (13)$$

其中 $\mathbf{q}_b^r, \mathbf{q}_h^r$ 为右旋翼桨叶与桨毂自由度; \mathbf{q}_a 为机身自由度; $\mathbf{q}_b^l, \mathbf{q}_h^l$ 为左旋翼桨叶与桨毂自由度。

2.1.1 结构动力学模型

倾转旋翼机左、右旋翼互为镜像,以右旋翼为例,桨叶单元弹性势能与动能的变分为:

$$\begin{aligned} \delta U_b^r &= \sum \delta U_{be}^r, \quad \delta T_b^r = \sum \delta T_{be}^r \\ \delta T_{be}^r &= \int_0^R \int_A \rho \vec{V} \cdot \delta \vec{V} d\eta d\zeta dx \end{aligned} \quad (14)$$

其中 σ, ϵ 代表桨叶剖面应力与应变; η, ζ 为剖面坐标; R 代表旋翼半径; \vec{V} 为单元内任意点相对于惯性系的绝对速度,可通过坐标转换获得。整片桨叶势能与动能的变分通过单元叠加得到:

$$\delta U_b^r = \sum \delta U_{be}^r, \quad \delta T_b^r = \sum \delta T_{be}^r \quad (15)$$

桨毂质量在计算时等效到每片桨叶,因此 T_b^r 中包含了桨毂动能。桨毂弹性势能主要考虑铰链弹簧的贡献,对于万向铰桨毂:

$$\delta U_h^r = \left\{ \begin{matrix} \delta \beta_{Gc}^r \\ \delta \beta_{Gs}^r \end{matrix} \right\}^T \begin{bmatrix} K_{\beta G} & 0 \\ 0 & K_{\beta G} \end{bmatrix} \left\{ \begin{matrix} \delta \beta_{Gc}^r \\ \delta \beta_{Gs}^r \end{matrix} \right\} \quad (16)$$

式中 $\beta_{Gc}^r, \beta_{Gs}^r$ 为万向铰纵、横向周期挥舞角; $K_{\beta G}$ 为万向铰弹簧刚度。对于左旋翼,只需将其所有参考坐标系设为左手系,质量、刚度矩阵表达式同右旋翼相同。

机体结构采用有限元整体建模,其动能与弹性势能的变分可表示为:

$$\begin{aligned} \delta T_f &= \{\mathbf{q}_f\}^T [\mathbf{M}_f] \{\mathbf{q}_f\} \\ \delta U_f &= \{\mathbf{q}_f\}^T [\mathbf{K}_f] \{\mathbf{q}_f\} \end{aligned} \quad (17)$$

其中 \mathbf{q}_f 为机体有限元节点自由度构成的向量; $\mathbf{M}_f, \mathbf{K}_f$ 分别为机体质量、刚度矩阵。取机体前 n 阶模态,可将 m 个节点自由度转化为 n 个模态自由度: $\{\mathbf{q}_f\}^{m \times 1} [\mathbf{S}]^{m \times n} \{\mathbf{q}_{fm}\}^{n \times 1}$ 。 \mathbf{S} 为机体模态振型向量构成的矩阵,每一列代表一个振型向量; \mathbf{q}_{fm} 为

模态自由度,式(17)可表示为:

$$\begin{aligned}\delta T_f &= \{\mathbf{q}_{fm}\}^T [\mathbf{S}]^T [\mathbf{M}_f] [\mathbf{S}] \{\mathbf{q}_{fm}\} \\ &= \{\mathbf{q}_{fm}\}^T [\mathbf{M}_{fm}] \{\mathbf{q}_{fm}\} \\ \delta U_f &= \{\mathbf{q}_{fm}\}^T [\mathbf{S}]^T [\mathbf{K}_f] [\mathbf{S}] \{\mathbf{q}_{fm}\} \\ &= \{\mathbf{q}_{fm}\}^T [\mathbf{K}_{fm}] \{\mathbf{q}_{fm}\}\end{aligned}\quad (18)$$

上式中 \mathbf{M}_{fm} 、 \mathbf{K}_{fm} 分别为弹性机体的模态质量、模态刚度矩阵。

模态缩减法大大降低了系统方程自由度数量,同时也能够包含弹性机体主要的动力学信息.对于旋翼动载荷计算,考虑前6阶模态,包括机翼对称与反对称的一阶法向弯曲、弦向弯曲、扭转模态。

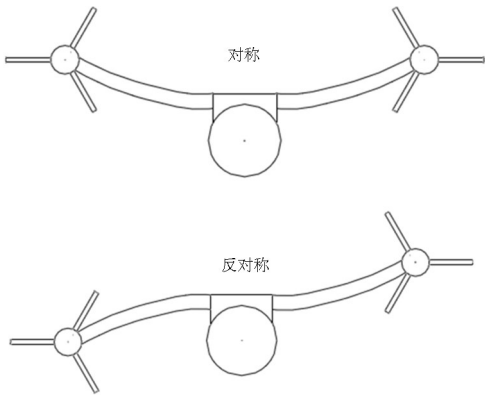


图2 机体弹性模态
Fig. 2 Elastic modes of airframe

2.1.2 气动模型

桨叶气动力虚功等于广义气动力 L_v^A, L_w^A, M_ϕ^A 相对于虚位移的做功:

$$\delta W_b = \int_0^R (L_v^A \delta v + L_w^A \delta w + M_\phi^A \delta \phi) dx \quad (19)$$

广义气动力由环量项与非环量项组成:

$$\begin{aligned}L_v^A &= (L_v^A)_C \\ L_w^A &= (L_w^A)_C + (L_w^A)_{NC} \\ M_\phi^A &= (M_\phi^A)_C + (M_\phi^A)_{NC}\end{aligned}\quad (20)$$

环量气动力在剖面坐标系中的无量纲表达式为:

$$\begin{aligned}(\bar{L}_v^A)_c &\approx \frac{\gamma u_T^2}{6a} \left(C_L - C_D \frac{u_P}{u_T} \right) \\ (\bar{L}_w^A)_c &\approx \frac{\gamma u_T^2}{6a} \left(-C_L \frac{u_P}{u_T} - C_D \right) \\ (\bar{M}_\phi^A)_c &\approx \frac{\gamma u_T^2}{6a} \frac{c}{R} C_M - e_d (\bar{L}_w^A)_c\end{aligned}\quad (21)$$

u_P, u_T 为桨叶剖面气动中心相对于气流的法向与切向速度,由运动速度和诱导速度组成; C_L, C_D, C_M 翼型升力、阻力以及力矩系数,在给定攻角和马赫数后,通过气动数据表插值得到; c 为剖面弦

长; e_d 为剖面气动中心相对于弹性中心的间距; γ , a 为洛克数与升力线斜率。

对于稳态飞行,机身气动力虚功 δW_a 主要考虑机翼弹性运动的贡献.与桨叶气动模型类似,机翼气动力虚功计算只需将式(19)~(21)中的各个物理量替换为机翼对应值。

2.2 直升机模式配平方法

对于以直升机模式前飞的倾转旋翼机,舵面与襟副翼气动效率较低,全机升力、阻力、力矩主要靠旋翼与机体攻角配平,配平方程可表示为:

$$\begin{cases} L_f(\alpha) + \sin(\alpha + \phi) \cdot T(\theta_0, \theta_c, \alpha, \phi) - W = 0 \\ D_f(\alpha) - \cos(\alpha + \phi) \cdot T(\theta_0, \theta_c, \alpha, \phi) = 0 \\ M_f(\alpha) + P(\theta_0, \theta_c, \alpha, \phi) = 0 \end{cases}\quad (22)$$

以上配平方程代表了全机垂向力、航向力以及俯仰力矩平衡.其中 $\alpha, \theta_0, \theta_c$ 为三个配平变量,分别为机身攻角、旋翼总距、纵向周期变距; ϕ 为短舱倾角,在给定速度下,其大小可依据过渡走廊确定; w 为全机重量; L_f, D_f, M_f 分别为机身升力、阻力及俯仰力矩,是机身攻角的函数,可通过查表法获得; T, P 为双旋翼产生的拉力和俯仰力矩,与总距、周期变距、机身攻角以及短舱倾角都有关系.配平方程采用 Newton 迭代法求解,与旋翼/机身耦合运动方程求解交替进行。

3 算例与分析

以 XV-15 倾转旋翼机为例,开展直升机前飞模式下(短舱倾角 90°)旋翼动载荷高阶谐波控制仿真,该机基本参数如下表:

表1 XV-15 基本参数(直升机模式)
Table 1 Basic parameters of XV-15(helicopter mode)

参数	数值
全机重量/kg	5896
滚转惯性矩/($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)	57 486
俯仰惯性矩/($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)	19 388
偏航惯性矩/($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)	67 123
机翼法向弯曲模态/Hz	3.3(对称), 5.9(反对称)
机翼弦向弯曲模态/Hz	8.3(对称), 9.0(反对称)
机翼扭转模态/Hz	9.1(对称), 6.7(反对称)
桨叶片数	3
旋翼直径/m	7.6

续表 1

参数	数值
旋翼转速/rpm	565
旋翼实度	0.089
预锥角/°	2.5
δ_3 角/°	-15

在速度 93km/h, 短舱倾角 90°(直升机模式) 的飞行状态下, 联合式(22)配平方法, 求解式(12) 倾转旋翼/机身耦合运动微分方程, 建立旋翼载荷响应与高阶桨距输入的关系。

3.1 高阶桨距输入对动载荷影响

以 3Ω 总距输入为例, 其时域形式为:

$$\theta_0^{3\Omega} = a \cdot \sin(3\Omega t + \varphi) \tag{23}$$

其中 a 为幅值, φ 为相位, 可分解为正、余弦项:

$$\begin{aligned} \theta_0^{3\Omega} &= \theta_0^{3C} \cdot \cos(3\Omega t) + \theta_0^{3S} \cdot \sin(3\Omega t) \\ \theta_0^{3C} &= a \cdot \sin\varphi, \theta_0^{3S} = a \cdot \cos\varphi \end{aligned} \tag{24}$$

旋翼谐波载荷分量由其正、余弦项计算:

$$F_x^3 = \sqrt{(F_x^{3C})^2 + (F_x^{3S})^2} \tag{25}$$

施加幅值为 1.0° 的 3Ω 总距控制, 旋翼动载荷随相位 φ 的变化如下图:

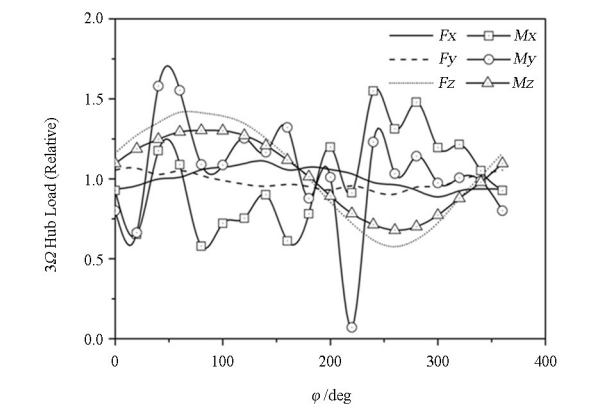


图 3 动载荷随总距控制相位关系
Fig. 3 Hub loads versus phase of $\theta_0^{3\Omega}$

同样方法, 可以得到施加 3Ω 纵向与横向变距时, 旋翼动载荷随相位角的变化。

图 3~图 5 纵坐标为施加高阶桨距控制后桨毂动载荷与无控状态动载荷之比。航向力 F_x 与侧向力 F_y 对 3Ω 周期变距输入较为敏感, 在一个周期内仅有一个波峰/波谷; 垂向力 F_z 与扭矩 M_z 对 3Ω 总距输入敏感, 一个周期内仅有一个波峰/波谷; 俯仰力矩 M_x 和滚转力矩 M_y 则对 3Ω 总距与

周期变距均比较敏感, 一个周期内存在多个波峰/波谷。从变化幅度看, 1° 的高阶桨距就可产生最大超过 50% 的动载荷削减, 控制效率十分可观。

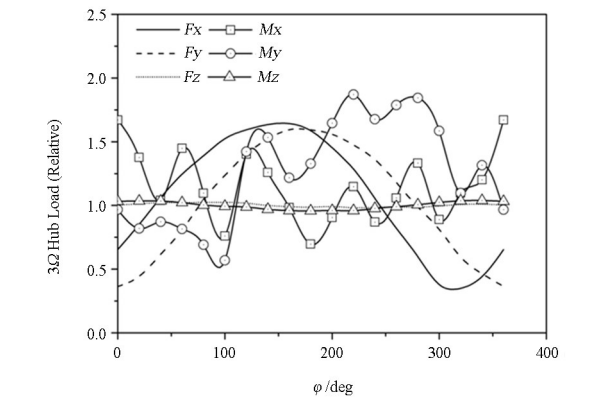


图 4 动载荷随纵向变距控制相位关系
Fig. 4 Hub loads versus phase of $\theta_c^{3\Omega}$

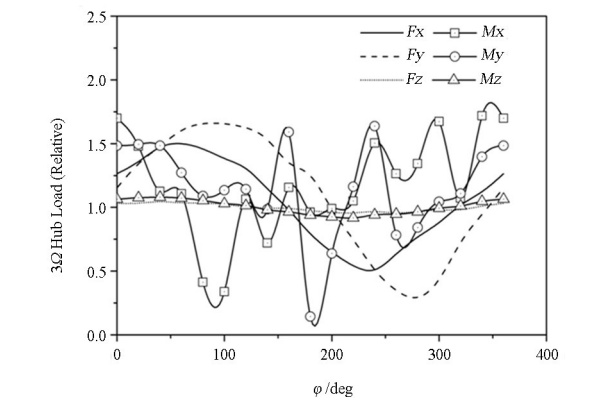


图 5 动载荷随横向变距控制相位关系
Fig. 5 hub loads versus phase of $\theta_s^{3\Omega}$

3.2 高阶谐波控制仿真

采用基于传递矩阵在线识别的高阶谐波控制方法, 对倾转旋翼动载荷进行闭环控制仿真, 算法参数如下表。

表 2 控制算法参数	
Table 2 Parameters of control algorithm	
参数	数值
diag(R)	100.0
diag(M)	1.0
diag(W _z)	1.0
diag(W _u)	0.5
diag(W _{Δu})	0.5

3.2.1 动载荷控制效果

目标函数 obj 与控制量 u 的迭代过程如图 6、图 7 所示, 目标函数及控制量从第 11 个控制步开始趋于稳定, 此后控制系统输入、输出保持不变。

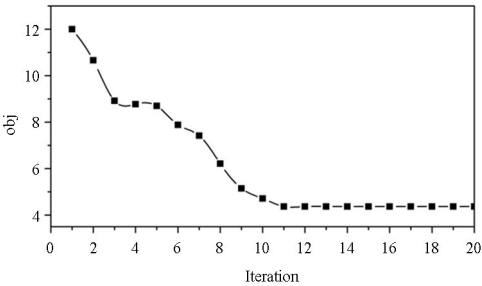


图6 目标函数控制历程
Fig. 6 Iteration history of objective function

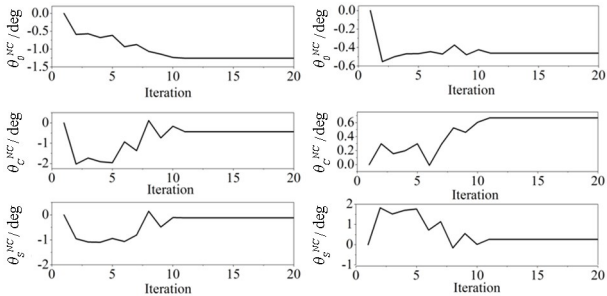


图7 控制量迭代历程
Fig. 7 Iteration history of control inputs

通过高阶谐波桨距控制,目标函数降低了60%,最优控制量为:

$$U_{\text{optm}} = [-1.25, -0.46, -0.43, 0.67, -0.12, 0.26]$$

图8、图9给出了有控(HHC)和无控(Baseline)条件下桨毂 3Ω 无量纲载荷对比.可见所有载

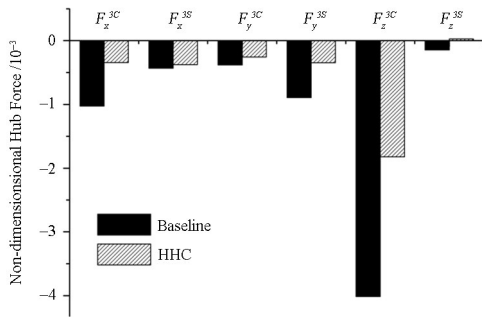


图8 桨毂 3Ω 力控制效果
Fig. 8 Control effect of 3Ω hub forces

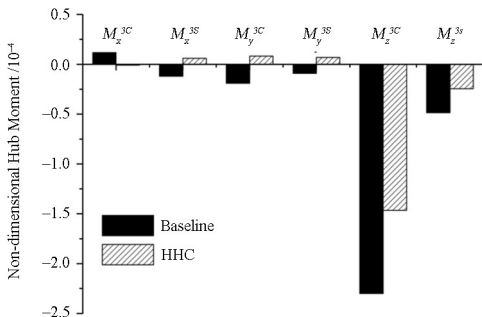


图9 桨毂 3Ω 力矩控制效果
Fig. 9 Control effect of 3Ω hub moments

荷分量都得到了有效控制,其中降幅最大的为滚转力矩余弦量 M_x^{3C} ,降低了90%,降幅最小的航向力的正弦分量 F_x^{3S} 降低了18%.高阶桨距控制带来的操纵载荷变化可通过变距拉杆轴向力表示,如图10所示.

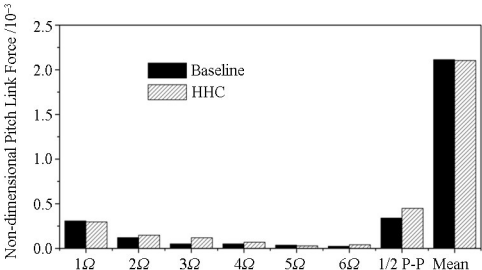


图10 桨叶变距拉杆轴向力
Fig. 10 Axial force of blade pitch link

施加高阶桨距控制后,操纵载荷动态成分明显增大,其中 2Ω 、 3Ω 、 4Ω 谐波量分别增加了21%、138%、38%,但其在总载荷中占比较小,影响有限.对操纵系统疲劳寿命影响最大的半峰值(1/2P-P)只增加了30%,稳态值(Mean)基本保持不变.总的来讲,操纵载荷的增加处于可接受范围.

3.2.2 桨盘气动力分布

旋翼动载荷源自非对称、非定常的气动力,本节从旋翼桨盘平面内升力分布入手,探讨动载荷控制原理的成因.

图11为桨叶 $0.83R$ 剖面升力随方位角变化曲线,可见施加高阶桨距控制后升力曲线波动的明显减小,产生了类似削波效应,表明作用在桨叶上的高阶气动力减小,由此引起的旋翼动载荷响应必然降低.

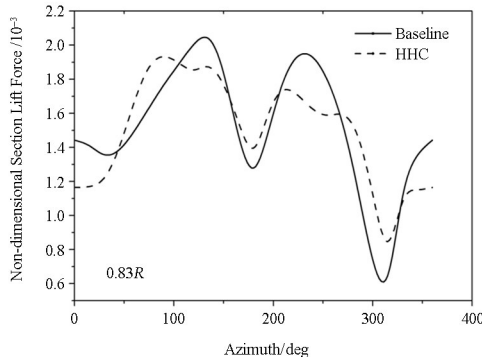


图11 桨叶 $0.83R$ 剖面升力
Fig. 11 Sectional lift of blade($0.83R$)

综上所述,高阶谐波桨距控制实现旋翼减振的原理主要是令桨盘平面内升力变化更加平缓,尤其是削弱了升力较大的桨尖区域的高阶气动力,进而

降低气动弹性耦合带来的载荷响应。

4 结论

通过本文研究,形成如下结论:

(1)对于以直升机模式飞行的倾转旋翼机,施加频率为 $N\Omega$ 的高阶桨距能有效抑制旋翼动载,但会引起一定程度的操纵动载增大。

(2)基于传递矩阵在线识别的频域控制方法物理意义清晰,算法简单,在旋翼飞行器振动控制方面有良好的工程应用潜力。

(3)高阶桨距控制使桨尖升力波动减小,是产生旋翼减振的主要原因。在实际应用中,转速波动,阵风扰动等因素会造成控制效率下降。

参考文献

- [1] ACREE C. Effects of blade sweep on V-22 whirl flutter and loads [C]// The AHS 4th Decennial Specialist's Conference on Aeromechanics. Fairfax, Virginia: American Helicopter Society, 2004.
- [2] DIETERICH O. Application of modern control technology for advanced IBC systems [C]//24th European Rotorcraft Forum. Brussels, Belgium: Council of European Aerospace Societies, 1998.
- [3] HABER A, JACKLIN S A, DESIMONE G. Development, manufacturing, and component testing of an individual blade control system for a uh-60 helicopter rotor [C]//Proceedings of the American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialists Meeting. Fairfax, Virginia: American Helicopter Society, 2002.
- [4] AUSPITZER, THOMAS, FUERST, et al. Closed loop IBC-system and flight test results on the CH-53G helicopter [C]//American Helicopter Society International 60th Annual Forum. Fairfax, Virginia: American Helicopter Society, 2004.
- [5] NORMAN T, THEODORE C, NBS, et al. Full-scale wind tunnel test of A UH-60 individual blade control system for performance improvement and vibration, loads, and noise control [C]//American Helicopter Society International 65th Annual Forum. Fairfax, Virginia: American Helicopter Society, 2009.
- [6] BEYER J J, SMITH E, SCHMITZ S, et al. Individual blade pitch control (IBC) for vibration reduction of lift-offset coaxial rotor vehicles with auxiliary propulsion [C]//Vertical Flight Society 79th Annual Forum and Technology Display. Fairfax, Virginia: The Vertical Flight Society, 2023.
- [7] 王荣, 夏品奇. 利用桨叶后缘小翼运动的旋翼桨毂振动载荷优化控制[J]. 振动工程学报, 2013, 26(4): 574—582.
- WANG R, XIA P Q. Optimal control of rotor hub vibration loads by using motion of trailing edge flap [J]. Journal of Vibration Engineering, 2013, 26(4): 574—582. (in Chinese)
- [8] 邓旭东, 胡和平. 基于神经网络模型的襟翼主动控制旋翼减振分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(2): 189—194.
- DENG X D, HU H P. Vibration reduction in ACF rotor based on neural network [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(2): 189—194. (in Chinese)
- [9] 李春明. 智能旋翼的振动控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2001.
- LI C M. Research on vibration control for smart rotor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2001. (in Chinese)
- [10] JOHNSON W. Dynamics of tilting proprotor aircraft in cruise flight: NASA-TN-D-7677 [R]. Washington, DC: NASA, 1974.
- [11] ACREE C W. An improved camrad model for aeroelastic stability analysis of the XV-15 with advanced technology blades: NASA-TM-4448 [R]. Washington, DC: NASA, 1993.
- [12] JOHNSON W. An assessment of the capability to calculate tilting prop-rotor aircraft performance, load, and stability: NASA-TP-2291 [R]. Washington, DC: NASA, 1984.
- [13] SRINIVAS V. Aeroelastic analysis of advanced tiltrotor aircraft [D]. College Park, Maryland: The University of Maryland, 1995.
- [14] SRINIVAS V, CHOPRA I. Formulation of a comprehensive aeroelastic analysis for tiltrotor aircraft [C]//37th Structure, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1996: 1546.
- [15] MANIMALA B, PADFIELD G D, WALKER D, et al. Load alleviation in tilt rotor aircraft through active control; modelling and control concepts [J]. The Aeronautical Journal, 2004, 108(1082): 169—

184.

[16] SINGH R, GANDHI F, HATHAWAY E. Wing-flap-eron and swashplate control for whirl-flutter stability augmentation of a soft-inplane tiltrotor [C]//31st European Rotorcraft Forum. Brussels, Belgium: Council of European Aerospace Societies, 2005.

[17] PAIK J. The aeroelastic stability improvements of soft-inplane tiltrotors by active and passive approaches [D]. State College, Pennsylvania: The Pennsylvania State University, 2009.

[18] IVANCO T G, KANG H, KRESHOCK A R, et al. Generalized predictive control for active stability augmentation and vibration reduction on an aero-elastic tiltrotor model [C]//AIAA SCITECH 2022 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2022: 0570.

[19] IVANCO T, KRESHOCK A, NEWMAN B, et al. Experimental testing of advanced generalized predic-tive control for stability augmentation and vibration reduction of tiltrotor aircraft [C]//Proceedings of the Vertical Flight Society 79th Annual Forum. Fairfax, Virginia: The Vertical Flight Society, 2023.

[20] NIXON M W, KVATERNIK R G, BEN SETTLE T. Tiltrotor vibration reduction through higher har-monic control [J]. Journal of the American Heli-copter Society, 1998, 43(3): 235—245.

[21] WILSON P, BELL, EHINGER R, et al. Bell V-280 valor: JMR TD flight test update-year 2 [C]// Proceedings of the Vertical Flight Society 75th An-nual Forum. Fairfax, Virginia: The Vertical Flight Society, 2019.

[22] NASA. NASA/Army XV-15 tilt rotor research air-craft familiarization document: NASA-TM X-62 [R]. Washington, DC: NASA, 2013.