

文章编号:1000-8055(2015)06-1374-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2015.06.012

旋翼转速优化直升机的纵向操纵性与稳定性分析

徐 明, 李建波, 韩 东

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 针对不同旋翼转速、桨叶弹簧刚度、平尾面积对旋翼转速优化(OSR)直升机操纵性、稳定性的影响,建立了飞行动力学模型,该模型以自由尾迹计算旋翼入流,考虑了旋翼尾迹对其他气动部件的干扰,最后利用差分法计算直升机的气动导数及操纵导数矩阵。结果表明:旋翼转速的减小,降低了直升机的操纵性,增加了旋翼的迎角稳定性,但增加桨叶根部弹簧刚度则会提高直升机操纵性,同时也会使得稳定性下降;而旋翼转速优化直升机的无平尾设计虽然降低了直升机的纵向稳定性,使得样例直升机处于飞行品质规范 ADS-33E 中的第 3 级水平,由此带来的不稳定模态的振荡发散周期较长,并且取消平尾后提高了直升机的操纵性,通过飞行控制系统完全可以抑制,因此无平尾设计方案对旋翼转速优化直升机而言仍然是可接受的。

关 键 词: 操纵性; 稳定性; 弹簧刚度; 旋翼转速优化; 飞行品质

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Analyze on longitudinal stability and controllability of OSR helicopter

XU Ming, LI Jian-bo, HAN Dong

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to research the effect of rotor speed, blade spring stiffness and horizontal tail area on the controllability and stability of helicopter with optimum speed rotor (OSR), the flight dynamics model was established, and the induced velocity of rotor and aerodynamic interference of helicopter was calculated by free wake model. Finally the differential method was used to calculate the aerodynamic derivatives of the helicopter and control the derivatives matrix. The result shows that the controllability of the helicopter decreases with the decreasing of the rotor speed, but the change of stability about angle of attack was opposite. However the increase of blade spring stiffness in root can not only improve helicopter controllability, but also reduce the stability. The longitudinal stability of the OSR was decreasing without horizontal tail, and the handling qualities of sample helicopter are put at the third level in ADS-33E, but the period of instability oscillation cycle was longer, and the controllability of the helicopter was enhanced after cancelling horizontal tail. Thus, the scheme without horizontal tail for OSR is still controlled completely through the flight control system.

Key words: controllability; stability; spring stiffness; optimum speed rotor; handling qualities

收稿日期:2014-06-13

基金项目:江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXLX13_164);中央高校基本科研业务费专项资金;
国家自然科学基金(11202097)

作者简介:徐明(1986—),男,江西湖口人,博士生,主要研究方向为直升机总体气动、直升机飞行动力学。

长航时无人直升机由于具备持久的情报收集和战场监视能力,并且可以作为对敌作战的飞行平台,已经成为各国争相发展的重点,美国 A160 “蜂鸟”无人直升机通过降低直升机结构质量,及采用旋翼转速优化(OSR)技术降低耗油率的方法,实现了长航时. A160 旋翼转速优化直升机的工作机理是根据不同的飞行状态,在飞行过程中改变旋翼转速,减小直升机的需用功率与耗油率,并且采用结构优化设计,减小直升机的结构质量,使得旋翼转速优化直升机的最大航时突破了 20 h,但改变直升机旋翼转速,旋翼的惯性力将会减小,会使得直升机的操纵性与稳定性受到影响. 目前已经有一些学者与研究人员开始关注旋翼转速优化直升机的气动及飞行动力学特性,Graham 等^[1]以 UMARC 程序代码为手段,分析研究了变转速直升机的气动特性,Robert 等^[2]与 Guo 等^[3-5]以 UH-60“黑鹰”直升机为研究对象,研究了旋翼转速优化直升机的变转速控制率设计,韩东^[6]以旋翼动力学综合模型为基础,分析了变旋翼转速对直升机配平性能的影响.

和常规直升机的挥舞柔软无铰式旋翼相比,旋翼转速优化直升机为了弥补旋翼转速降低后操纵性的损失,采用了独特的桨叶挥舞刚硬设计,使得桨叶根部弹簧刚度很大,对直升机的操纵性影响很明显,因此有必要对旋翼转速优化直升机的操稳特性进行分析设计,目前用于分析直升机操稳特性的飞行动力学模型也已经由原来采用动量叶素理论^[7]、旋翼动态入流模型^[8-9]发展到现在的自由尾迹模型^[10-12],由于自由尾迹模型能给出更加准确的桨盘诱导速度分布,及旋翼与其他气动部件之间的干扰,使得建立的飞行动力学模型更加精准.

本文以旋翼转速优化直升机为分析对象,建立了非线性的飞行动力学模型,该模型采用了精细化的时间步进自由尾迹模型计算旋翼入流,以及旋翼尾迹对其他部件的气动干扰;将无铰式旋翼等效为桨叶根部带有弹簧约束的铰接旋翼,建立桨叶挥舞运动方程;模型中的机身气动力系数采用本课题组的试验数据. 最后通过求解飞行动力学模型,分析研究了旋翼转速、桨叶弹簧刚度、平尾面积对直升机巡航状态(120 km/s)时的纵向操稳特性的影响,提出了旋翼转速优化直升机纵向操纵性稳定性设计的意见.

1 理论建模与验证

综合比较升力线与升力面模型的特点,本文在

桨叶上采用 Weissinger-L 升力面模型来布置控制点,旋翼的尾迹由近尾迹和远尾迹构成. 近尾迹由自由尾随涡和脱体涡一起构成涡面,如图 1 所示.

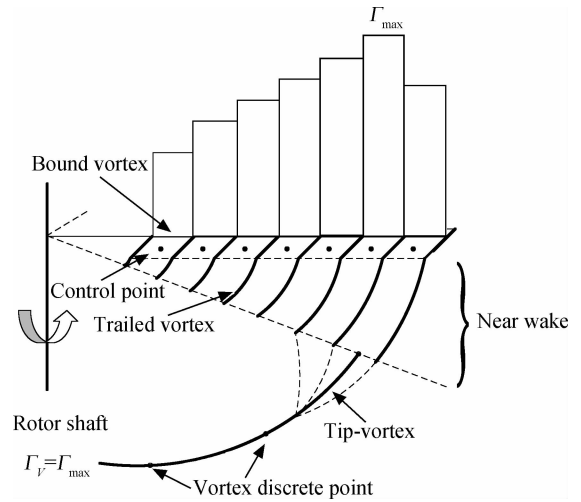


图 1 旋翼尾迹示意图

Fig. 1 Schematic of rotor free wake

本文采用文献[13]中的涡核模型确定涡核半径,根据文献[14]中的 2 阶向后差分显式格式(CB2D)对控制方程进行离散,并且令方位角与尾迹寿命角的离散间隔相等,则尾迹控制方程可以写成

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_{k+1}^{l+1} = & \mathbf{r}_k^l + \frac{\Delta\psi}{2\Omega}(3\mathbf{V}_k^l - \mathbf{V}_{k-1}^{l-1}) + \\ & \frac{\gamma}{2}(-2\mathbf{r}_{k+1}^l + \mathbf{r}_{k+1}^{l-1} + \mathbf{r}_k^{l+1} - 2\mathbf{r}_k^l + \mathbf{r}_k^{l-1}) \end{aligned} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{r}$ 为离散点的位置向量, $\Delta\psi$ 为方位角离散间隔, $\mathbf{V}$ 为离散点处的速度矢量, γ 为数值耗散因子, l 和 k 分别为桨尖涡离散点在时间与空间上的序列号.

由于桨叶根部摆振方向上的弹性约束对直升机的稳定性影响较小^[15],可以忽略不计,因此本文只考虑桨叶弹簧刚度的影响. 对于无铰式旋翼,可以用根部有弹性约束的无铰式旋翼来代替,如图 2 所示,其中 K_0 为桨叶根部的弹簧刚度, e 为虚拟挥舞偏置量.

因此无铰式旋翼桨叶挥舞运动方程可以写为

$$\ddot{\beta} + \left[\frac{K_0}{I_b} + \left(1 + e \frac{K_s}{I_b} \right) \Omega^2 \right] \beta = \frac{M_b}{I_b} + M_i \quad (2)$$

其中 K_s 为桨叶对虚拟挥舞铰的质量静矩, I_b 为挥舞惯性矩, M_b 为挥舞气动力矩, M_i 为桨毂运动惯性力矩, Ω 为旋翼转速.

本文根据翼型风洞试验,得到桨叶剖面在不同迎角 α 与马赫数 Ma 时的升力系数 C_l 和阻力

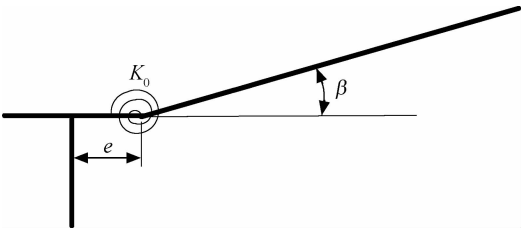


图 2 桨叶等效挥舞示意图

Fig. 2 Schematic of rotor equivalent flapping

系数 C_d

$$\begin{cases} C_l = f(\alpha, Ma) & -180^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ \\ C_d = f(\alpha, Ma) & 0 \leq Ma \leq 1.0 \end{cases} \quad (3)$$

对叶素气动力沿径向和周向积分,求其平均值,再乘以桨叶片数,即可得到旋翼气动力.旋翼尾迹对机身、垂尾、平尾及尾桨的影响可以用通式表示:

$$\boldsymbol{U} = \kappa \boldsymbol{V} + \begin{bmatrix} 0 & z & -y \\ -z & 0 & x \\ y & -x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \boldsymbol{v}_i \quad (4)$$

式中 $\boldsymbol{U}$ 为尾面上的气流速度矢量, κ 为动压损失, $\boldsymbol{V}$ 为直升机飞行速度矢量, $\boldsymbol{v}_i$ 为旋翼尾迹在尾面上的诱导速度矢量, x, y, z 分别为不同部件在机体坐标系下的坐标, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为直升机角速度.本文参考 A160“蜂鸟”旋翼转速优化直升机^[16],给出本文样例旋翼转速优化直升机的基本参数,如表 1 所示.

表 1 样例直升机基本参数

Tabel 1 Basic parameters of example helicopter

参数	数值	参数	数值
总质量/kg	2 000	尾桨半径/m	1.05
旋翼形式	无铰式	尾桨弦长/m	0.205
旋翼半径/m	5.5	片数	2
桨叶片数	4	尾桨转速/(rad/s)	214
弦长/m	0.35	垂尾面积/m ²	0.52
负扭角/(°)	-12	垂尾安装角/(°)	2
翼型	oa212	机身长度/m	10.7
巡航最优转速/(rad/s)	30	机身特征面/m ²	1.57

采用均匀入流与叶素法计算尾桨的气动力,平尾及垂尾的气动力采用升力线斜率法计算,而机身的气动力系数根据本课题组在低速风洞进行的低阻力直升机机身风洞吹风试验得到,再对气动力系数进行插值,得到机身在不同姿态角下的

气动力与力矩,图 3 为机身试验现场照片.

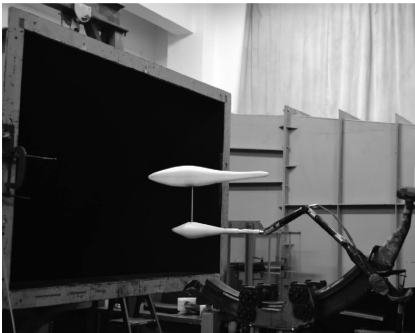


图 3 机身吹风试验

Fig. 3 Wind tunnel test of the fuselage

求得全机各部件气动力后,通过 Newton 法求解全机六自由度刚体平衡方程,在得到直升机的操纵量及姿态角后,再利用差分法^[17]计算直升机的气动导数及操纵导数矩阵,分析样例直升机的操纵性及稳定性.为了检验所建立气动模型的准确性,本文计算了 H-34 直升机在前进比为 0.18,拉力系数 0.0054 时的桨叶气动载荷,计算结果如图 4 所示,图中 C_l 为旋翼拉力系数, σ 为

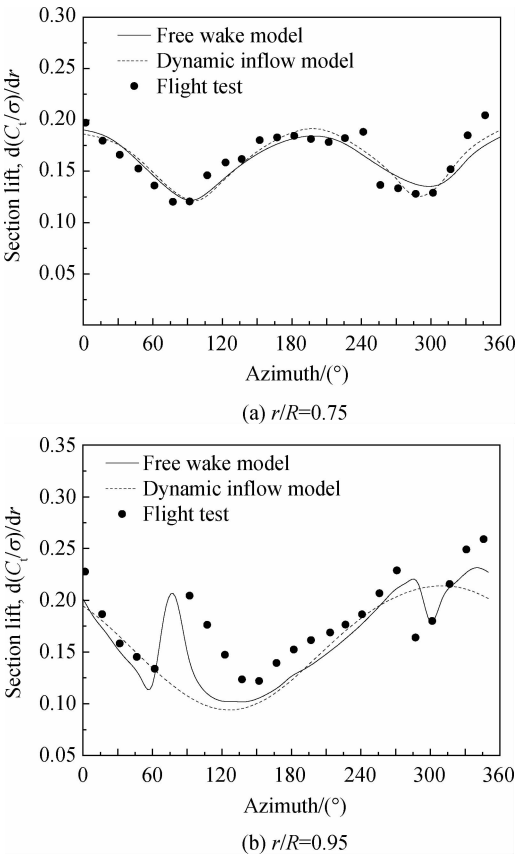


图 4 本文计算值与实测值对比

Fig. 4 Comparison of calculation values and measurement values

旋翼实度,通过与文献[18]的对比,可以看出桨叶气动力计算值与实测值较为吻合,而动态入流模型因为没有考虑桨尖涡对桨叶的干扰,因此在 $r/R=0.95$,方位角为 90° 与 270° 时的桨叶气动力计算值和实测值有较大出入,表明了本文的气动力计算模型准确可用。

2 稳定性分析

从直升机飞行动力学方程中分离出纵向运动方程,可写为

$$\mathbf{A}_{ld}\dot{X}_{ld}=\mathbf{B}_{ld}X_{ld}+\mathbf{C}_{ld}B_1$$

(5)

其中 $\mathbf{A}_{ld}$ 为对应纵向的惯性系数矩阵, X_{ld} 为纵向状态变量, $\mathbf{B}_{ld}$ 为纵向稳定性导数矩阵, $\mathbf{C}_{ld}$ 为纵向操纵导数矩阵,将上式进行拉普拉斯变换,可以得到直升机俯仰角对纵向周期变距的传递函数

$$\frac{\vartheta(s)}{B_1(s)}=\frac{b_2s^2+b_1s+b_0}{a_4s^4+a_3s^3+a_2s^2+a_1s+a_0}$$

(6)

式中 ϑ 为俯仰角, B_1 为纵向周期变距, a_i,b_j 为常数,此处 $i=0,1,\cdots,4,j=0,1,2$ 。

2.1 短周期模态

根据纵向运动方程,可以得到解耦后的直升机纵向特征根,其中对应短周期模态的特征根如表 2 所示。

根据表 2 可知,短周期模态的半幅时间会随着旋翼转速和平尾面积的减小而增大,随着桨叶弹簧刚度增加而减小.直升机纵向短周期模态对应的主要是直升机迎角和俯仰角在受到扰动后的收敛速度,通过计算表明:减小旋翼转速与平尾面积将会降低迎角和俯仰角的收敛速度,而增加桨叶弹簧刚度则有利于直升机的短周期稳定性.因此旋翼转速优化直升机有较大的桨叶弹簧刚度对提高直升机的纵向短周期稳定性是有利的。

表 2 不同参数下的短周期模态特征根					
Table 2 Characteristic roots of short period mode under different parameters					
旋翼转速 Ω /(rad/s)	弹簧刚度 K_0 /((N·m)/rad)	平尾面积 S_h /m ²	特征根	半幅时间/s	
350	1.2	—0.7572±0.5241i	0.9		
300	1.2	—0.6532±0.9457i	1.06		
25	0	1.2	—0.5801±0.9640i	1.19	
30	100 000	1.2	—0.6978±0.5179i	0.99	
30	200 000	1.2	—0.7081±0.4946i	0.98	
30	200 000	0.6	—0.6731±0.3484i	1.03	
30	200 000	0	—1.0872, —0.2525	0.64, 2.74	

2.2 沉浮模态

直升机的沉浮模态是由于垂直方向受到扰动后,直升机的速度和俯仰角之间产生的耦合运动,它是一种长周期运动模态.不同参数下的沉浮模态特征根根轨迹如图 5~图 7 所示,其中 ω 为特征根虚部, n 为实部。

图 5 为 $K_0=0$,平尾面积为 1.2 m^2 时不同旋翼转速下的长周期特征根根轨迹,从图中可以看出,当旋翼转速降低到 30 rad/s 时,直升机的沉浮运动特征根从原来的不稳定发散区移动到稳定区,这是因为降低旋翼转速,旋翼的桨毂力矩也会相应的减小,因此改善了直升机的迎角不稳定性.但由于旋翼转速降低还会导致挥舞角增大,因此,当旋翼转速降低到 25 rad/s 时,转速对桨毂力矩的

影响不再明显,对直升机的稳定性影响趋于平缓。

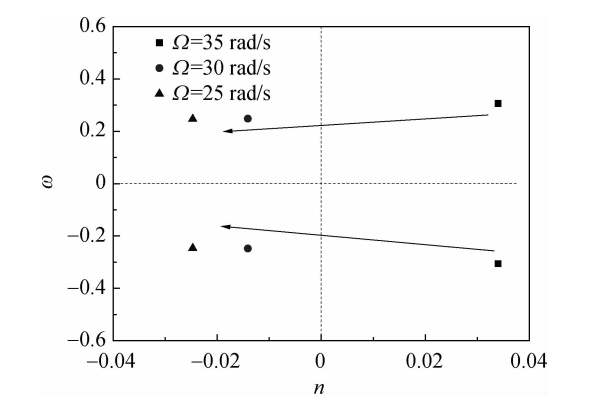


图 5 旋翼转速对样例直升机纵向稳定性影响
Fig. 5 Effect of rotor speed on longitudinal stability of example helicopter

分析旋翼转速为 30 rad/s,平尾面积为 1.2 m² 时,桨叶弹簧刚度对沉浮模态的影响,计算结果如图 6 所示,由于桨叶弹簧刚度直接影响桨毂力矩,同时增加桨叶弹簧刚度又会抑制桨叶挥舞,因此当刚度由 0 (N·m)/rad 增加到 100 000 (N·m)/rad 时,沉浮模态特征根移到不稳定性区域,并且振荡运动的周期逐渐减小,而当桨叶弹簧刚度再增加一倍时,对不稳定特征根的影响是有限的,但计算表明桨叶弹簧刚度对直升机的沉浮模态稳定性是不利的。

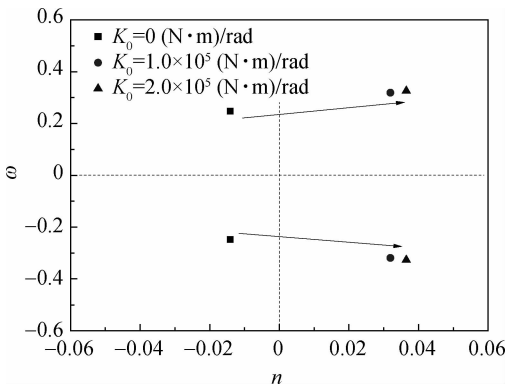


图 6 桨叶弹簧刚度对样例直升机纵向稳定性影响
Fig. 6 Effect of blade spring stiffness on longitudinal stability of example helicopter

对比图 5 与图 6 可以看出,当直升机旋翼转速为 30 rad/s,桨叶根部弹簧刚度为 200 000 (N·m)/rad 时的稳定性与旋翼转速为 35 rad/s,弹簧刚度为 0 (N·m)/rad 时的稳定性处于同一水平,说明桨叶弹簧挥舞刚度虽然降低了直升机的稳定性,但降低旋翼转速又使直升机的稳定性回归到常规直升机的水平,因此分析旋翼转速为 30 rad/s,弹簧刚度为 200 000 (N·m)/rad 时,平尾面积对直升机纵向稳定性的影响,计算结果如图 7 所示。由于样例直升机机身采用了减阻设计,因此机身产生的迎角不稳定性影响较小,所以当平尾取消后,直升机仍然出现振荡模态,并且此时模态的周期($T=26$ s)较长,对直升机的来说仍然是可以接受的。

对式(6)进行拉普拉斯反变换,可以得到俯仰角的扰动量,同理可以得到直升机的前向速度和垂直方向的速度扰动量,最后对各扰动量进行积分,可以得到运动坐标系下的模态飞行轨迹:

$$\begin{cases} X_e = 2e^{nt} \operatorname{Re} \left[\frac{u_{1j}}{\lambda} e^{i\omega t} \right] + c_1 \\ Y_e = 2e^{nt} \operatorname{Re} \left[\frac{u_{2j} + V_{x0} u_{4j}}{\lambda} e^{i\omega t} \right] + c_2 \end{cases} \quad (7)$$

式中 X_e, Y_e 为直升机重心在地轴系纵向平面下的坐标, u_{1j}, u_{2j}, u_{4j} 为扰动量 $\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta \theta$ 对应的特征矢量分量; Re 表示对复数进行取实部操作, c_1, c_2 为初始时刻的坐标, V_{x0} 为直升机受扰动前的飞行速度。样例直升机不同参数时的飞行轨迹如图 8 所示。

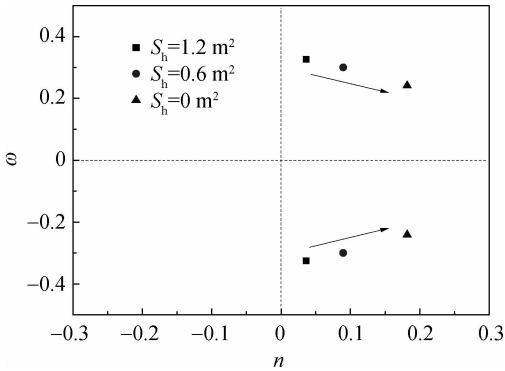
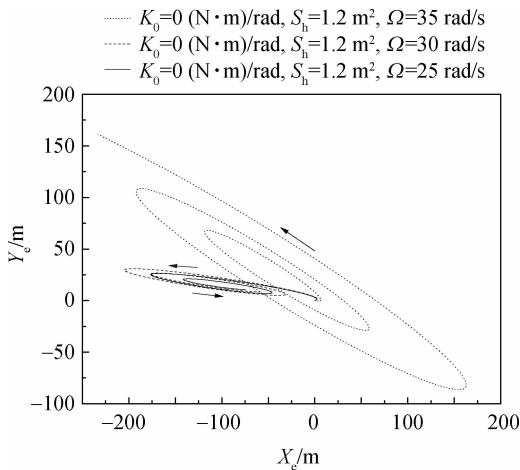
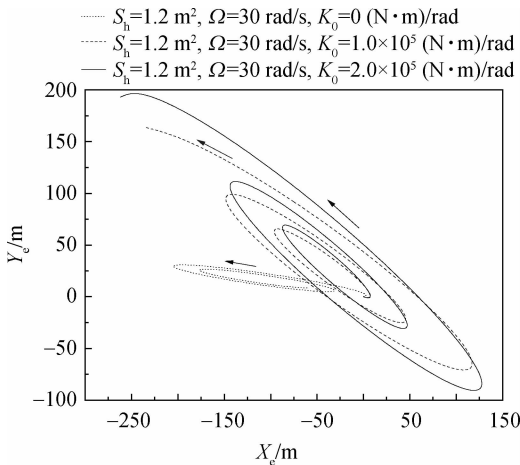


图 7 平尾面积对样例直升机纵向稳定性影响
Fig. 7 Effect of horizontal tail on longitudinal stability of example helicopter



(a) 不同旋翼转速



(b) 不同弹簧刚度

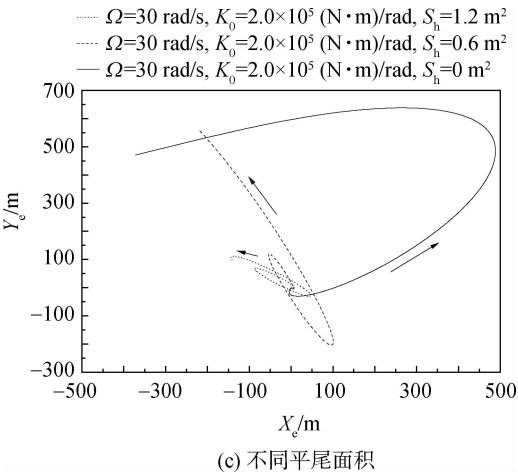


图 8 沉浮模态飞行轨迹图
Fig. 8 Flight path of phugoid mode

由图 8(a)可知,当旋翼转速从 35 rad/s 降低到 25 rad/s 时,直升机的飞行轨迹由原来的螺旋发散状态变成了螺旋收敛,并且随着转速的降低,螺旋收敛速度也在加快;图 8(b)为不同桨叶弹簧刚度时的直升机飞行轨迹图,从图中可以看出,随着桨叶弹簧刚度的增加,直升机的飞行轨迹又从螺旋收敛变成了螺旋发散,回到转速为 35 rad/s,弹簧刚度为 0 (N·m)/rad 时的状态;图 8(c)表明,当平尾面积逐渐减小时,直升机的飞行轨迹螺旋发散速度越来越快,倍幅时间越来越小。

最后根据飞行品质规范^[19] ADS-33D 评判旋翼转速为 30 rad/s,桨叶弹簧刚度 200 000 (N·m)/rad,无平尾时的直升机俯仰稳定性飞行品质,并和常规直升机(旋翼转速为 35 rad/s,桨叶弹簧刚度为 0 (N·m)/rad,平尾面积 1.2 m²)对比,对比结果如图 9 所示,图中 ξ 为阻尼比, ω_n 为频率。由于取消平尾,纵向稳定性由原来的一级水平降低到三级水平,但离二级水平较近,对无人

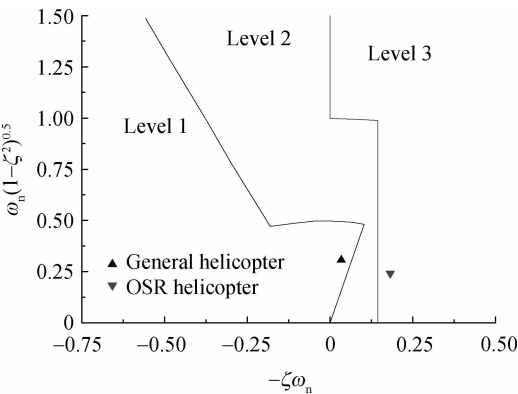


图 9 ADS-33E 对前飞俯仰稳定性规定
Fig. 9 Standard of ADS-33E for pitching stability

直升机而言,完全可以通过飞行控制系统来抑制这种不稳定性。

3 操纵性分析

本文从桨毂力矩及直升机对纵向操纵的脉冲响应两个方面来分析不同参数对样例直升机操纵性的影响,其中不同旋翼转速及桨叶弹簧刚度时的旋翼桨毂力矩 M_x 、 $-M_z$ 如图 10 所示。对旋翼滚转力矩和俯仰力矩而言,降低旋翼转速,操纵力矩与操纵功效都会减小,最终会降低直升机的操纵性,而桨叶根部弹簧刚度对直升机的操纵性是起积极作用的,从图中可以看出,当弹簧刚度递增到 100 000 (N·m)/rad 过程中,滚转力矩增加很剧烈,当弹簧刚度再增加时,滚转力矩变化趋于平稳,这是因为当弹簧刚度增加后,旋翼挥舞角变小,而桨毂力矩与弹簧刚度、挥舞角同时相关,最终使得弹簧刚度到达一定程度后不再影响操纵力矩。

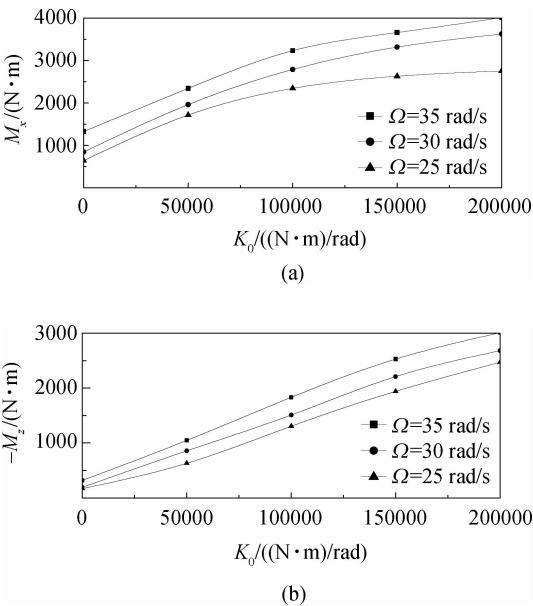


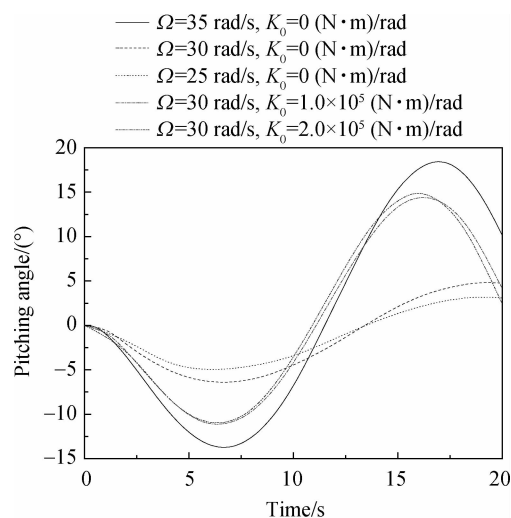
图 10 桨叶根部弹簧刚度对旋翼桨毂力矩的影响
Fig. 10 Effect on rotor hub moments of spring stiffness of blade root

根据姿态角对驾驶杆的传递函数计算直升机的脉冲响应,样例直升机的操纵机构用 2 阶系统来表示,阻力器使用惯性环节来等效,因此,样例直升机驾驶杆与俯仰角之间的传递函数可以表示为

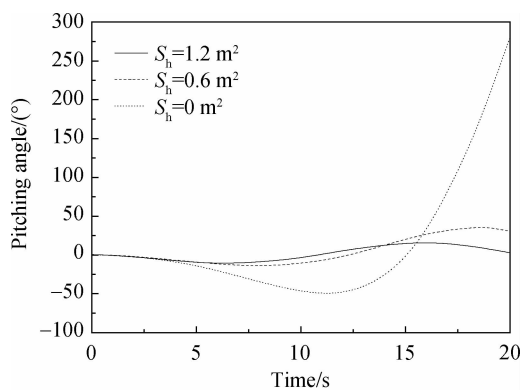
$$\vartheta(s)/\delta_s(s) = (b'_2s^2 + b'_1s + b'_0)/(a'_7s^7 + a'_6s^6 + a'_5s^5 + a'_4s^4 + a'_3s^3 + a'_2s^2 + a'_1s + a'_0) \tag{8}$$

式中 δ_s 为直升机驾驶杆量, a'_i, b'_j 为常数, 此处 $i=0, 1, \dots, 7, j=0, 1, 2$.

根据上述传递函数可以得出不同旋翼参数及气动布局的纵向操纵脉冲响应图, 如图 11 所示.



(a) 不同旋翼转速、弹簧刚度的影响



(b) 平尾面积的影响

图 11 纵向操纵的脉冲响应

Fig. 11 Impulse response for longitudinal control

从图 11(a)可以看出, 当旋翼转速降低 25% 时, 直升机俯仰角在 20 s 内对操纵杆的脉冲响应最大值减小 70%, 因此降低旋翼转速将会使直升机对操纵输入产生较大延迟; 而当旋翼转速固定在 30 rad/s, 增加桨叶弹簧刚度到 200 000 (N·m)/rad, 俯仰角脉冲响应最大值又重新回到原来状态附近, 其原因是桨叶弹簧刚度使得旋翼桨毂力矩增大了. 图 11(b) 为旋翼转速为 30 rad/s, 桨叶弹簧刚度为 200 000 (N·m)/rad, 时, 不同平尾面积对直升机纵向操纵响应的影响, 在直升机前飞时, 平尾产生抬头力矩, 对纵向操纵起反作用, 因此从图中可以看出, 旋翼转速优化直升机减小平尾面积, 对直升机的纵向操纵性能是

有利的.

4 结 论

1) 对于旋翼转速优化直升机, 以节约需用功率为目的降低旋翼转速, 将会降低直升机旋翼的操纵性, 因此需要挥舞刚硬的无铰式旋翼来增加旋翼桨毂力矩, 提高旋翼操纵功效.

2) 增加桨叶弹簧刚度, 直升机的稳定性是降低的, 而旋翼转速的降低, 又在一定程度上提高了直升机的纵向稳定性, 因此对于旋翼转速优化直升机的操纵性及稳定性而言, 降低旋翼转速与增加桨叶弹簧刚度可以相互补充.

3) 取消平尾, 降低了直升机的迎角稳定性, 直升机的沉浮模态出现不稳定振荡, 但振荡周期较长, 且此时的直升机操纵性较好, 因此可以通过飞控系统进行抑制. 而取消平尾布置, 不仅可以降低直升机的结构质量, 还可以消除旋翼与平尾之间的气动干扰问题.

参考文献:

- [1] Graham B D, Inderjit C. Aeromechanics of a variable speed rotor[R]. Virginia Beach, Virginia: The 67th American Helicopter Society forum, 2011.
- [2] Robert T, Chen N. An exploratory investigation of the flight dynamics effects of rotor RPM variation and rotor state feedback in hover[R]. NASA-TM-103968, 1992.
- [3] Guo W, Horn J F. Rotor state feedback control for rotorcraft with variable rotor speed[R]. Chicago, American: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2009.
- [4] Horn J F, Guo W. Flight control design for rotorcraft with variable rotor speed[R]. Montreal, Canada: The 64th American Helicopter Society forum, 2008.
- [5] Guo W, Horn J F. Helicopter flight control with variable rotor speed and torque limiting[R]. Grapevine, Texas: The 65th American Helicopter Society forum, 2009.
- [6] 韩东. 变转速旋翼直升机性能及配平研究[J]. 航空学报, 2013, 34(6): 1241-1248.
HAN Dong. Study on the performance and trim of helicopters with variable speed rotors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(6): 1241-1248. (in Chinese)
- [7] 崔利, 曹义华, 李国知. 直升机吊挂飞行平衡、稳定性与操纵性研究[J]. 航空动力学学报, 2010, 25(10): 2307-2311.
CUI Li, CAO Yihua, LI Guozhi. Study on trim, stability, and controllability of helicopter with slung-load[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2307-2311. (in Chinese)
- [8] Pitt D M, Peters D A. Theoretical prediction of dynamic-inflow derivatives[J]. Vertica, 1981, 1: 21-34.
- [9] He C J. Development and application of a generalized dynamic wake theory for lifting rotors[D]. Atlanta, Georgia:

Georgia Institute of Technology,1989.

[10] Theodore C R. Helicopter flight dynamics simulation with refined aerodynamic modeling [D]. College Park, Maryland:University of Maryland,2000.

[11] Spoldi S, Ruckel P. High fidelity helicopter simulation using free wake, lifting line tail, and blade element tail rotor models[R]. Phoenix, Arizona: The 59th American Helicopter Society forum,2003.

[12] 李攀,陈仁良. 直升机急拉杆机动飞行仿真建模与验证[J]. 航空学报,2010,31(12):2315-2323.
LI Pan, CHEN Renliang. Formulation and validation of a helicopter model for pull-up maneuver simulation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31 (12) : 2315-2323. (in Chinese)

[13] Bagai A. Contributions to the mathematical modeling of rotor flow-fields using a pseudo-implicit free-wake analysis [D]. Maryland:University of Maryland,1995.

[14] Li P, Chen R. L. Rotor unsteady aerodynamics model using an efficient free-vortex method[J]. Aircraft engineering and aerospace technology,2012,5(84):311-320.

[15] 张呈林,王华明. 旋翼结构参数及动力学参数对直升机操纵稳定性的影响研究[J]. 南京航空航天大学学报,1995, 27 (4):443-453.
ZHANG Chenglin, WANG Huaming. Theoretical investigation of effects of rotor parameters on helicopter stability and control[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,1995,27(4):443-453. (in Chinese)

[16] James R C, John J Y. Unmanned systems roadmap for the period 2007-2032 [R]. Washington, D. C: Department of defense of U. S,2007.

[17] 吕少杰,曹义华,李国知. 气动布局参数对直升机飞行品质的影响[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(1):54-58.
Lǚ Shaojie, CAO Yihua, LI Guozhi. Analysis of influence of aerodynamic configuration parameters on helicopter flying qualities[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(1):54-58. (in Chinese)

[18] Wayne R J. Wake model for helicopter rotors in high speed flight[R]. NACA-CR-177507,1988.

[19] Höfing er M. ADS-33E-PRF Aeronautical Design Standard, Performance Specification, Handling Qualities Requirements for Military Rotorcraft[S]. Alabama:US Army Aviation and Missile Command,2005:6-23.