

直升机吊挂飞行稳定性和操纵性分析

齐万涛 陈仁良

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016)

摘要:建立直升机吊挂飞行的直升机/吊挂物/吊索耦合飞行动力学模型。其中直升机基本飞行动力学模型,包括挥、摆耦合的旋翼桨叶挥舞、摆振模型和弹性扭转模型,采用动态入流理论的旋翼尾迹模型,并考虑了旋翼尾迹对吊挂物的影响,还有直升机六自由度运动模型;建立了吊挂物刚体运动模型和根据风洞实验结果确定的吊挂物气动力模型,吊索采用柔索模型。在此基础上,比较了无吊挂配平操纵量与实验结果和吊挂飞行配平计算结果,分析了吊挂物对直升机平衡稳定性的影响以及直升机质心位置和吊点位置对稳定性的影响,在频域里进行了吊挂飞行的操纵性分析,计算结果与飞行实测进行了对比,二者吻合较好。

关键词:直升机;吊挂;配平;稳定性;操纵

中图分类号:V212.1

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2011)03-0406-07

Stability and Control Characteristic Analysis for Flight of Helicopter with Slung-load

Qi Wantao, Chen Renliang

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A coupled mathematical model of helicopter, slung load and sling motions is developed for helicopter slung load flight. In the basic helicopter flight dynamic model, the flag and lag coupled model and the blade torsion model are developed. A three state dynamic inflow model of the main-rotor wake is used. The influence of rotor wake on the slung load is considered. The six degree-of-freedom equations of motion of the aircraft and slung load are developed. The aerodynamic load applied on the slung load is determined based on wind tunnel test. Elastic cable models of sling are developed. The trim results without slung-load are compared with flight test results and the slung-load flight condition. The relationship between the stability characteristics and the location of the helicopter center of gravity and the slung-load lift points is discussed. The frequency domain response validation with flight test is conducted. The computed results are in good agreement with flight test results.

Key words: helicopter; slung-load; trim; stability; control

与直升机非吊挂飞行相比,直升机吊挂飞行增加了新的气动载荷、重力载荷,和因此产生的对直升机质心的力矩,并且由于吊挂物和直升机的运动和气动力相互耦合,其飞行运动模式、稳定性和操纵性均发生改变。开展直升机吊挂飞行特性的研究对减少飞行试验费用、提高吊挂运输效率和飞行安全都有重要意义。

国外在 20 世纪 60 年代就开始进行吊挂飞行研究,包括直升机吊挂飞行建模、仿真及飞行试验验证。Gassaway 等人^[1]以 Flightlab 软件为平台,针对 UH-60 直升机的吊挂飞行进行仿真,计算结果和试飞结果较为吻合。国内从 20 世纪 80 年代结合直 8 型直升机开始研究直升机的吊挂飞行。孙传伟等人^[2]建立了直升机外吊挂六自由度刚体动力学模型,分析了悬停时总距和前推杆阶跃输入下的

直升机和吊挂物动力学响应历程。郭广利等人^[3]进行了吊挂飞行前飞状态下动力学响应分析。孙、郭二人在各自的研究中都对旋翼尾迹模型进行了改进,并建立了多段柔性吊索模型,进行了悬停或前飞的操纵响应仿真。但其吊挂物气动力模型采用了简化的工程算法,仿真结果也缺乏试飞试验验证。近几年来,在孙、郭二人的研究基础上,国内在直升机吊挂飞行方面也有一些新的研究^[4-6]。

本文建立直升机基本飞行动力学模型,包括旋翼桨叶挥舞耦合的挥舞、摆振动力学模型和桨叶弹性扭转模型,采用动态入流理论的旋翼诱导速度模型,并考虑尾流收缩和偏离效应后计入尾流对吊挂物气动力的贡献,得出直升机刚体运动方程;同时还建立了六自由度吊挂物气动力模型和刚体运动模型;建立柔性吊索模型;然后得到直升机单点吊挂飞行直升机/吊挂物/吊索的耦合飞行动力学方程。在此基础上,分析吊挂物对配平特性的影响,直升机质心位置与吊挂物吊点的变化对直升机稳定性的影响,以及吊挂飞行操纵响应的频域特性,并与飞行试验数据进行对比验证。

1 直升机基本飞行动力学模型

直升机基本飞行动力学模型包括旋翼桨叶挥舞、摆振和扭转动力学模型、旋翼和尾桨诱导速度模型、机体六自由度运动模型。

1.1 旋翼桨叶动力学模型

本文推导了挥舞、摆振耦合的桨叶动力学方程。挥舞、摆振方程由作用在铰链处(假设挥舞和摆振铰重合)的力矩之和为零求得

$$M_\beta = M_{\beta I} + M_{\beta A} + M_{\beta LD} = 0 \quad (1)$$

$$M_\zeta = M_{\zeta I} + M_{\zeta A} + M_{\zeta LD} = 0 \quad (2)$$

式中: $M_{\beta I}, M_{\beta A}, M_{\beta LD}$ 分别代表作用在铰链处的挥舞方向的惯性力矩、气动力矩和减摆器产生的挥舞力矩; $M_{\zeta I}, M_{\zeta A}, M_{\zeta LD}$ 则为作用在铰链处的摆振方向的惯性力矩、气动力矩和减摆器产生的摆振力矩。

由式(1,2)得出桨叶的挥舞、摆振耦合方程如下

$$\begin{bmatrix} I_b & 0 \\ 0 & I_b \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\beta} \\ \ddot{\zeta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -2I_{\beta\zeta}\beta \\ 2I_{\beta\zeta}\beta & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{\zeta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} v_\beta & 0 \\ 0 & v_\zeta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta \\ \zeta \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} M_1 \\ M_2 \end{Bmatrix} \quad (3)$$

式中: I_b 为桨叶惯性矩; v_β, v_ζ 则为挥舞和摆振基阶固有频率的平方与各自惯性矩的乘积; M_1, M_2 分别表示挥舞摆振力矩中气动力矩、减摆器力矩和由于直升机机体线运动、角运动和旋翼转速等引起的惯性力矩之和; $I_{\beta\zeta}$ 表示如下

$$I_{\beta\zeta} = \Omega \int_e^R \left(\frac{r-e}{1-e} \right)^2 dm \quad (4)$$

式中: Ω 为旋翼旋转角速度; $e, \bar{e}$ 为铰链外伸量及其量纲一的量; r 为桨叶上一点距桨毂中心的长度; m 为桨叶单位长度质量。

参考文献[7],桨叶弹性扭转动力学方程由下式表达

$$\frac{\ddot{\theta}}{(5.5\Omega)^2} + \frac{0.6}{5.5\Omega} \dot{\theta} + \theta = (C_1 + C_2\mu) \sum_{i=1}^{N_b} \sqrt{F_{T_i}^2 + F_{P_i}^2} \quad (5)$$

式中: θ 为桨叶扭转角; μ 为直升机前进比; C_1, C_2 为常数; N_b 为桨叶片数; F_T, F_P 分别为作用在一片桨叶上的切向力和法向力。

1.2 旋翼诱导速度模型

旋翼诱导速度由Pitt-Peters一阶谐波动态入流理论确定。诱导速度由常数项和一阶谐波项构成。旋翼桨盘处的量纲一诱导速度的一阶谐波分布形式如下

$$v = v_0 + v_c r' \cos\psi + v_s r' \sin\psi \quad (6)$$

式中: r', ψ 分别为量纲一桨叶径向位置和方位角; v_0, v_c, v_s 由下述微分方程描述

$$\frac{1}{\Omega} \tau \begin{bmatrix} \dot{v}_0 \\ \dot{v}_s \\ \dot{v}_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_0 \\ v_s \\ v_c \end{bmatrix} = \mathbf{L} \begin{bmatrix} C_T \\ C_L \\ C_M \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: C_T, C_L, C_M 分别为旋翼拉力、气动俯仰和滚转力矩系数; $\tau, \mathbf{L}$ 为相关系数矩阵,见文献[8]。

尾桨诱导速度模型采用旋翼诱导速度模型的简化形式。

带大吊挂的直升机常工作在低速和大桨距角状况,此时旋翼尾流大,要考虑尾流对吊挂物气动力的贡献。根据文献[9]理论,将尾流分为近尾迹场和远尾迹场,并在远尾迹场建立尾迹坐标系(x_w, y_w, z_w),它与地轴系(x_N, y_N, z_N)的关系由欧拉角表示,如图1所示。

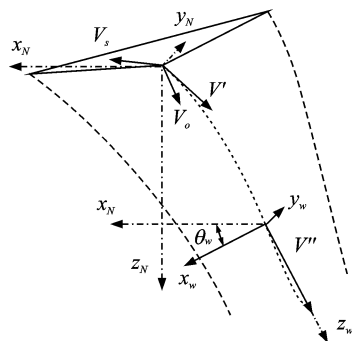


图1 旋翼尾迹坐标系

在尾流从桨盘到远尾迹场运动过程中,尾流中心会在水平面内偏移。在简化情况下,偏移距离 x_o, y_o 可由下式计算^[9]

$$\tau' = \frac{1.5R}{\left(\frac{V' + V''}{2}\right)} \quad (8)$$

$$x_o = \frac{u'_w}{2}\tau \quad (9)$$

$$y_o = \frac{v'_w}{2}\tau \quad (10)$$

式中: u'_w, v'_w 分别为桨盘处尾迹速度(诱导速度与桨毂平移速度之和)在尾迹坐标系 x 和 y 方向分量; V' 和 V'' 分别为桨盘处尾迹速度和远尾迹速度; R 为旋翼半径。

偏移距离叠加上吊挂物质心距旋翼桨毂的距离后,查旋翼尾迹耗散试验数据^[10]得到吊挂物质心处的尾流速度轴向分量,考虑到旋翼尾流的旋转效应,得出尾流速度的切向分量。

1.3 直升机机体运动方程

视直升机为刚体,在机体坐标系下直升机六自由度运动方程为

$$\dot{u}_1 = \frac{X_1}{m_1} - q_1\omega_1 + r_1v_1 \quad (11)$$

$$\dot{v}_1 = \frac{Y_1}{m_1} - r_1u_1 + p_1\omega_1 \quad (12)$$

$$\dot{\omega}_1 = \frac{Z_1}{m_1} - p_1v_1 + q_1u_1 \quad (13)$$

$$\dot{p}_1 = \frac{I_{1z}L_1 + I_{1xz}N_1}{I_{1x}I_{1z} - I_{1xz}^2} \quad (14)$$

$$\dot{q}_1 = \frac{M_1}{I_{1y}} \quad (15)$$

$$\dot{r}_1 = \frac{I_{1x}N_1 + I_{1xz}L_1}{I_{1x}I_{1z} - I_{1xz}^2} \quad (16)$$

式中: $u_1, v_1, \omega_1, p_1, q_1, r_1$ 为直升机线运动和角运动三方向分量; X_1, Y_1, Z_1 表示作用在直升机上的力(包括吊索的作用力 F_{C1}) 在机体坐标系中的三分量; L_1, M_1, N_1 为作用在直升机质心的力矩(包括吊索作用力 F_{C1} 产生的力矩 M_{C1}) 在机体坐标系中的三分量; $I_{1x}, I_{1y}, I_{1z}, I_{1xz}$ 代表直升机的惯性距和惯性积。

2 吊挂物模型

吊挂物为六自由度刚体模型,包括吊挂物气动力模型和刚体运动模型。

2.1 吊挂物气动力模型

本文吊挂物采用文献^[11]的箱式结构,全面考虑了作用在吊挂物上的气动载荷。

作用在吊挂物上的气动力和气动力矩为

$$\frac{D}{q} = f_1(\alpha, \beta) \quad (17)$$

$$\frac{L}{q} = f_2(\alpha, \beta) \quad (18)$$

$$\frac{S}{q} = f_3(\alpha, \beta) \quad (19)$$

$$\frac{l}{q} = f_4(\alpha, \beta) \quad (20)$$

$$\frac{m}{q} = f_5(\alpha, \beta) \quad (21)$$

$$\frac{n}{q} = f_6(\alpha, \beta) \quad (22)$$

式中 q 为考虑旋翼尾流影响的吊挂物动压,迎角 α 范围为 $[-90^\circ, 90^\circ]$,侧滑角 β 范围为 $[-180^\circ, 180^\circ]$ 。 $f_1(\alpha, \beta)$ 等采用文献^[10]试验数据,图 2 给出了侧滑角 $\beta=0$ 时, $f_1(\alpha, \beta)$ 随迎角 α 的变化关系。

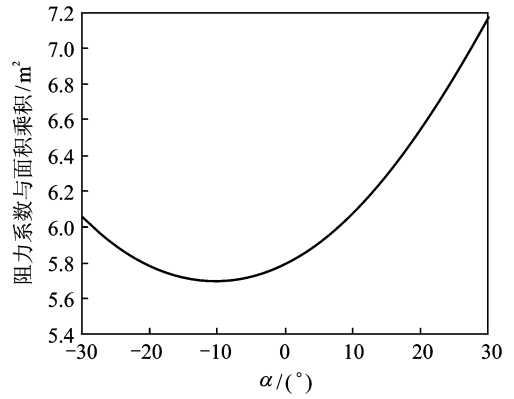


图 2 吊挂物 $f_1(\alpha, \beta)$ 随 α 的变化关系 ($\beta=0^\circ$)

2.2 吊挂物运动模型

在吊挂物上建立吊挂物坐标系,其中原点在吊挂物质心, x 轴平行于吊挂物对称面,指向前方为正, y 轴垂直于吊挂物对称面并指向吊挂物右方, z 轴在吊挂物对称平面内并指向下方。

在吊挂物坐标系下的吊挂物六自由度运动方程为

$$\dot{u}_2 = \frac{X_2}{m_2} - q_2\omega_2 + r_2v_2 \quad (23)$$

$$\dot{v}_2 = \frac{Y_2}{m_2} - r_2u_2 + p_2\omega_2 \quad (24)$$

$$\dot{\omega}_2 = \frac{Z_2}{m_2} - p_2v_2 + q_2u_2 \quad (25)$$

$$\dot{p}_2 = \frac{I_{2z}L_2 + I_{2xz}N_2}{I_{2x}I_{2z} - I_{2xz}^2} \quad (26)$$

$$\dot{q}_2 = \frac{M_2}{I_{2y}} \quad (27)$$

$$\dot{r}_2 = \frac{I_{2x}N_2 + I_{2xz}L_2}{I_{2x}I_{2z} - I_{2xz}^2} \quad (28)$$

式中: $u_2, v_2, \omega_2, p_2, q_2, r_2$ 分别为吊挂物线运动和角

运动三方向分量; X_2, Y_2, Z_2 表示作用在吊挂物上的力在吊挂物坐标系中的三分量,包括吊挂物质量,气动力和吊索作用力 $F_{C2}; L_2, M_2, N_2$ 为作用在吊挂物质心的力矩在吊挂物坐标系中的三分量,包括气动力矩,吊索作用力对吊挂物质心处的力矩 $M_{C2}; I_{2X}, I_{2Y}, I_{2Z}, I_{2XZ}$ 分别为吊挂物的惯性矩和惯

3 吊索模型

吊索采用欠阻尼的只承拉柔性吊索模型。吊索具有一定的弹性和阻尼。吊索与直升机和吊挂物之间为运动连接关系,可由直升机和吊挂物运动参数来确定直升机吊点到吊挂物质心的矢量 R_2 的时间

导数。 $\dot{R}_2 = \dot{V}_2 - \dot{V}_1 + R_1 \times \dot{\omega}_1 + R_2 \times \dot{\omega}_2$ (29) 式中: $\dot{V}_2 = [\dot{u}_2, \dot{v}_2, \dot{w}_2]$ 为吊挂物质心加速度; $\dot{V}_1 = [\dot{u}_1, \dot{v}_1, \dot{w}_1]$ 为直升机质心加速度; R_1 为直升机质心到直升机上吊点的位置矢量; $\dot{\omega}_1 = [\dot{p}_1, \dot{q}_1, \dot{r}_1]$ 为直升

机角加速度; $\dot{\omega}_2 = [\dot{p}_2, \dot{q}_2, \dot{r}_2]$ 为吊挂物的角加速度。直升机/吊挂物/吊索系统几何关系如图 3 所示。

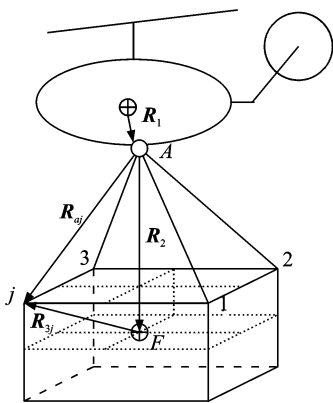


图 3 直升机/吊挂物/吊索系统几何示意图

吊索对直升机的作用力 F_{C1} 由下式得到 $F_{C1} = \sum_{j=1}^m \max \left[0, K_j \left(1 - \frac{l_{oj}}{l_j} \right) + C_j \frac{\dot{l}_j}{l_j} \right] R_{aj}$ (30)

式中: m 为吊索根数, l_{oj} 为吊索原长, l_j 为吊索吊挂飞行中长度。 R_{aj} 为吊索的矢量表达,由直升机吊挂点 A 到吊挂物质心 F 矢量 R_2 和吊挂物质心 F 到吊挂物上吊点 j 矢量 R_{sj} 表达,见图 3, $\dot{l}_j$ 为吊索速度,它们由下式得出

$R_{aj} = R_2 + R_{sj}$ (31)

$\dot{l}_j = R_{aj}^T \dot{R}_2 / l_j$ (32)

直升机和吊挂物通过 (F_{C1}, M_{C1}) 和 (F_{C2}, M_{C2}) 形成力耦合和运动耦合。

4 直升机/吊挂物/吊索耦合飞行动力学方程

综合旋翼桨叶挥舞方程、摆振方程(3)和扭转动力学方程(5)、旋翼诱导速度方程(7)和尾桨诱导速度方程、直升机机体运动方程(11~16)和吊挂物运动方程(23~28)以及柔性吊索动力学方程(29),并将每个二阶微分方程转换成两个一阶微分方程,即可得到以下形式的直升机吊挂飞行的耦合动力学方程组

$\dot{y} = f(\dot{y}, y, u; t)$ (33)

y 包括上述状态向量。操纵向量 u 则包括旋翼总距、纵横向周期变距、脚蹬 4 个操纵量。

5 直升机吊挂飞行的配平、稳定性与操纵性

为了验证上述方法的有效性,本文以 UH-60A 为例分析其吊挂飞行配平、稳定性与操纵性。直升机起飞质量(不包括吊挂物)7 257 kg,吊索长度约为 6 m,吊挂物质量为 1 862 kg,挂钩位置在直升机纵向对称面内,并在直升机质心前方 0.3 m,下方 1.3 m。

5.1 配平分析

配平时通过高斯积分将上述直升机/吊挂物/吊索耦合运动微分方程转化为非线性代数方程,然后利用修正 Powell-Hybrid 法求解该代数方程,得到带吊挂飞行直升机在不同前飞速度下的配平结果。桨叶挥舞、摆振方程则用伽辽金法配平。

图 4~6 给出了 UH-60A 直升机在不同前进比带吊挂飞行的纵横向和总距操纵量配平结果,为了对比吊挂飞行对直升机配平特性的影响,图中还

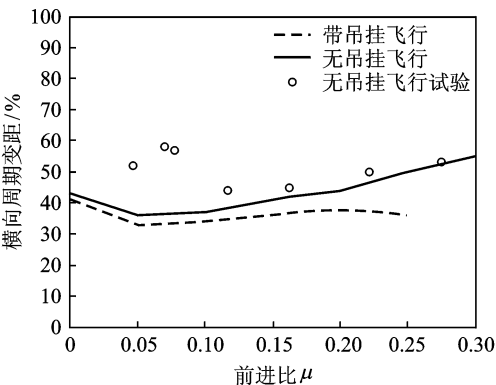


图 4 直升机带吊挂、无吊挂飞行及试验 横向周期变距配平量变化曲线

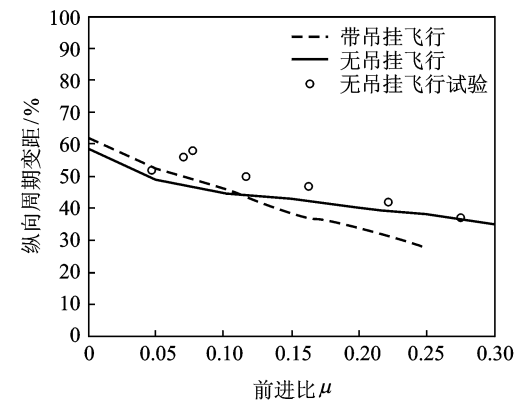


图 5 直升机带吊挂、无吊挂飞行及试验纵向周期变距配平量变化曲线

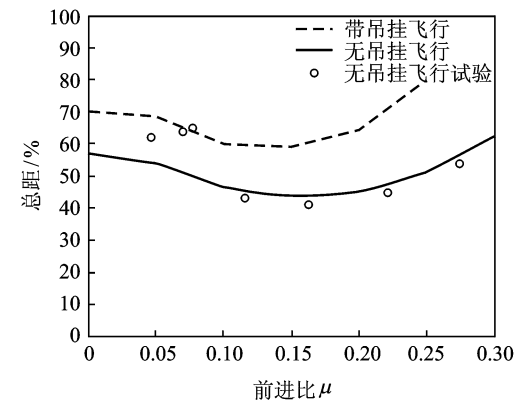


图 6 直升机带吊挂、无吊挂飞行及试验总距配平量变化曲线

给出了无吊挂飞行配平结果和飞行试验结果。飞行试验数据来自文献[12]。

从图中可以看出,由于吊挂物的存在,直升机的配平操纵量相应地发生一些变化。如横向变距表现为增大左压杆量来平衡由于吊挂物存在而增大的尾桨拉力;纵向变距方面,小速度时,吊挂物引起的直升机低头力矩可以部分地减缓直升机的低头,从而使直升机纵向周期变距较单机时小,而随着飞行速度增加,需要旋翼增大前倾来克服增大的吊挂阻力,从而使吊挂飞行时纵向周期变距较单机飞行时大;吊挂飞行时总距较单机飞行时大,这是附加的吊挂物重力引起的结果。由于尾桨总距操纵量和旋翼总距操纵变化曲线类似,此处略去。由无吊挂飞行及实验对比可知,本文建立的直升机模型具有较高的置信度,为后面的吊挂飞行分析奠定了基础。

5.2 直升机稳定性分析

在配平的基础上对直升机飞行动力学方程进行线性化,得其线性方程

$$\Delta \dot{\mathbf{y}} = \mathbf{A} \Delta \mathbf{y} + \mathbf{B} \Delta \mathbf{u} \tag{34}$$

式中: $\mathbf{A}$ 、 $\mathbf{B}$ 分别为状态阵和控制阵。采用中心差分方法得到。

根据状态矩阵 $\mathbf{A}$,求其特征值。表 1 给出了 $v=55.6 \text{ km/h}$ 时无吊挂飞行和吊挂飞行时直升机稳定根。表 2,3 分别表示吊挂飞行速度 $v=55.6 \text{ km/h}$ 时直升机质心位置变化、吊挂点位置变化对机体运动模态的影响。

表 1 无吊挂和吊挂飞行直升机稳定根对比

	纵向	横航向
无吊挂飞行	-1.639	-4.957
	$0.070 \pm 0.329i$	$-0.228 \pm 0.798i$
	-0.114	-0.151
		0
吊挂飞行	-1.611	-3.751
	$0.067 \pm 0.631i$	$-0.459 \pm 1.235i$
	-0.174	-0.790
		-0.03

由表 1 看出,由于吊挂飞行时,吊点位于直升机质心前 0.3 m 处,减小直升机的迎角稳定性,而吊点同时位于质心下 1.3 m 处,又增加了迎角稳定性,二者的共同作用使得吊挂飞行与无吊挂飞行在纵向稳定根方面变化不大。横航向方面,吊挂物的存在使得荷兰滚模态(表中共轭复根)的震荡频率增大,阻尼增大,改善了荷兰滚模态的稳定特性,这与文献[13]的结论相反,是由于两者的吊挂点纵向位置相反引起的(一个在质心前,一个在质心后)。值得指出的是,吊挂飞行时,直升机航向稳定根不再为 0,这是由于计入了吊挂物气动力和力矩,使得对偏航角 ψ 的气动力导数不再为 0。

表 2 质心位置对直升机前飞稳定根的影响

	纵向	横航向
前质心	-1.497	-4.039
	$0.011 \pm 0.477i$	$-0.445 \pm 1.193i$
	-0.186	-0.752
正常质心	-1.605	-3.638
	$0.054 \pm 0.622i$	$-0.457 \pm 1.249i$
	-0.161	-0.824
后质心	-1.742	-4.056
	$0.141 \pm 0.660i$	$-0.400 \pm 1.106i$
	-0.160	-0.682
		-0.032

由表 2 可见,由于前飞时旋翼对迎角是不稳定的,当直升机质心位置由前向后移动时,使旋翼对迎角的静不稳定效应更加严重,直升机的纵向稳定性逐渐变差。由于直升机的质心位置只在纵向位置

变化,质心位置的变化对横航向的稳定性影响不大。

表 3 吊挂点位置变化对直升机前飞稳定根的影响		
	纵向	横航向
吊点位于质心前	-1.601 0.096±0.652i -0.194	-3.948 -0.472±1.177i -0.713 -0.030
吊点位于质心处	-1.605 0.054±0.622i -0.161	-3.638 -0.457±1.249i -0.824 -0.033
吊点位于质心后	-1.554 0.030±0.618i -0.148	-3.673 -0.428±1.209i -0.819 -0.033

表 3 给出了吊挂点位置由质心前向质心后移动时的稳定根,吊点位置由前向后移动过程中,吊点纵向位置对直升机迎角稳定性的作用由减弱到增强,而移动过程中吊点始终在质心下,对迎角稳定性一直起增强作用,二者的综合作用使得纵向稳定性提高。在横航向方面,随着吊点的由前向后移动,荷兰滚模态阻尼下降,从而降低了该模态的稳定性。

5.3 直升机操纵性分析

常规直升机的操纵性分析多在时域里进行,本文在频域里进行直升机吊挂飞行操纵性分析,并与飞行试验数据^[10]进行对比。

状态量 Y 到操纵 U_i 的传递函数

$$\frac{Y(s)}{U_i(s)} = C(sI - A)^{-1}B_i \tag{35}$$

式中: C 为一行向量,与所需研究的状态量有关; B_i 与 U_i 为对应控制阵所在的列。

首先为了对比吊挂对操纵性的影响,图 7、8 给出了 $v=55.6\text{ km/h}$ 时,直升机无吊挂飞行和吊挂飞行时俯仰通道和滚转通道 Bode 图。

由图可见,由于吊挂物的存在,在一定程度上使得纵向操纵的幅值响应提高,相位滞后减小。横向操纵性方面,吊挂物的影响使得幅值响应和相位滞后都较无吊挂飞行时小。这些与文献[10,11]的飞行试验结果相一致。

图 9、10 分别表示 $v=55.6\text{ km/h}$ 时,直升机吊挂飞行时俯仰通道和滚转通道的试验和理论计算 Bode 图。实验数据来自文献[10]。

由图 9、10 可以看出,俯仰和滚转通道的幅频特性和飞行实测吻合得较好,而相频特性则有一些误差。这可能与驾驶员操纵杆到桨叶变距之间的助力器特性有关。

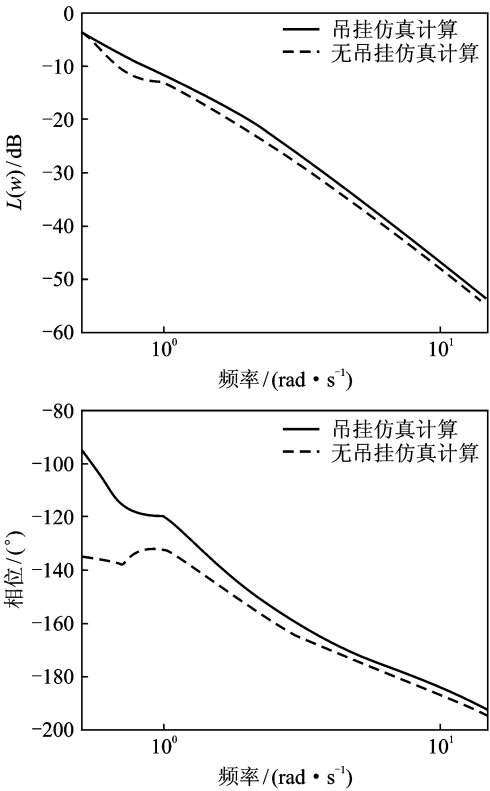


图 7 $V=55.6\text{ km/h}$ 时直升机俯仰通道吊挂飞行、无吊挂飞行理论计算 Bode 图

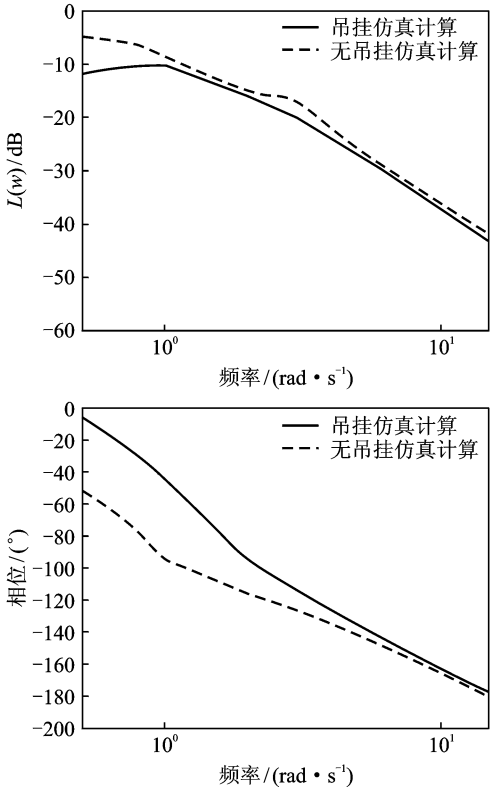


图 8 $V=55.6\text{ km/h}$ 时直升机滚转通道吊挂飞行、无吊挂飞行理论计算 Bode 图

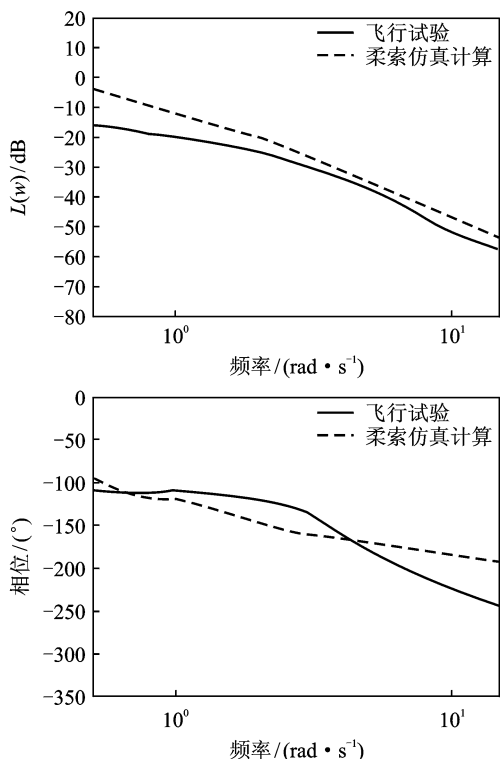


图 9 $V = 55.6 \text{ km/h}$ 时直升机俯仰通道吊挂飞行试验、吊挂仿真计算 Bode 图

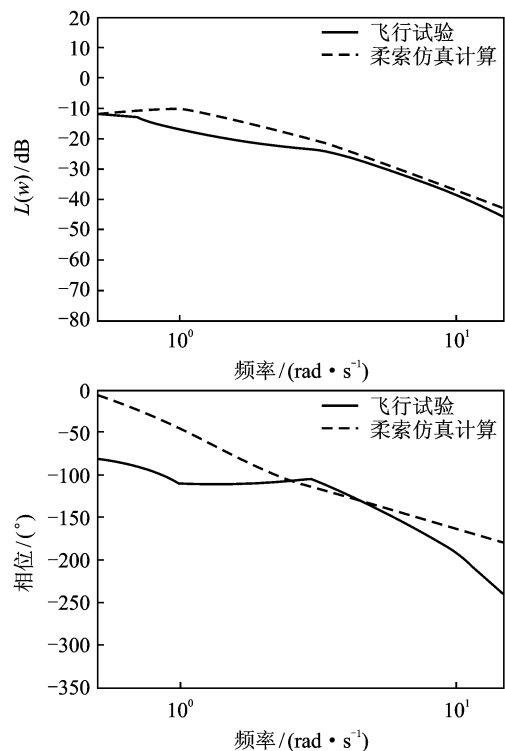


图 10 $V = 55.6 \text{ km/h}$ 时直升机滚转通道吊挂飞行试验、吊挂仿真计算 Bode 图

6 结束语

本文建立了直升机吊挂飞行时直升机/吊挂物/吊索的耦合飞行动力学模型。在此基础上,研究吊

挂飞行对直升机平衡、稳定性和操纵性的影响,同时开展了影响直升机机体运动模态的直升机质心位置和吊点位置的参数研究。由结果可知,吊挂点位置在质心前虽然降低了直升机纵向稳定性,但可以改善品质规范中要求比较高的荷兰滚模态特性。并在频域里进行了直升机操纵性研究,与飞行试验结果较为吻合,可以作为飞行品质计算和飞行控制律设计的依据。

参考文献:

- [1] Gassaway B, Strope K, Cicolani L. Predictive capabilities of a UH-60 FLIGHTLAB model with an external sling load[C]//American Helicopter Society 62nd Annual Forum. Phoenix: American Helicopter Society, 2006.
- [2] 孙传伟,徐进.带大载荷吊挂直升机悬停纵向操纵性分析[J].南京航空航天大学学报,2005,37(4):421-425.
- [3] 郭广利,高正,孙传伟.直升机前飞吊挂飞行动力学响应分析[J].北京航空航天大学学报,2005,31(10):1087-1091.
- [4] 赵维义,张勇,胡凯亮,等.直升机吊运飞行动力学初步研究[J].科技信息,2009(33):889-890.
- [5] 吴鹏,马成江,朱国民.直升机吊挂飞行动力学建模与分析[J].直升机技术,2010(4):33-36.
- [6] 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].航空动力学报,2010,25(10):2307-2311.
- [7] Frederick D K. Formulation and validation of high-order mathematical models of helicopter flight dynamics[D]. Maryland: Department of Aerospace Engineering, The University of Maryland, 1991.
- [8] 陈仁良.直升机飞行动力学和机动飞行逆解[D].南京:南京航空航天大学航空宇航学院,1999.
- [9] Ronen T. Dynamics of a helicopter with a sling load[D]. Stanford: Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, 1985.
- [10] Tyson P H. Simulation validation and flight prediction of UH-60A black hawk helicopter/slung load characteristics[D]. Monterey: Department of Aeronautics and Astronautics, Naval Postgraduate School, 1999.
- [11] McCoy A H. Flight testing and real-time system identification analysis of a UH-60A black hawk helicopter with an instrumented external sling load[R]. NASA CR-196710, 1998.
- [12] Theodore R C. Helicopter flight dynamics simulation with refined aerodynamic modeling[D]. Maryland: Department of Aerospace Engineering, The University of Maryland, 2000.
- [13] 崔瑛.直升机吊挂飞行稳定性分析[D].南京:南京航空航天大学航空宇航学院,2005.