多直升机协调吊挂系统飞行力学建模与特性分析

宋彦国 王焕瑾

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 对多直升机协调吊挂系统中每一架直升机与外吊挂载荷分别建立他们的飞行动力学模型,将弹性吊索视为弹簧阻尼系统,建立弹性吊索数学模型;然后通过弹性吊索动力学将多直升机与吊挂载荷的运动耦合到一起,建立了通用的多直升机协调吊挂系统仿真模型;最后,针对单、四直升机协调吊挂系统建立了仿真验证模型,对直升机协调吊挂系统的稳定性、配平特性进行了分析. 仿真结果表明外挂载荷对直升机的稳定性和配平特性产生了较大影响,通过分析证明了仿真结果的合理性,同时证明本文提出的多直升机协调吊挂系统飞行动力学建模方法的可行性.

关 键 词: 直升机; 飞行力学; 稳定性; 仿真; 吊挂载荷

中图分类号: V 212.4

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2013)10-1279-07

Modeling and analysis of multi-helicopter coordinate system with slung load

Song Yanguo Wang Huanjin

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

Abstract: A generic simulation model of multi-helicopter cooperated system with slung load by using elastic cable has been developed for research on control and avionic instrumentation. Flight dynamic models of each helicopter and payload were developed respectively. Elastic cables were treated as spring/damping systems, and the dynamics of each helicopter and slung loads was tightly coupled by elastic cables' dynamics. Simulation model of helicopter system with slung load was built, and analysis of stability and trim were conducted. The results indicate that slung load obviously affects each helicopter's dynamics properties based on qualitative analysis, and the modeling method is validated and feasible for multi-helicopter system with slung load.

Key words: helicopters; flight dynamics; stability, simulation; slung load

20 世纪 70 年代美国军方提出多直升机吊挂系统,由两架或两架以上的直升机共同承担外挂载荷,包括使用分离杆的多直升机吊挂系统,能大大提高重型物资垂直、快速、远程运输能力[1],但是其飞行安全和飞行员的工作负荷问题,严重影响了多直升机协调吊挂系统的实现. 随着现代传感器和控制技术的发展,显著提高了直升机系统的状态感知和精确的航迹控制能力,为多直升机协调吊挂系统的实现铺平了道路[2-3]. 与发展新型和更大有效载荷的重型直升机相比,多直升机吊挂系统具有明显的经济优势和技术可行性.

文献[1-3]进行了直升机外吊挂情况下的飞行动力学特性研究,结果表明,当直升机协调吊挂重型载荷时,传统的反馈控制系统无法满足直升机稳定裕度和飞行品质要求. 德国航空航天中心 DLR 提出了采用载荷状态指示器为飞行员提供辅助以降低载荷的振荡[4],随后提出旋翼状态反馈进行载荷的位置控制和阻尼控制[5-6],并证明了方法的有效性. 文献[7]采用线性模型,分析了多直升机协调吊挂系统的悬停飞行动力学与控制

收稿日期: 2013-01-05; **网络出版时间**: 2013-06-19 09:16

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20130619.0916.003.html

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 宋彦国(1973-),男,辽宁辽阳人,副教授,songyg@nuaa.edu.cn.

问题,文献[8]较全面地建立了多直升机吊挂系统仿真模型,将达朗伯原理、虚功原理与广义坐标结合,建立了多直升机协调吊挂系统数学模型. 文献[9]从设计双直升机协调吊挂系统的非线性控制器的角度出发,利用惯性位置坐标和欧拉角,基于牛顿-欧拉方程,建立双直升机系统吊挂模型,将非线性模型简化为横向/垂直二维动力学模型后,与文献[10]的结果具有良好的吻合度.

现有的多直升机协调吊挂系统仿真建模研究工作,一般是将直升机、载荷和吊索视为一个多体动力学系统,使得直升机的飞行动力学建模要根据多体动力学建模要求进行简化,以降低多体动力学建模的复杂性,不适用于飞行仿真和控制系统设计. 本文在保持现有的直升机飞行动力学模型几乎不变的基础上开展多直升机协调吊挂系统的飞行动力学仿真建模研究,对多直升机协调吊挂系统的配平、稳定性问题进行研究,为控制系统设计、仿真与验证提供模型支撑.

1 系统描述

多直升机吊挂系统由多架直升机、吊索以及一个或多个负载组成. 单架直升机所受的载荷外力由吊挂形式、飞行状态、载荷重量决定,一般情况下载荷重量起到决定性的影响. 吊挂系统的设计必须避免与整个系统发生共振,尤其是载荷垂直方向运动频率与直升机旋翼频率(4 ~ 5 Hz)的耦合,实际吊挂系统的模态频率一般设计为 2 ~ 2.5 Hz,这个频率高于载荷轨迹运动频率(0.5 Hz),因此本文采用了弹性吊索模型. 本文的目的是基于现有的直升机飞行动力学模型,建立通用的多直升机协调吊挂载荷系统飞行动力学仿真模型,以进行多直升机吊挂载荷系统的稳定性和操纵响应分析,控制系统设计以及飞行仿真等研究;且能通过通用模型的剪裁适应不同形式的多直升机系统建模. 该模型兼容现有的直升机飞行动力学数学模型,仅在现有模型基础上增加吊索力通信接口即可;支持多种直升机的飞行模式,包括悬停、巡航和机动飞行,准确地模拟直升机和吊挂载荷之间的相互作用;支持各种吊挂形式、负载类型;支持载荷的提升与放置,包含载荷与地面或其他接触面的相互影响.

本文采取的方法与现有多体动力学整体建模方法不同,将直升机、载荷、吊索分别视为独立的运动与动力学单元,每一个独立的单元具有独立的运动与动力学方程,虽然将这些单元作为独立的单元,但是在系统模型中它们通过吊索力紧耦合在一起,并同步工作,通过不断地监视吊索两端的刚体运动空间关系[11],尤其是载荷的连接点和直升机的货物吊钩距离及相对位置的变化,通过吊索的弹簧/阻尼动力学模型,实时更新每个吊索的力,然后将吊索力作为外力输入给直升机数学模型和载荷的数学模型中,从而建立多直升机升力系统的动力学数学模型. 该模型的优势在于:①对于任何复杂、精确的直升机飞行动力学模型不必采取简化处理;②载荷具有独立的刚体动力学,可以直接考虑载荷的转动惯量、质量及其气动力;③弹性吊索模型便于载荷六自由度运动模态设计,方便获得直升机/载荷系统的动稳定性;④模型中,没有直升机数量上的限制,也没有连接点,或吊索的数量限制;⑤具有吊索松弛的处理能力,即吊索两端挂点的距离小于吊索的实际长度时,吊索力为 0;⑥具有载荷提起、放下以及与其他表面接触时的仿真处理能力.

2 系统建模

多直升机协调吊挂系统可以简化为 3 种动力学系统,它们是直升机飞行动力学,吊索弹性动力学和载荷/分离杆(安全杆)刚体动力学.

2.1 载荷/分离杆(安全杆)动力学

载荷、分离杆可视为 6 自由度刚体. 刚体的线运动及旋转动力学方程可以写为如下形式:

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}=\begin{bmatrix}F_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}x}\\F_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}x}\\F_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}x}\end{bmatrix}=\boldsymbol{M}_{\mathrm{rd}i}(\dot{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}\times\boldsymbol{V}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}) \tag{1}$$

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}=\begin{bmatrix}M_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}x}\\M_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}y}\\M_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}z}\end{bmatrix}=\boldsymbol{I}_{\mathrm{rd}i}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}\times(\boldsymbol{I}_{\mathrm{rd}i}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}) \tag{2}$$

$\boldsymbol{F}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}$为体轴系(下标为 b)下作用在第 rd$i$ 个刚体上的外力,$\boldsymbol{I}_{\mathrm{rd}i}$为惯性矩阵. $\boldsymbol{M}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}$为作用在第 rd$i$ 个刚体上的在体轴系上的外力矩. $\boldsymbol{V}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}=[u_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}\quad v_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}\quad w_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}]^{\mathrm{T}}$, $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}=[p_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}\quad q_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}\quad r_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}}]^{\mathrm{T}}$,分别为第 rd$i$ 个刚体体轴系上的速度和角速度.

2.2 载荷/分离杆外力与外力矩计算

2.2.1 吊索弹性力

将吊索视为弹簧阻尼系统,吊索的弹性力由两端挂载点的位置决定力的大小和方向. 首先计算吊索两端挂载点的位置,给定第 rdi^{th}和 rdk^{th}刚

体重心在惯性坐标下的位置分别为$[x_{\mathrm{rd}i,\mathrm{cg}}\quad y_{\mathrm{rd}i,\mathrm{cg}}\quad z_{\mathrm{rd}i,\mathrm{cg}}]^{\mathrm{T}}$,$[x_{\mathrm{rd}k,\mathrm{cg}}\quad y_{\mathrm{rd}k,\mathrm{cg}}\quad z_{\mathrm{rd}k,\mathrm{cg}}]^{\mathrm{T}}$,在各自体轴系内挂载点的位置分别为$[x_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j}\quad y_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j}\quad z_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j}]^{\mathrm{T}}$和$[x_{\mathrm{rd}k,\mathrm{ab}l}\quad y_{\mathrm{rd}k,\mathrm{ab}l}\quad z_{\mathrm{rd}k,\mathrm{ab}l}]^{\mathrm{T}}$. 下标 ab$j$,ab$l$ 分别代表第 rdi^{th} 和 rdk^{th} 个刚体的第 abj^{th} 和 abl^{th} 个挂载点,这两个挂载点确定一根吊索. 当计算吊索力时,将挂载点在各自体轴系中相对于重心的位置转换为在地坐标系下的坐标位置,用下标 an$l$ 和 an$j$ 表示. 两个挂载点在地坐标中的距离代表吊索的长度:

$$D_{\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}=[(x_{\mathrm{rd}i,\mathrm{an}j}-x_{\mathrm{rd}k,\mathrm{an}l})^2+(y_{\mathrm{rd}i,\mathrm{an}j}-y_{\mathrm{rd}k,\mathrm{an}l})^2+(z_{\mathrm{rd}i,\mathrm{an}j}-z_{\mathrm{rd}k,\mathrm{an}l})^2]^{1/2} \tag{3}$$

由挂载点 an$l$ 和 an$j$ 所定义的吊索被拉伸的长度可以表示为

$$\Delta l_{\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}=D_{\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}-L_{\mathrm{an}j,\mathrm{an}l} \tag{4}$$

其中,$L_{\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}$为吊索原始长度,如果 $L_{\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}<0$ 那么吊索的内力 $F_{\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}=0$,此时代表吊索松弛;否则 $F_{\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}=K_{\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}\Delta l_{\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}+C_{\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}\Delta \dot{l}_{\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}$其中参数 $K_{\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}$ 和 $C_{\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}$分别代表了弹簧刚度系数和弹簧阻尼系数,吊索内力方向沿着吊索在地坐标下的方向,因此将吊索作用到刚体上的力转换到各自的体轴系以及由体轴系力引起的力矩可以表示为

$$\begin{bmatrix}F_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j,\mathrm{b}x}\\F_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j,\mathrm{b}y}\\F_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j,\mathrm{b}z}\end{bmatrix}=\boldsymbol{R}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{be}}\frac{F_{\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}}{D_{\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}}\left(\begin{bmatrix}x_{\mathrm{rd}i,\mathrm{an}j}\\y_{\mathrm{rd}i,\mathrm{an}j}\\z_{\mathrm{rd}i,\mathrm{an}j}\end{bmatrix}-\begin{bmatrix}x_{\mathrm{rd}k,\mathrm{an}l}\\y_{\mathrm{rd}k,\mathrm{an}l}\\z_{\mathrm{rd}k,\mathrm{an}l}\end{bmatrix}\right) \tag{5}$$

$$\begin{bmatrix}M_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j,\mathrm{b}x}\\M_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j,\mathrm{b}y}\\M_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j,\mathrm{b}z}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0&-z_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j}&y_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j}\\z_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j}&0&-x_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j}\\-y_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j}&x_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j}&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}F_{rdi,abj,bx}\\F_{rdi,abj,by}\\F_{rdi,abj,bz}\end{bmatrix} \tag{6}$$

其中 $\boldsymbol{R}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{be}}$为坐标变换矩阵.

2.2.2　挂载点阻尼力

挂载点的摩擦力对刚体的转动运动起到了一定的阻滞作用. 为了便于考虑阻尼力,假设摩擦阻尼力的大小正比于吊索弹性力的大小,将挂载点摩擦阻力所引起的刚体转动阻尼写为

$$\begin{bmatrix}M_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j,\mathrm{damping}x}\\M_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j,\mathrm{damping}y}\\M_{\mathrm{rd}i,\mathrm{ab}j,\mathrm{damping}z}\end{bmatrix}=-\boldsymbol{K}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{damping}}\boldsymbol{F}_{sl,\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{b}} \tag{7}$$

其中,$\boldsymbol{K}_{\mathrm{rd}i,\mathrm{damping}}$为转动阻尼系数;$\boldsymbol{F}_{sl,\mathrm{an}j,\mathrm{an}l}$为吊索力.

2.2.3　外载荷空气动力

载荷体空气动力主要是气动阻力的作用,对于任何形状的吊挂载荷,在其体轴系所定义的 3 个平面上,计算吊挂载荷在 3 个参考平面上的气动阻力面积. 不规则的外吊挂载荷在不同平面上具有不同的阻力面积($S_{\mathrm{rd}i,\mathrm{top}}$,$S_{\mathrm{rd}i,\mathrm{side}}$,$S_{\mathrm{rd}i,\mathrm{front}}$). 假设气动中心不随姿态改变,外挂载荷体在 3 个气动阻力面积中气动中心处的动压分别为 $P_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}x}$,$P_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}y}$和 $P_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}z}$. 外挂载荷体在体轴系中所受的空气动力为阻力系数、动压与对应面积的乘积,表示为

$$\begin{bmatrix}F_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}x}\\F_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}y}\\F_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}z}\end{bmatrix}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{D}}\begin{bmatrix}P_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}x}S_{\mathrm{rd}i,\mathrm{front}}\\P_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}y}S_{\mathrm{rd}i,\mathrm{side}}\\P_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}z}S_{\mathrm{rd}i,\mathrm{top}}\end{bmatrix} \tag{8}$$

气动力矩表示为

$$\begin{bmatrix}M_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}x}\\M_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}y}\\M_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}z}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0&-z_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}}&y_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}}\\z_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}}&0&-x_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}}\\-y_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}}&x_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}}&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}F_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}x}\\F_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}y}\\F_{\mathrm{rd}i,\mathrm{aero}z}\end{bmatrix} \tag{9}$$

对于一些特殊类型外吊挂形式,比如航空器,由于其具有空气动力面等,这些类型的吊挂的空气动力可采用成熟的气动力计算方法.

2.2.4　吊索的气动阻力

吊索的气动阻力计算与外挂载荷体的气动阻力计算类似,为阻力系数、动压与对应面积的乘积,吊索的气动阻力分别由连接一根吊索两端的刚体挂载点承受,两个挂载点分别承受一半的气动阻力.

2.2.5　接触面摩擦力

当载荷在提起、放下等操作过程中,将与地面或其他表面接触,载荷与表面的摩擦力计算采用与接触面平行的弹簧/阻尼系统模拟,弹簧阻尼系统的两端分别锚定于载荷和接触面上.

当载荷与接触点具有相对移动时,弹簧力将阻滞该相对运动,模拟摩擦力的影响,弹簧阻尼力的方程为

$$F_{\mathrm{inplane}}=K_{\mathrm{ip}}L_{\mathrm{inplane}}+C_{\mathrm{ip}}\dot{L}_{\mathrm{inplane}} \tag{10}$$

其中,K_{ip}为面内弹簧刚度系数;C_{ip}为面内弹簧阻尼系数;L_{inplane}为接触点移动距离.

与接触面垂直的力乘以摩擦系数决定了最大摩擦力的大小,这也就决定了面内弹簧所能产生的最大弹性力.

$$F_{\text{inplane,max}} = K_{\text{friction}} \mid F_{\text{normal}} \mid \tag{11}$$

初始条件下，K_{friction}可以被设置为与静摩擦系数相等. 然而，如果面内力超过最大允许值后，将K_{friction}设置为动摩擦系数，此时 $F_{\text{inplane,max}}$将相应地减小. 同时弹簧与接触表面的锚点将向载荷/弹簧铰接点移动，此时最大摩擦力将被保持，来模拟真实的滑动行为.

2.3 载荷/分离杆合力

外挂载荷体所受外力，根据上面的分析主要有吊索力，空气动力，阻尼力等，其在体轴系下合力与和力矩可以写为

$$F_{\text{rdi,attach}} = \sum_{\text{abj}=0}^{\text{abj}=\text{abn}} F_{\text{rdi,abj,b}} + F_{\text{rdi,aero}} + 0.5 \sum_{\text{sli}=0}^{\text{sli}=\text{abn}} F_{\text{sli,drag}} + F_{\text{friction}} \tag{12}$$

$$M_{\text{rdi,attach}} = \sum_{\text{abj}=0}^{\text{abj}=\text{abn}} M_{\text{rdi,abj,b}} + \sum_{\text{abj}=0}^{\text{abj}=\text{abn}} M_{\text{rdi,abj,damping}} + M_{\text{rdi,aero}} + \sum_{\text{sli}=0}^{\text{sli}=\text{abn}} M_{\text{sli,drag}} + M_{\text{friction}} \tag{13}$$

将外挂载荷所受的合力与合力矩代入到标准的刚体动力学方程中，可以求解外挂载荷体的运动.

2.4 直升机挂载点所受外力

直升机挂载点所受外力和外力矩，可以直接输入给直升机飞行动力学模型，供直升机飞行动力学模型直接求解，在体轴系下的合力与合力矩可以写为

$$F_{\text{rdi,hook}} = \sum_{\text{abj}=0}^{\text{abj}=\text{abn}} F_{\text{rdi,abj,b}} + 0.5 \sum_{\text{sli}=0}^{\text{sli}=\text{sln}} F_{\text{sli,drag}} \tag{14}$$

$$M_{\text{rdi,hook}} = \sum_{\text{abj}=0}^{\text{abj}=\text{abn}} M_{\text{rdi,abj,b}} + \sum_{\text{abj}=0}^{\text{abj}=\text{abn}} M_{\text{rdi,abj,damping}} + \sum_{\text{sli}=0}^{\text{sli}=\text{abn}} M_{\text{sli,drag}} \tag{15}$$

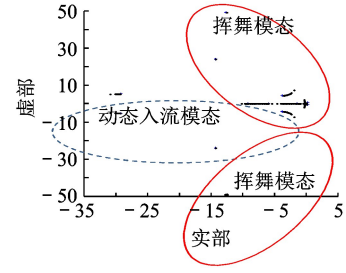
2.5 UH60 直升机飞行动力学数学模型

本文在文献[12]直升机飞行动力学建模理论的基础上，参考 GenHel 模型中的气动干扰试验数据，建立了 UH60 直升机的飞行动力学数学模型. 数学模型包括旋翼、尾桨、机身、尾翼等的非线性空气动力，考虑旋翼一阶动态入流模型、二阶旋翼挥舞，总计 21 阶状态. 在 UH60 直升机飞行动力学模型基础上增加与吊索力通信的接口，将直升机挂载点所受外力和外力矩输入到直升机飞行动力学模型中，即可解算直升机运动.

3 飞行动力学特性仿真与分析

3.1 单直升机吊挂系统稳定性分析

图 1 为单直升机吊挂系统中载荷由 272 kg 增加到 3 175 kg 时，直升机吊挂系统在悬停状态下的根轨迹图. 由图可见，外部载荷对于旋翼挥舞前进型和锥度型模态影响比较有限，载荷重量引起的气动力变化对后退型挥舞有一定的影响，由于载荷重量的增加使旋翼入流增大导致动态入流模态趋于更加稳定. 上述模态与直升机和载荷的运动模态相比属于高频模态，图 2 详细放大了图 1 中的低频模态.



“十”字标记—直升机无载荷悬停状态；点状标记—不同载荷重量时系统的动力学模态.

图 1 悬停状态下随着载荷的增加吊挂系统根轨迹

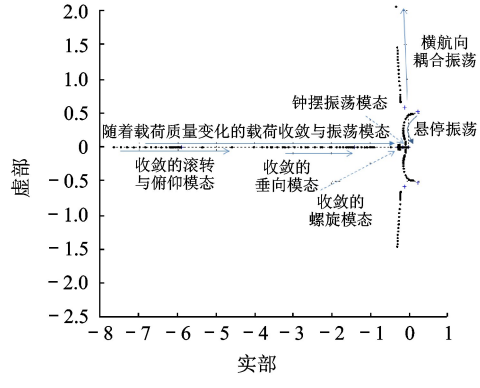


图 2 吊挂系统动力学低频模态

图 2 中实线箭头表示载荷重量增加的方向，虚线箭头表明重量的增加对某一模态影响较小，随着载荷的增加，吊挂系统的多数模态有向复平面的原点靠拢的趋势，导致吊挂系统的动力学耦合更加严重，载荷的钟摆模态由于与吊索长度密切相关，体现为稳定的耦合振荡模态，载荷的垂向模态与直升机的垂向模态耦合到一起，当载荷重量较小时为实根；当载荷重量增加到一定程度时吊挂系统体现为低频的耦合稳定振荡. 载荷重量的增加使俯仰滚转模态耦合增加. 纵向悬停不稳定长周期模态随着载荷重量增加有稳定的趋势，但是却显著增加了悬停状态下的横航向长周期耦合运动的频率，这应当是由于载荷重量的增加，显著增加了滚转恢复力矩. 上述计算结果表明载荷重量的增加对吊挂系统的模态稳定型影响比较显著.

3.2 四直升机吊挂仿真

4 架直升机通过四根弹性吊索吊挂一个长方

体外载荷,其配置形式见图 3,初始条件适当. 4 架 UH60 直升机协调吊挂的仿真结果见图 4 ~ 图 16.

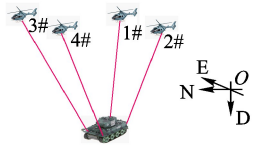


图 3　四直升机吊挂系统示意图

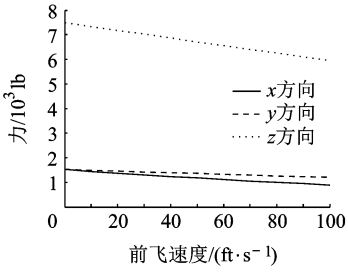


图 4　1#直升机所受吊索力

(1 lb=0.453 6 kg,1 ft=0.304 8 m)

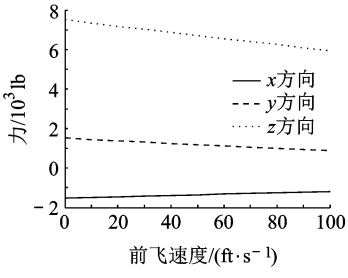


图 5　2#直升机所受吊索力

(1 lb=0.453 6 kg,1 ft=0.304 8 m)

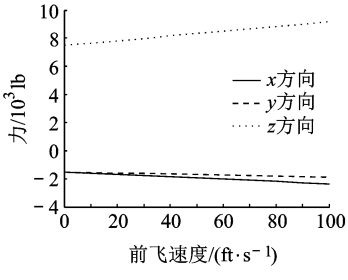


图 6　3#直升机所受吊索力

(1 lb=0.453 6 kg,1 ft=0.304 8 m)

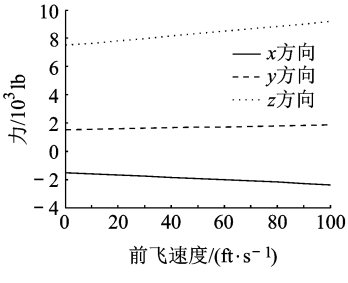


图 7　4#直升机所受吊索力

(1 lb=0.453 6 kg,1 ft=0.304 8 m)

图 4 ~ 图 7 表示了在系统配平状态下,吊索施加到各个直升机上在 NED 坐标系下的弹性力. 悬停状态下,吊索施加在各直升机上的力数值相同,但是所受力的方向由于直升机的位置不同而不同;随着前飞速度的增加,1#和 2#直升机受合力大小减小,3#和 4#直升机所受合力大小增加,其受力方向由直升机位置确定. 这是飞行速度的增加导致气动载荷在运动方向上气动阻力增加所致.

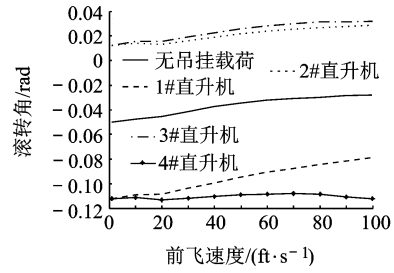


图 8　直升机滚转角配平图

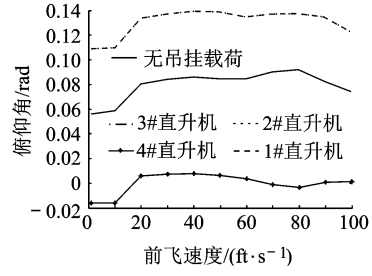


图 9　直升机俯仰角配平图

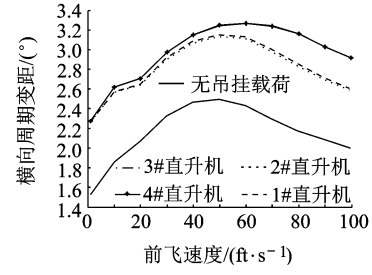


图 10　横向周期变距配平图

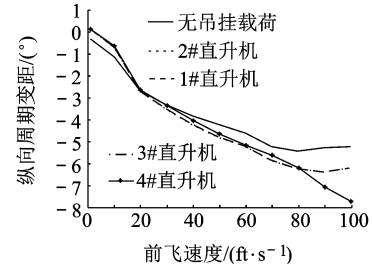


图 11　纵向周期变距配平图

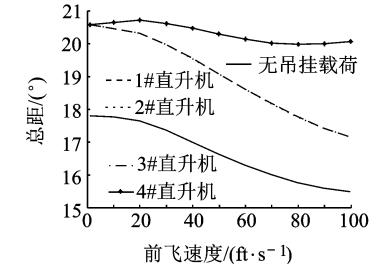


图 12　直升机总距配平图

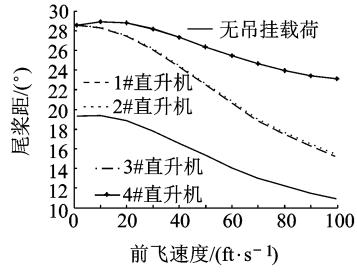


图 13 直升机尾桨距配平图

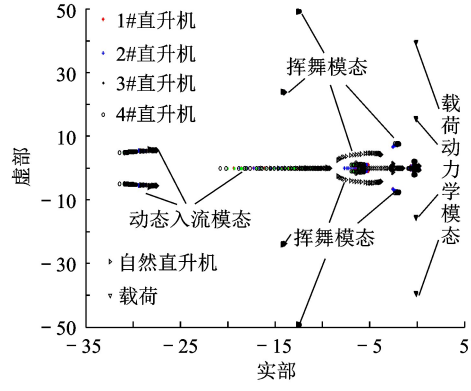


图 14 四直升机吊挂系统全部动力学模态根轨迹

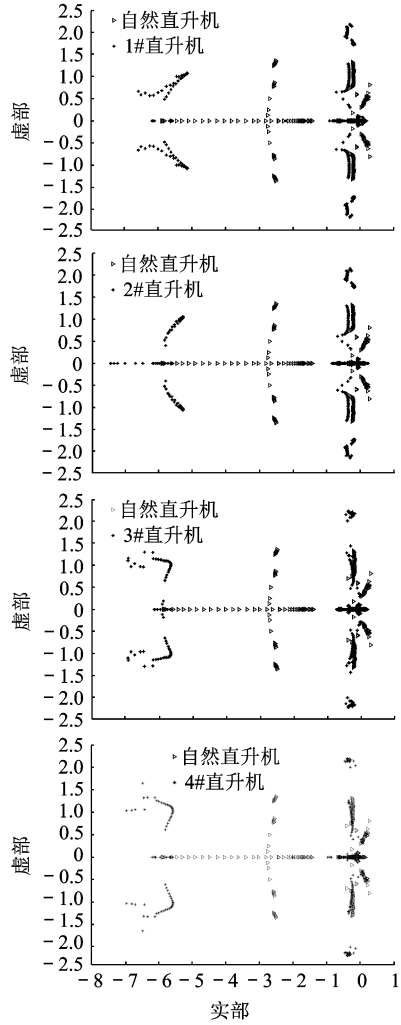


图 15 多直升机吊挂系统与自然直升机中低频模态对比

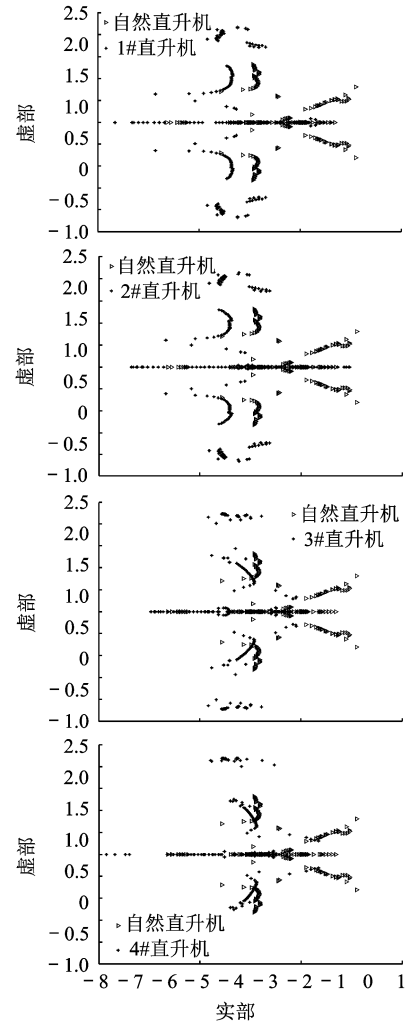


图 16 多直升机吊挂系统与自然直升机低频模态对比

图 8 ~ 图 13 给出了随着前飞速度增加,四直升机协调吊挂系统中各架直升机,以及无吊挂直升机的配平结果. 图 8、图 10 分别为为滚转角、横向周期变距与前飞速度的配平关系,由于协调吊挂系统各直升机都受到横向 Y_{NED} 的力,且由于直升机位置不同导致力和力矩的方向不同,吊挂系统中的直升机与非吊挂直升机的滚转角配平值有明显区别,随着飞行速度的增加,Y_{NED} 方向力的大小与方向都发生变化,滚转角配平值也发生显著变化,横向周期变距的变化平衡了各直升机 Y_{NED} 方向的力和力矩. 图 9、图 11 分别为俯仰角、纵向周期变距与前飞速度的配平关系,由于 1#和 2#直升机,3#和 4#直升机在 X_{NED} 方向所受的力相同,且 X_{NED} 方向的力给 1#和 2#直升机提供了抬头力矩,给 3#和 4#直升机提供了低头力矩,因此 1#和 2 直升机俯仰角配平值高于 3#和 4#直升机,1#和 2#直升机以及 3#和 4#直升机在俯仰角和纵向周期变距配平值基本相同,细微的差别是各直升机在横向周期变距、总距不同情况下由于自身的耦合效应所导致. 图 12、图 13 分别为总距、尾桨距

与前飞速度的配平关系,由于各个直升机都受到 Z_{NED} 方向的力,在悬停时各直升机在该方向的受力大小与方向相同,因此初始总距、尾桨距配平值基本相同,但是明显高于无吊挂载荷的直升机配平值. 随着前飞速度的增加,1#和 2#架直升机在该方向受力减小,3#和 4#直升机在该方向受力增加,导致 1#和 2#直升机总距与尾桨距值向无吊挂直升机配平值靠近,而#3 和 4#直升机总距与尾桨距值则更大地偏离无吊挂直升机配平值.

图 14 包含了多直升机吊挂系统所有状态的根轨迹和自然直升机状态的根轨迹. 随着前飞速度的增加,气动阻尼增加明显导致稳定性尤其是动态入流的稳定有所增加,从气动角度看与理论相符. 图 15、图 16 中放大图 14 中的飞行动力学中频和低频模态. 图 15 表示了中低频模态,主要表现为直升机的滚转、俯仰稳定模态. 图 16 表示了低频模态的比较,主要表现为高度、航向、荷兰滚和纵向长周期模态. 根据图 15、图 16,吊挂载荷明显影响了每一架直升机的滚转、俯仰特性. 小速度下体现为俯仰和滚转的收敛模态,随着速度的增加表现为俯仰与滚转的耦合振荡稳定,且每一架直升机的这一特性都不相同,且与自然直升机相比模态表现也明显不同;低频部分,纵向长周期运动得到了一定的改善,随着前飞速度的增加,短周期运动大都趋于稳定,但是根据多直升机吊挂系统中直升机位置的不同,改善的程度是不一致的,低频荷兰滚模态在载荷影响下频率升高明显,计算结论与单直升机吊挂结论相似,而且也可以看出,在低频部分同样体现出了不同位置直升机具有不同的稳定性. 从整体看,载荷导致直升机大多数低频模态有向原点移动的趋势,加剧了直升机飞行动力学模态的耦合特性.

4　结　论

本文提出了多直升机协调吊挂系统动力学的通用建模方法,将吊索视为弹簧阻尼系统,将直升机、外挂载荷、分离杆(安全杆)视为刚体,每个对象之间的耦合通过弹簧阻尼系统实现,因此可以将现有的直升机飞行动力学模型直接组合到多直升机协调吊挂系统动力学模型中,便于通用仿真模型的开发. 通过仿真计算得到如下结论:

1) 直升机协调吊挂系统中由于吊挂载荷的存在,导致所有动力学模态耦合趋势加剧,吊挂系统中的直升机飞行品质降低;

2) 多直升机协调吊挂系统中每一架直升机均具有不同的稳定性与响应形式,因此对协调吊挂系统直升机协调编队飞行的飞行控制系统设计提出了挑战.

参考文献(References)

[1] Lucassen L, Sterk F. Dynamic stability analysis of a hovering helicopter with a sling load [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1965, 10(2): 6-12

[2] Morten B, Jan D B. Modeling of generic slung load system [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2): 573-585

[3] Maza I, Kondak K, Bernard M. Multi-UAV cooperation and control for load transportation and deployment [J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2010, 57(1): 417-449

[4] Hamers M, von Hinuber E, Richter A. CH53G experiences with a flight director for slung load handling [C]// Proceedings of the 64th American Helicopter Society Annual Forum. Montreal Canada: American Helicopter Society, 2008

[5] Brenner H. Helicopter sling load positioning [C]// Proceedings of the 35th annual european rotorcraft forum. Germany: German Society for Aeronautics and Astronautics, 2009

[6] Brenner H. Helicopter sling load pendulum damping [C]// Proceedings of the 35th Annual European Rotorcraft Forum. Germany: German Society for Aeronautics and Astronautics, 2009

[7] Cicolani L S, Kanning G. General equilibrium characteristics of a dual-lift helicopter system [R]. NASA TP-2615, 1986

[8] Cicolani L S. Kanning G. Equations of motion of slung load systems including multi-lift systems [R]. NASA TM 1038798, 1991

[9] Mittal M, Prasad J V R. Three-dimensional modeling and control of a twin-lift helicopter system [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1993, 16(1): 86-95

[10] Mittal M, Prasad J V R, Schrage D P. Comparison of stability and control characteristics of two twin-lift helicopter configurations [J]. Journal of Nonlinear Dynamics, 1992, 3(3): 199-223

[11] Curtiss H C, Warburton F W. Stability and control of the twin lift helicopter system [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1985, 30(2): 14-23

[12] Padfield G D. Helicopter flight dynamics the theory and application of flying qualities and simulation modeling [M]. 2nd ed. Washington DC: AIAA Inc, 1996: 87-185

(编　辑:李　晶)