

文章编号: 1000-8055(2010)10-2307-05

直升机吊挂飞行平衡、稳定性与操纵性研究

崔利, 曹义华, 李国知

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 建立带吊挂载荷的直升机飞行动力学模型, 其中吊挂载荷为单点悬挂在直升机机身底部的六自由度模型, 并计入了吊挂模型的气动阻力. 对所建立模型进行配平, 并将结果与参考数据对比. 通过仿真计算分析了直升机吊挂前飞状态下的稳定性, 此外, 分析了在吊挂相关参数改变时直升机稳定性的相应变化. 最后, 分析了当施加纵向周期变距阶跃输入、横向周期变距阶跃输入以及尾桨距阶跃输入时带吊挂直升机的动力学响应历程.

关 键 词: 直升机; 吊挂; 稳定性; 操纵性; 动力响应

中图分类号: V212.4

文献标识码: A

Studies on trims, stability, and controllability of helicopter with slung-load

CUI Li, CAO Yi-hua, LI Guo-zhi

(School of Aeronautic Science and Technology,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A rotorcraft with slung-load model was built. Slung-load model with six freedoms was used to simulate the flight process with slung-load. It is assumed that the external slung-load is suspended in a single point. Trim calculation of the helicopter with slung-load model was conducted and compared with the reference values. Stability of helicopter with slung-load was analyzed in forward flight, and the change of stability was compared when some parameters were adjusted. At last, the dynamic response to the step inputs of the longitudinal, lateral and pedal controls was analyzed in forward flight simulation.

Key words: helicopter; slung-load; stability; controllability; dynamic response

直升机吊挂飞行是直升机的主要用途之一. 其可运输大体积货物, 不需要考虑直升机本身的装载容积与货物外形之间的匹配问题, 不受当地交通状况、地理条件的制约, 可以在一般运输工具难以到达的地方迅速、高效地完成起降、装卸货物等任务. 直升机吊挂探测设备进行矿藏勘探, 扩大了勘探领域, 提高了速度, 节省时间, 使勘探和经济效率得到大大提高.

国外对带吊挂物直升机研究开展较早, Cliff 和 Nagabhushan 等人发表了多篇关于带外吊挂

物直升机动力学、稳定性和控制方面的报告^[1-2], 这些报告主要探讨了单点悬挂吊挂物直升机的低速稳定性问题, 此外, 报告还对影响直升机吊挂飞行稳定性的各种因素进行了研究. Stuckey 在文献[3]中, 建立了更为完善的带吊挂物直升机飞行动力学模型, 该模型考虑旋翼尾迹、吊挂物气动力、吊索弹性以及飞控系统等多方面影响, 以使结果更符合实际情况. 国内近些年在带吊挂物直升机方面也有一些研究^[4-6]. 本文在借鉴国内外研究成果基础上, 建立带吊挂直升机的飞行动力学

收稿日期: 2009-10-12; 修订日期: 2010-04-30

作者简介: 崔利 (1973-), 男, 河北石家庄人, 硕士生, 主要从事飞行器设计研究. E-mail: cui-li107@sohu.com

模型.

本文对带吊挂探测设备直升机进行建模分析. 首先, 分别建立直升机和吊挂探测设备的动力学模型, 并将直升机模型配平计算结果、带吊挂直升机模型配平计算结果与参考数据进行对比, 在此基础上分析带吊挂物直升机稳定性, 并根据军用旋翼飞行器驾驶品质要求(ADS-33E-PRF)对带吊挂物直升机悬停开环状态下的飞行品质进行计算分析.

1 直升机吊挂飞行动力学模型

1.1 直升机飞行动力学模型

本文建立的直升机飞行动力学模型, 主要由旋翼、尾桨、机身气动载荷模型以及机身六自由度运动模型等部分组成的飞行动力学模型.

本文参考文献[3, 7-8]所述的相关理论, 以动量理论和叶素理论结合迭代确定诱导速度, 进而建立了基于叶素理论的旋翼气动力模型.

依据文献[7-8], 本文建立了基于动量理论的尾桨气动载荷模型, 机身气动载荷模型是由机身风洞实验的测量数据得到, 即对数据插值处理, 就能得到各方位、风速下的机身气动力、气动力矩. 此外, 平尾和垂尾气动载荷计算模型包括在机身气动载荷模型内.

旋翼、尾桨和机身气动载荷模型构成了本文直升机飞行动力学数学模型.

1.2 吊挂模型

本文基于文献[9]建立吊挂模型, 研究对象为一圆锥形箱体(该箱体通过钢索与直升机相连). 为便于研究, 假定该吊挂物为六自由度刚体, 由刚性钢索悬挂于机身底部, 如图 1 所示.

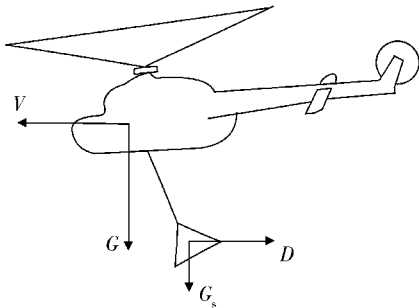


图 1 直升机吊挂飞行简化示意图

Fig. 1 Single point external load configurations

本文假设吊挂物所受气动力仅为来流方向的定常气动阻力, 其所受惯性力为直升机速度及角

速度变化所引起. 根据平板理论^[10]计算吊挂物所受气动阻力, 阻力计算公式为

$$D = \frac{1}{2} \rho C_d S V^2 \tag{1}$$

式中 ρ 为大气密度, S 为吊挂物迎风面积, V 为吊挂物速度, C_d 为阻力系数, 该系数依据文献[11]得到.

吊挂物的广义力公式

$$F_s = m_s a_s + D + m_s g \tag{2}$$

式中 m_s 为吊挂物质量; a_s 为惯性加速度; D 为气动阻力; $m_s g$ 为重力; F_s 通过钢索传至吊挂点, 进而将力和力矩作用于直升机.

忽略钢索质量及其气动效应的影响, 考虑吊挂模型, 结合所建立的直升机飞行动力学模型, 可建立直升机吊挂飞行动力学模型.

2 模型验证与分析

利用所建立的直升机飞行动力学模型和吊挂模型, 以国产某型直升机为算例, 取吊索长度为 10m, 吊挂载荷质量为 500 kg, 吊挂点在机身纵向对称面内, 位于直升机重心后下方, 直升机重心在以吊挂点为原点的坐标系中的坐标为(0.3, 0.6, 0)(m), 直升机定直平飞状态下的平衡特性计算结果如图 2~ 图 7 所示.

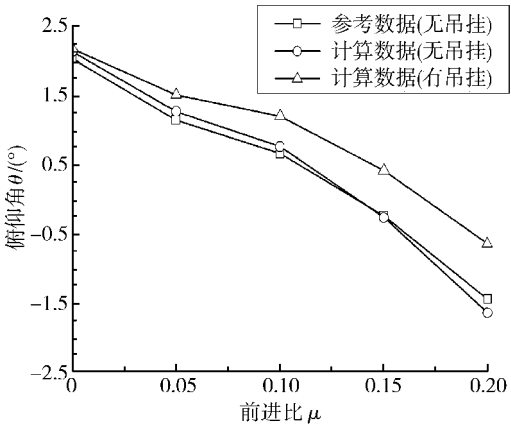


图 2 定直平飞俯仰角 θ 配平结果

Fig. 2 Trim curve of pitching attitude angle θ for the forward flight

由图 2~ 图 7 可以看出直升机基本飞行的动力学模型精度较好, 在此基础上得到的带吊挂物直升机的动力学模型的配平计算结果与相关数据^[3]对比也符合其基本趋势.

由图 6 可以看出, 由于吊挂物的影响, 使起飞质量增加, 总距操纵在整个飞行过程中都会有所增加, 这会导致总距剩余行程减少, 故会使飞行包

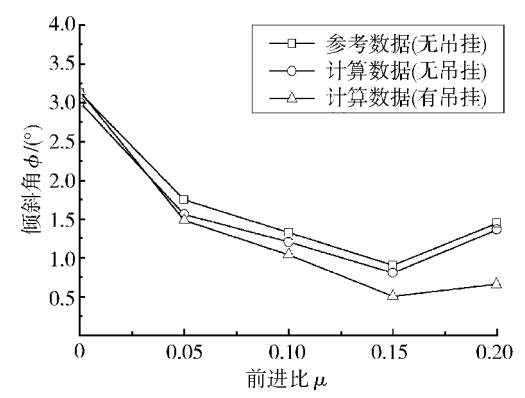


图 3 定直平飞倾斜角配平结果

Fig. 3 Trim curve of rolling attitude angle ϕ for the forward flight

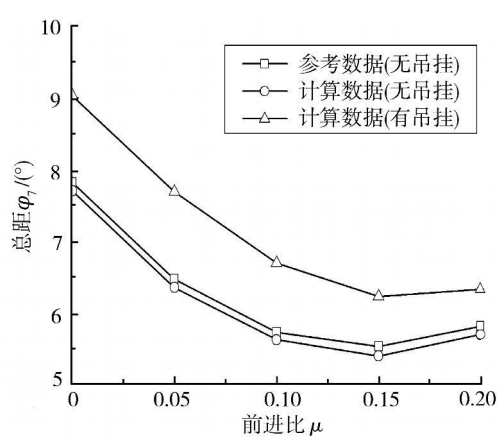


图 6 总距配平结果

Fig. 6 Trim curve of collective control stick for the forward flight

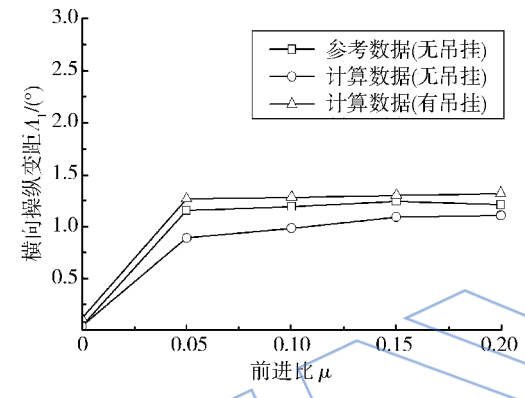


图 4 横向操纵变距配平结果

Fig. 4 Trim curve of lateral control stick for the forward flight

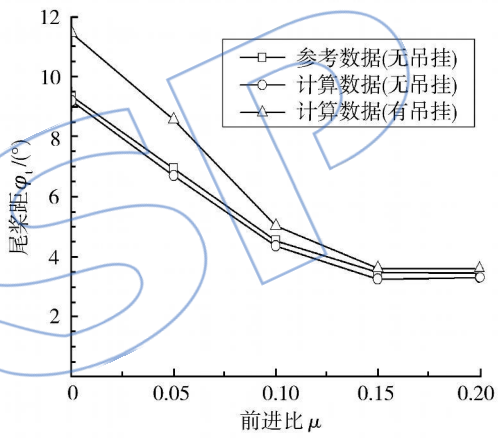


图 7 尾桨距配平结果

Fig. 7 Trim curve of directional control stick for the forward flight

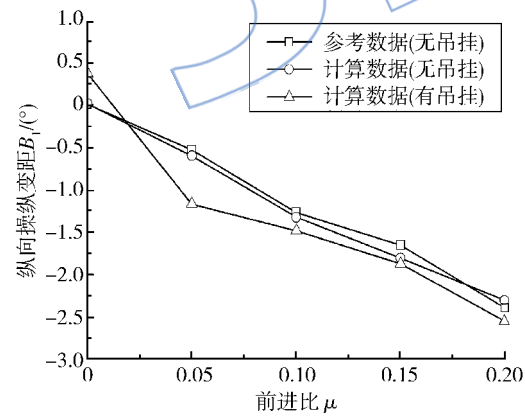


图 5 纵向操纵变距配平结果

Fig. 5 Trim curve of longitudinal control stick for the forward flight

为了平衡增大的尾桨拉力, 而由于吊挂点在直升机质心之后, 对直升机产生抬头力矩, 故纵向周期变距也有所增加。

3 稳定性与操纵性分析

直升机吊挂物系统操稳性分析模型可用 11 阶状态方程表示

$$\dot{x} = Ax + Bu \tag{3}$$

式中 x 为状态变量, 由直升机机体速度、角速度和姿态角($v_x, v_y, v_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \theta, \gamma, \phi$)以及吊挂物姿态角(θ_s, ϕ_s)组成; u 为直升机操纵变量($u = [\varphi, A_1, B_1, q_1]^T$); A, B 分别为模型的状态矩阵和操纵矩阵。

3.1 稳定性分析

3.1.1 带吊挂直升机的稳定性分析

运用直升机飞行动力学模型和直升机吊挂模

线有所减小, 而总距的增大, 会使旋翼反扭矩增加, 进而尾桨距就会增加, 图 7 中尾桨距随着前飞速度的增大其增加量相对减少, 是由于垂尾产生拉力给尾桨卸载。横向周期变距有所增大是由于

型, 根据所建立的操稳性分析模型, 可以得到算例机前飞速度 $V=20\text{ m/s}$ 时的全耦合运动状态下的稳定根, 计算结果如表 1 所示.

表 1 直升机有/无吊挂飞行时的稳定根 ($V=20\text{ m/s}$)
Table 1 Stability roots in forward flight ($V=20\text{ m/s}$)

稳定根	有吊挂飞行	无吊挂飞行
	- 2. 5026	- 2. 122 4
纵向稳定根	- 0. 7981	- 0. 811 8
	0. 0864±0. 538 5i	0. 073 6±0. 473 9i
	- 2. 8766	- 2. 812 5
	- 0. 0086	- 0. 022 4
横向稳定根	- 0. 019 3±0. 6406i	- 0. 0954±0. 7245i
	0	0

根据表 1 可知, 与无吊挂飞行相比, 算例直升机吊挂飞行时, 纵、横向非周期模态和周期模态的结构均未改变. 按照军用直升机飞行品质规范 MIL-F-83300^[12] 关于直升机动态响应的评价要求 (如图 8 所示), 直升机吊挂飞行时动态响应的目视飞行评价等级均有不同程度的降低的趋势. 此外, 吊挂飞行尤其对直升机滚转通道有较大影响.

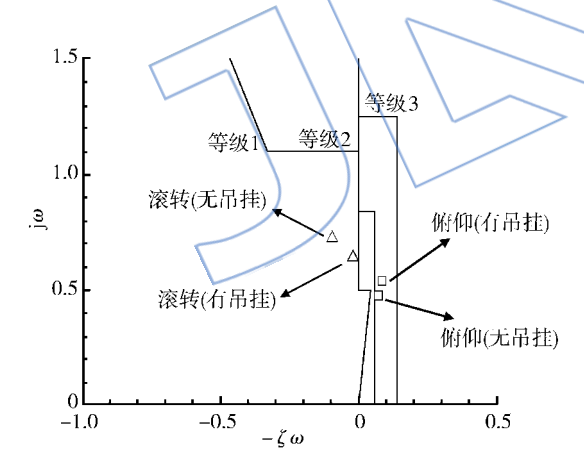


图 8 直升机吊挂飞行时的动态响应特性
Fig. 8 Dynamic responses of helicopter with slung load in forward flight

3. 1. 2 吊挂相关参数对直升机稳定性影响

在直升机吊挂飞行中, 当相关参数发生变化时, 直升机的稳定性也会出现相应的变化, 本文计算直升机当前飞速度 $V=20\text{ m/s}$ 时, 相关参数的变化后, 所得到的直升机纵、横向周期模态, 计算结果如表 2 所示; 不同飞行速度下的周期模态如表 3 所示.

表 2 不同吊挂参数时的周期模态
Table 2 Stability roots for different parameters in forward flight

吊挂物质量/kg	吊索长度/m	圆锥形吊挂物	外形尺寸/m	纵、横向周期模态
500	10	高	1	0. 086 4±0. 538 5i
		底面直径	1	- 0. 019 3±0. 640 6i
500	10	高	2	0. 078 6±0. 620 1i
		底面直径	2	- 0. 027 8±0. 511 2i
300	10	高	2	0. 075 1±0. 603 5i
		底面直径	2	- 0. 029 3±0. 388 2i
300	15	高	2	0. 076 3±0. 613 8i
		底面直径	2	- 0. 028 5±0. 390 2i
300	27	高	13	- 0. 070 ±0. 805 6i
		底面直径	15	- 0. 269 3±0. 239 0i

表 3 不同飞行速度下的周期模态
Table 3 Stability roots for different airspeeds in forward flight

$V/(\text{m/s})$	纵向稳定根	横向稳定根
20	0. 0864±0. 538 5i	- 0. 0193±0. 6406i
10	0. 0618±0. 463 2i	- 0. 1656±0. 2819i

由表 2 可知, 随着吊挂物外形尺寸的增大, 即吊挂物迎风面积增加, 直升机纵向沉浮振荡模态变化较小, 荷兰滚振荡模态的阻尼有所增加, 稳定性有所改善. 当吊挂物质量减少时, 同样使荷兰滚振荡模态的阻尼有所增加, 稳定性有所改善. 吊索长度的改变对直升机纵向沉浮振荡模态和荷兰滚振荡模态的影响均较小, 其长度应满足直升机与吊挂物之间不互相干扰为宜. 由表 3 可知, 飞行速度的增加对纵向沉浮振荡模态影响较小, 荷兰滚振荡模态的阻尼降低, 振荡频率增加, 故飞行速度应有一定限制. 所以, 在吊挂飞行中要注意对相关参数的选取, 以保证直升机的稳定性.

3. 2 操纵响应分析

本文在计算在前飞速度 $V=20\text{ m/s}$ 时, 分别施加纵向周期变距阶跃输入、横向周期变距阶跃输入及尾桨距阶跃输入, 分析了机身各姿态角的变化情况. 利用前文所建立的吊挂模型, 进行无吊挂和带吊挂直升机的对比计算. 各姿态角随时间

变化的对比情况如图 9~ 图 11 所示。

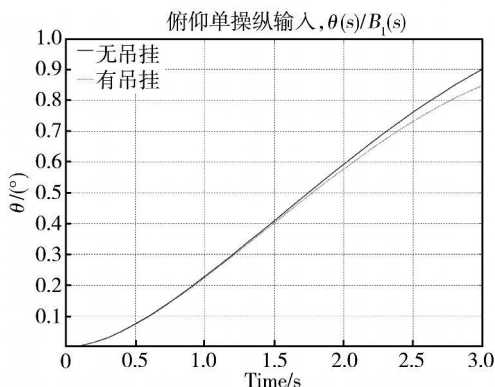


图 9 直升机纵向周期变距阶跃输入响应

Fig. 9 Control response to the step input of longitudinal control stick in forward flight

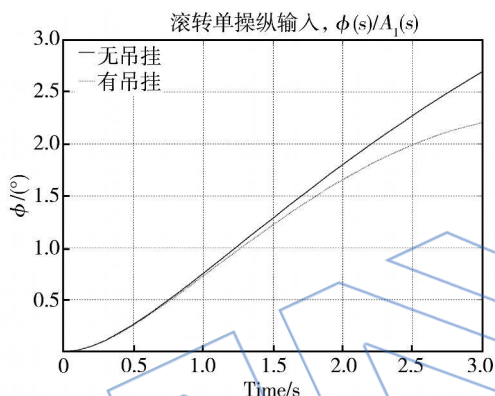


图 10 直升机横向周期变距阶跃输入响应

Fig. 10 Control response to the step input of lateral control stick in forward flight

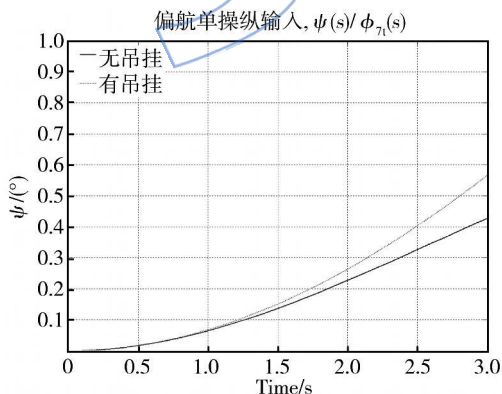


图 11 直升机尾桨距阶跃输入响应

Fig. 11 Control response to the step input of directional control stick in forward flight

时,吊挂物对纵向运动模态影响较小,对荷兰滚运动模态影响较大,使直升机稳定品质降低。在操纵方面,纵向操纵变化不明显,而横向和航向操纵变化相对明显,在飞行过程中滚转姿态要尤其注意。

参考文献:

- [1] Cliff E, Bailey D. Dynamic stability of a translating vehicle with a simple sling load [J]. J. of Aircraft, 1975, 12: 773-777.
- [2] Nagabhushan B. Low speed stability characteristics of a helicopter with a sling load [J]. Vertica, 1985, 9(4): 345-361.
- [3] Stuckey R A. Mathematical modeling of helicopter slung load [R]. DSTO-TR-1257, 2001.
- [4] 孙传伟, 罗根新. 直升机吊挂及吊挂物抛放过程建模与分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(4): 438-443.
SUN Chuanwei, LUO Genxin. Modeling and analyzing of rotorcraft with a partially releasable slung load[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 36(4): 438-443 (in Chinese).
- [5] 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.
SUN Chuanwei, XU Jin. Longitudinal control characteristic analysis of heavy slung load helicopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(4): 421-425. (in Chinese).
- [6] 郭广利, 高正, 孙传伟. 直升机前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.
GUO Guangli, GAO Zheng, SUN Chuanwei. Control response character of the rotorcraft with slung load in forward flight[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(10): 1087-1091. (in Chinese).
- [7] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003.
- [8] Chen R T N. A simplified rotor system mathematical model for piloted flight dynamics simulation[R]. NASA TM 78575, 1979.
- [9] Pavel M D. Mathematical modeling of tandem helicopters with external sling loads for piloted simulation [J]. AIAA 2007-6617, 2007.
- [10] 陈再新, 刘福长, 鲍国华. 空气动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1993.
- [11] Hoerner S F. Fluid dynamic drag [M]. Vancouver: Hoerner Fluid Dynamics, 1965.
- [12] Chalk C R, Key D L, Kroll J J. Background information and user guide for MIL-F 83300 military specification flying qualities of piloted V/STOL aircraft [R]. AFFDL-TR-70-88, 1971.

4 结 论

由计算结果可知,当直升机带吊挂低速前飞