直升机吊挂构型计算及稳定性分析

曹 龙 曹义华 马 超 徐忠达

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对特定的直升机吊挂载荷飞行任务,给出了吊挂几何构型的计算方法,计算了吊挂的几何参数和绳索内力,并在此基础上分析了飞行速度和吊挂重量对几何构型的影响. 针对特定的飞行任务,考虑吊挂的几何尺寸和详细构型,在已有模型的基础上进行了改进和配平计算,配平结果与以前的结论吻合得很好,证明模型可用. 计算并分析了不同速度、吊挂参数下系统的平衡和稳定特性. 结果表明:带吊挂飞行的直升机,速度增加可以改善横向的螺旋不稳定,但对纵横向的周期模态都会产生不利影响.

关 键 词: 直升机; 吊挂; 内力; 配平; 模态

中图分类号: V 211.3

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)06-0711-04

Analysis on stability and structure computation of helicopter with slung-load

Cao Long Cao Yihua Ma Chao Xu Zhongda

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Computing method is given of geometric structure of slung-load for specially designated flight mission. Using this method, the geometry and internal force of slung rope were estimated. The influence of velocity and slung weight on geometry of slung-load was analyzed. An improvement of some existing helicopter flight dynamical model with slung-load was presented by taking geometry and detailed structure of this specific slung into consideration, and the trim state had been calculated, with the result meets existing conclusion perfectly. The equilibrium and stability property of various velocities and slung parameters were computed and analyzed. The result tells that, for helicopter with slung-load, the increment of flight velocity can improve the instability of spiral mode, however, make periodic mode worse on both longitude and lateral.

Key words: helicopter; slung-load; internal force; trim; mode

直升机吊挂载荷飞行是运输型直升机的主要用途之一. 它不需要考虑直升机本身与货物外形之间的匹配问题,基本不受地理条件的制约,可以在一般运输工具难以到达的地方迅速起降、装卸货物. 直升机吊挂探测设备进行地质或矿藏勘探,可以扩大勘探领域、节省时间、提高效率.

国外自 20 世纪 70 代起,就已进行直升机吊挂飞行问题的研究,文献[1-3]的成果即是这一方面的代表;国内一些学者也于近些年来开始关注这方面的问题[4-6].

以前的研究成果以及建立的相关模型中,大都把吊挂看作一个质点,而不考虑吊挂本身的几何尺寸和飞行姿态;而本文针对的吊挂飞行任务中,这些都是必须考虑的要素和需要研究的问题. 本文借助文献[6]的模型,以动量理论和叶素理论结合迭代确定诱导速度,进而计算旋翼气动力. 根据动量理论的尾桨气动载荷模型,机身气动载荷由机身风洞实验的测量数据确定,针对特定的

收稿日期: 2011-03-07; **网络出版时间**: 2012-05-22 16:10

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120522.1610.015.html

基金项目: 国家 863 计划资助项目(2006AA06A205)

作者简介: 曹 龙(1988-),男,湖北大悟人,博士生,caolong.buaa@gmail.com.

吊挂物构型进行设计计算和稳定性分析.

1 吊挂构型设计

本文计算的吊挂构型被广泛用于直升机有关工业领域的勘探过程中,如图1所示,吊挂由发射线圈(外圈)与接收线圈(内圈)两部分组成,两者由绳索连接,位于同一平面内,接收线圈上绑定绳索吊挂于直升机下方.



图1 直升机吊挂实物图

外圈是外接圆直径 $\Phi = 15$ m 的正12边形,内圈横截面是直径为 $\phi = 0.1$ m 的圆形. 在进行动力学稳定性分析时,不必考虑吊挂物的详细内部结构,故不必知道内圈的详细尺寸数据(如图2所示).

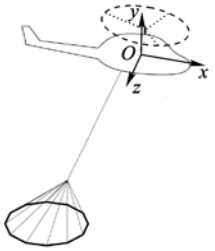


图2 直升机吊挂示意图

正12边形线圈的每个顶点各引出一根绳索,这12根绳索汇聚于一点,再由一根主绳索连接到直升机下方的挂点上. 挂点到线圈重心的距离为40 m,其中主绳索长度占这段距离的2/3,即12根绳索的汇聚点位于这段距离的一个三等分点处.

1.1 吊挂物建模假设

为突出问题本质,同时简化模型,对吊挂物和绳索做如下合理假设:

1) 线圈视为刚体,仅必要时考虑绳索的弹性;

2) 忽略绳索的质量和气动力;

3) 绳索总是受到足够大的张力,时刻处于绷紧的状态.

其中假设3)的依据是:本问题中的吊挂物线圈不是典型的气动升力面,而是环状细长体,且是低速飞行;其飞行时气动力应远远小于重力和直升机给它的拉力,故绳索应该时刻受到足够大的张力作用,尽管在气动分布载荷的作用下,绳索不一定是直的,但它一定是绷紧的. 有了这一假设,在处理线圈整体的动力学问题时,就可以将其当作刚体来看待,而不必考虑内部变形.

1.2 吊挂的几何和受力分析

吊挂的几何设计,主要是选取线圈12个顶点连接的绳索长度,以保证在正常工作状态下,吊挂物姿态保持水平(图3).

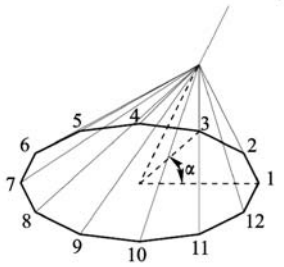


图3 吊挂绳索连接方式示意图

线圈在飞行过程中受到重力和空气动力. 假设现在已经达到设计目标,即直升机定直平飞,线圈已然保持水平,那么由于线圈上下对称,它将不受气动升力作用. 此时,线圈重力、气动阻力和绳索拉力应该恰好平衡,吊挂物的主绳索与直升机前飞的速度矢量恰好处于同一个铅垂面中,线圈重心也在该铅垂面内,主绳索会后摆一个角度.

当直升机的侧向速度也不为0时,线圈相应地也会受到侧向力,于是主绳索不仅会后摆,还会侧摆.

当飞行速度改变时,线圈所受的气动阻力会改变,为了使得受力平衡,主绳索的后摆角也会相应发生改变,且线圈重心仍然得在主绳索的延长线上,那么此时线圈平面势必不能保持水平. 所以,针对某个飞行状态设计的线圈结构,不能在其他飞行状态下正常工作.

以直升机前飞速度25 m/s(前进比 $\lambda \approx 0.116$),线圈总重300 kg为例,由几何关系和结构静力学变形协调条件计算得到的12根绳索的长度和内力如表1所示.

其中,绳索编号方式如图3所示,绳索材料杨氏弹性模量取为210 GPa(即假设为钢索).

由于吊挂物是后摆,12根绳索的汇聚点相对于线圈比较靠前,故前部绳索总比后部绳索短;几何分布上,前部绳索相对较密,后部绳索较疏,所以前部绳索载荷较小,后部绳索载荷较大. 从表1中也能看到,最短的1号绳索内力也是最小的,而最长的7号绳索内力最大;各绳索的内力与其长度近似成正比例关系.

表 1　绳索的长度和内力

编号	长度/m	内力/N
1	13.9136	259.328
2	14.1070	263.945
3	14.6222	275.366
4	15.2980	288.633
5	15.9451	299.790
6	16.4027	306.895
7	16.5671	309.303
8	16.4027	306.895
9	15.9451	299.790
10	15.2980	288.633
11	14.6222	275.366
12	14.1070	263.945

1.3　飞行速度和重量对构型的影响

一般来说,直升机前飞速度越大时,线圈所受的气动阻力越大,平衡时主绳索的后摆角也就越大. 此时为保证线圈在工作时,仍处于水平状态,位于前部的绳索(图 3 所示的 1 及其相邻的绳索)应缩短,而后部绳索(图 3 中的 7 及相邻绳索) 应相应伸长. 而线圈重量增加会使得主绳索后摆角减小. 故重量增加对 12 根绳索长度分布的影响,与速度增加恰好相反. 绳长和内力与直升机前飞速度以及吊挂重量的关系如表 2 所示.

表 2　速度和重量对绳索的影响

速度/(m·s^{-1})	线圈重 300 kg	线圈重 250 kg
5	l_1 = 15.24 m; N_1 = 280.1 N	l_1 = 15.23 m; N_1 = 233.3N
	l_7 = 15.35 m; N_7 = 282.1N	l_7 = 15.36 m; N_7 = 235.2N
10	l_1 = 15.08 m; N_1 = 277.2 N	l_1 = 15.04 m; N_1 = 230.4 N
	l_7 = 15.51 m; N_7 = 285.2 N	l_7 = 15.55 m; N_7 = 238.3 N
15	l_1 = 14.81 m; N_1 = 272.6 N	l_1 = 14.71 m; N_1 = 225.8 N
	l_7 = 15.78 m; N_7 = 290.5 N	l_7 = 15.87 m; N_7 = 243.7 N
20	l_1 = 14.42 m; N_1 = 266.5 N	l_1 = 14.24 m; N_1 = 219.9 N
	l_7 = 16.13 m; N_7 = 298.3 N	l_7 = 16.29 m; N_7 = 251.8 N
25	l_1 = 13.91 m; N_1 = 259.3 N	l_1 = 13.64 m; N_1 = 213.0 N
	l_7 = 16.57 m; N_7 = 309.3 N	l_7 = 16.80 m; N_7 = 263.2 N

2　平衡和稳定性分析

2.1　直升机和吊挂配平结果

直升机和吊挂的姿态角配平结果如表 3 所示,配平计算包括 4 个姿态角的计算,分别为直升机本体的俯仰角和滚转角,以及吊挂的后摆和侧摆角.

表 3 中直升机本体姿态角随飞行速度的变化趋势与文献[6]的结论一致,吊挂后摆角随速度的变化关系也符合前面的分析结果. 需要注意的是,吊挂侧摆角是在直升机体轴系中定义的,在无侧风的情况下,吊挂主绳索实际应位于地轴系的铅垂面内,所以理论上吊挂侧摆角应恰好与直升机滚转角相抵消,表 3 的计算结果也满足这一结论.

表 3　直升机和吊挂的配平姿态角

速度/(m·s^{-1})	配平项目	配平姿态角/(°)	
		线圈重 300 kg	线圈重 250 kg
5	机体俯仰角	1.728	1.723
	机体滚转角	1.959	1.959
	吊挂后摆角	2.203	2.292
	吊挂侧摆角	−1.931	−1.927
10	机体俯仰角	1.316	1.302
	机体滚转角	1.490	1.490
	吊挂后摆角	3.308	3.689
	吊挂侧摆角	−1.478	−1.476
15	机体俯仰角	0.880	0.859
	机体滚转角	1.127	1.136
	吊挂后摆角	5.386	6.257
	吊挂侧摆角	−1.121	−1.130
20	机体俯仰角	0.190	0.154
	机体滚转角	0.952	0.967
	吊挂后摆角	8.185	9.716
	吊挂侧摆角	−0.949	−0.963
25	机体俯仰角	0.715	0.772
	机体滚转角	0.832	0.853
	吊挂后摆角	11.696	14.023
	吊挂侧摆角	−0.830	−0.850

2.2　带吊挂直升机的稳定性

仍然沿用前面的算例,即直升机以 25 m/s 的速度定直平飞,吊挂线圈重 300 kg. 计算得到的直升机本体小扰动线化方程的特征根见表 4.

表 4　直升机本体特征根

纵向	横向
λ_1 = −2.5761	λ_1 = −2.8724
λ_2 = −0.7638	λ_2 = −0.0297
$\lambda_{3,4}$ = 0.0897 ± 0.5346i	$\lambda_{3,4}$ = −0.0411 ± 0.7120i
	λ_5 = 0

可以看到,直升机纵向运动中,有一个震荡发散模态,其对应的特征值为 0.0897 ± 0.5346i,实部为正,不稳定,倍幅周期约为 7.73s,应属于长周期,阻尼比仅为 0.1655. 横向运动中,滚转模态(特征值 −2.8724)、螺旋模态(特征值 −0.0297)和荷兰滚模态(特征值 −0.0411 ± 0.7120i) 都是稳定的.

直升机本体特征根与前飞速度和吊挂物重量的关系如表 5 和表 6 所示. 从表中可以看到,直升机前飞速度增加会对纵向的长周期模态和横向的荷兰滚模态产生明显的不利影响,它会使得本来就不稳定的长周期模态变得更加不稳定,使其倍幅周期缩短,让直升机变得更难操控;还会使荷兰滚模态对应的特征根往正半平面方向移动,导致受扰动之后的回复时间增长,稳定裕度变差. 但另一方面,前飞速度提高却能使横向的螺旋模态由

不稳定变得稳定. 相比之下,线圈重量对本体运动的影响就不是那么显著了. 重量由 300 kg 减小到 250 kg 这点变化对纵向长周期模态和横向荷兰滚模态的改善作用几乎可以忽略不计.

表 5 速度和重量对特征根的影响(纵向)

速度/(m·s^{-1})	线圈重 300 kg	线圈重 250 kg
5	$\lambda_1 = -2.1704$ $\lambda_2 = -0.5497$ $\lambda_{3,4} = 0.0536 \pm 0.4811\mathrm{i}$	$\lambda_1 = -2.1675$ $\lambda_2 = -0.5509$ $\lambda_{3,4} = 0.0528 \pm 0.4771\mathrm{i}$
10	$\lambda_1 = -2.2045$ $\lambda_2 = -0.7466$ $\lambda_{3,4} = 0.0500 \pm 0.4879\mathrm{i}$	$\lambda_1 = -2.2010$ $\lambda_2 = -0.7474$ $\lambda_{3,4} = 0.0492 \pm 0.4828\mathrm{i}$
15	$\lambda_1 = -2.2573$ $\lambda_2 = -0.8629$ $\lambda_{3,4} = 0.0552 \pm 0.5087\mathrm{i}$	$\lambda_1 = -2.2524$ $\lambda_2 = -0.8669$ $\lambda_{3,4} = 0.0541 \pm 0.5054\mathrm{i}$
20	$\lambda_1 = -2.4085$ $\lambda_2 = -0.8274$ $\lambda_{3,4} = 0.0673 \pm 0.5144\mathrm{i}$	$\lambda_1 = -2.4049$ $\lambda_2 = -0.8284$ $\lambda_{3,4} = 0.0661 \pm 0.5105\mathrm{i}$
25	$\lambda_1 = -2.5761$ $\lambda_2 = -0.7638$ $\lambda_{3,4} = 0.0897 \pm 0.5346\mathrm{i}$	$\lambda_1 = -2.5726$ $\lambda_2 = -0.7636$ $\lambda_{3,4} = 0.0883 \pm 0.5311\mathrm{i}$

表 6 速度和重量对特征根的影响(横向)

速度/(m·s^{-1})	线圈重 300 kg	线圈重 250 kg
5	$\lambda_1 = -2.9176$ $\lambda_2 = 0.5822$ $\lambda_{3,4} = -0.1115 \pm 0.4565\mathrm{i}$	$\lambda_1 = -2.9064$ $\lambda_2 = 0.5851$ $\lambda_{3,4} = -0.1173 \pm 0.4373\mathrm{i}$
10	$\lambda_1 = -2.8605$ $\lambda_2 = 0.5840$ $\lambda_{3,4} = -0.1794 \pm 0.2966\mathrm{i}$	$\lambda_1 = -2.8534$ $\lambda_2 = 0.5810$ $\lambda_{3,4} = -0.1832 \pm 0.2789\mathrm{i}$
15	$\lambda_1 = -2.8417$ $\lambda_2 = 0.3374$ $\lambda_{3,4} = -0.1305 \pm 0.2630\mathrm{i}$	$\lambda_1 = -2.8364$ $\lambda_2 = 0.3235$ $\lambda_{3,4} = -0.1296 \pm 0.2515\mathrm{i}$
20	$\lambda_1 = -2.8464$ $\lambda_2 = 0.0133$ $\lambda_{3,4} = -0.0263 \pm 0.4872\mathrm{i}$	$\lambda_1 = -2.8423$ $\lambda_2 = 0.0062$ $\lambda_{3,4} = -0.0288 \pm 0.4929\mathrm{i}$
25	$\lambda_1 = -2.8724$ $\lambda_2 = -0.0297$ $\lambda_{3,4} = -0.0411 \pm 0.7120\mathrm{i}$	$\lambda_1 = -2.8693$ $\lambda_2 = -0.0310$ $\lambda_{3,4} = -0.0460 \pm 0.7162\mathrm{i}$

3 结 论

本文针对具体的直升机吊挂飞行任务,计算了吊挂物的几何构型和内力,相应的计算方法和结论可作为吊挂设计的可选方法和参考依据.

而后又对不同速度、吊挂参数下,直升机吊挂系统的平衡和稳定特性进行了计算和分析,由计算结果可知,带吊挂飞行的直升机,前飞速度增加可以改善横向的螺旋不稳定,但对纵横向的周期模态都会产生不利影响.

参考文献(References)

[1] Cliff E, Bailey D. Dynamic stability of a translating vehicle with a simple sling load [J]. Journal of Aircraft, 1975, 12(10): 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,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 & Astronautics, 2005, 37(4): 421 – 425 (in Chinese)

[5] 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 & Astronautics, 2004, 36(4): 438 – 443 (in Chinese)

[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
Cui Li, Cao Yihua, Li Guozhi. Studies on trims, stability, and controllability of helicopter with slung-load [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2307 – 2311 (in Chinese)

[7] Matheson N. The stability of portable bridges carried on slings beneath helicopter[M]. Melbourne: Aeronautical Research Laboratories, 1980

[8] Chen R T N. A simplified rotor system mathematical model for piloted flight dynamics simulation[R]. NASA N97-23977, 1979

(编 辑:李 晶)