

某小型无人直升机挥舞约束铰设计*

马相林, 张呈林

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家重点实验室 南京, 210016)

摘要 通过理论分析和试验验证了旋翼挥舞约束铰刚度对机体 1Ω 振动水平的影响。以某小型无人直升机跷跷板式旋翼系统为研究对象, 建立旋翼轴受力分析模型, 分析了挥舞约束铰刚度对机体 1Ω 振动水平的影响。选择 3 种不同硬度的橡胶作为挥舞约束铰材料, 分别进行了旋翼试验台振动测试试验, 通过测量旋翼试验台振动量间接判断约束铰材料对机体振动水平的影响。分析和试验结果表明, 增加跷跷板式旋翼挥舞约束铰刚度有利于降低机体 1Ω 振动水平。

关键词 振动; 旋翼; 挥舞铰刚度; 1Ω 振动

中图分类号 V211.52; V250.3

引言

任何一种成功的直升机都必须具有良好的动力学特性: 足够的动力稳定性裕度、可接受的旋翼及机体振动载荷以及低的振动水平。直升机的某些使用极限是由其动力学特性所决定的。过高的振动将严重影响直升机平台的实用性、可靠性以及寿命^[1]。处于周期性运转状态的旋翼集提供升力与操纵力于一身, 其设计必须综合考虑结构、动力学、气动、材料、工艺及声学等方面的要求与限制, 如何降低旋翼激振力是一个复杂问题^[2]。文献[3]是相关研究的综述。Bennett 通过极小化桨毂载荷的方式, 提出了降低旋翼激振力的方法。以桨毂剪力系数为目标, 以桨叶质量分布和刚度分布为变量, 在重量和挥舞惯量约束条件下进行设计, 结果使得桨毂剪力系数降低了 60%^[4]。Straub 等^[5]直接以机身重要部位的振动水平为目标进行旋翼减振优化设计。设计变量包括桨叶的弯、扭刚度、质量矩、惯量矩及几何预扭角等, 结果表明在设计变量变化 10% 范围内, 可以使得机身振动降低约 40%^[5]。高亚东等^[6-8]在旋翼不平衡故障诊断上做出了较为深入的研究。

某小型无人直升机采用两片桨叶的翘翘板式桨毂, 其传递到机身上的振动载荷频率往往为两倍旋翼转速的整数倍 ($f = 2k\Omega, k = 1, 2, \dots, \Omega$ 为旋翼转速)。实际生产中, 由于桨叶的加工和安装存在误差, 在桨叶工作时两片桨叶的离心力与气动力均不平衡, 即桨叶的动不平衡通过桨毂传递至机身, 从而产

生 1Ω 频率的振动^[9]。对于该小型无人直升机, 陀螺及飞控舱等关键部位已考虑采取一定的减振措施^[10-11]。笔者主要针对振源, 分析由于桨叶气动力不平衡和桨叶离心力不平衡引起的 1Ω 振动, 对该小型无人直升机提出降低 1Ω 振动的方法。

1 桨毂交变力建模与分析

对于单纯的跷跷板式结构, 桨毂只通过一个中心铰和旋翼轴连接, 并不将力矩传递至机身。为了减少旋翼主轴的长度、增加桨毂力矩, 该小型无人直升机采用带约束的翘翘板式桨毂。由于除了中心铰外, 还有一挥舞约束铰(以下简称约束铰)与旋转轴相连, 如图 1 所示。约束铰由一弹性橡胶构成, 不仅可以传递桨叶受力不平衡产生的集中力, 还能传递力矩给机身, 这增加了桨叶特性的不对称对机体振动的影响, 随着转速的增加, 表现得越来越严重。

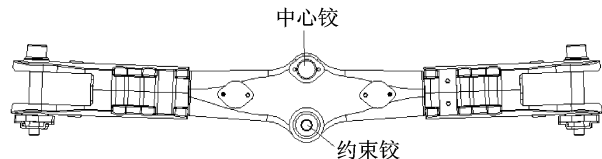


图 1 某小型无人直升机跷跷板式桨毂示意图

分析可知, 造成机身基阶振动的主要原因是两片桨叶的离心力和升力不平衡造成的。为了分析桨毂挥舞约束铰的橡胶硬度对基阶振动量的影响, 笔者建立桨毂挥舞力学方程, 通过对激励的判断, 推断

* 国家重点实验室基金资助项目(编号:9140C4004030708)

收稿日期:2012-06-01;修改稿收到日期:2012-08-26

对机体基阶振动的影响。

1.1 模型的建立

根据该小型无人直升机桨毂形式,桨毂模型简化如图 2 所示。

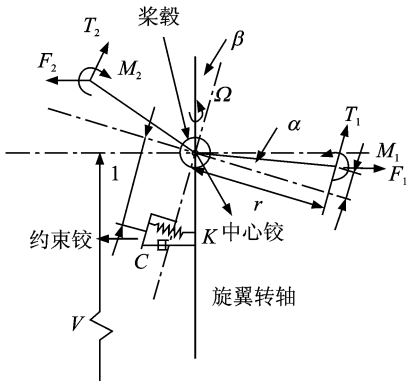


图 2 旋翼桨毂简化模型示意图

在挥舞铰下方的橡胶约束铰根据其约束作用可以简化为一个弹簧阻尼系统,如图 2 和图 3 所示。由于桨毂挥舞铰位移不大,可以近似认为挥舞约束铰提供的弹性力和阻尼力都垂直于旋翼轴线。由于桨叶与桨毂无铰连接,桨毂接头处传递了桨叶水平方向的离心力(F_1, F_2),垂直桨叶安装方向的升力(T_1, T_2)和升力所产生的力矩(M_1, M_2)。图 2 中: β 为桨毂挥舞角运动(顺时针为正); α 为预锥角; r 为桨叶作用点距中心铰水平; h 为桨叶作用点距中心铰垂直距离; l 为约束铰距中心铰的垂直距离; v 为中心铰距离重心的垂直距离。

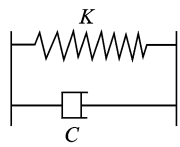


图 3 中心铰约束简化模型

根据简化模型,桨叶对整个机体的作用力与力矩在固定坐标系为

$$\begin{cases} F_x = [F_1 - F_2 + (T_1 + T_2)\sin\beta]\sin(\Omega t + \varphi_0) \\ F_y = (T_1 + T_2)\cos\beta \\ \mathbf{M} = [M_1 - M_2 + T_1 r - T_2 r - (T_1 + T_2)\sin\beta v] \cdot \sin(\Omega t + \varphi_0 + \frac{\pi}{2}) \end{cases} \quad (1)$$

其中: F_y 为垂直方向的力; F_x 为水平方向的力; \mathbf{M} 为力矩。

同理可以列出桨毂角运动方程,坐标系取桨毂

旋转坐标系

$$I_\beta \ddot{\beta} + lK\beta + lC\dot{\beta} = M_2 - M_1 + \sin(\alpha - \beta) \sqrt{h^2 + r^2} F_1 - \sin(\alpha + \beta) \sqrt{h^2 + r^2} F_2 - rT_1 + rT_2 \quad (2)$$

其中: I_β 为桨毂角运动惯量。

桨叶升力 T 和离心力 F 为挥舞角 β 的函数,对于旋翼悬停状态求解均有一定困难。由于 β 为小角度,为了简化计算并突出主要矛盾,设定计算状态处于悬停状态,并假设与每片桨叶的升力、力矩和离心力无关。引入以上假设后,式(2)表示的振动方程最终将平衡在一个稳定状态,此时的桨毂角运动量可以通过平衡方程解出,令式(1)中 β 的一阶导数与二阶导数项为 0,则有

$$lK\beta = M_2 - M_1 + \sin(\alpha - \beta) \sqrt{h^2 + r^2} F_1 - \sin(\alpha + \beta) \sqrt{h^2 + r^2} F_2 - rT_1 + rT_2 \quad (3)$$

利用三角函数,式(3)可写为

$$lK\beta = M_2 - M_1 + \sin\alpha\cos\beta \sqrt{h^2 + r^2} (F_1 - F_2) - \cos\alpha\sin\beta \sqrt{h^2 + r^2} (F_1 + F_2) - r(T_1 - T_2) \quad (4)$$

由于 β 与 α 为小角度, β 可由式(4)求解得到

$$\beta = \frac{M_2 - M_1 + \alpha \sqrt{h^2 + r^2} (F_1 - F_2) - r(T_1 - T_2)}{lk + \sqrt{h^2 + r^2} (F_1 + F_2)} \quad (5)$$

带入式(1),桨毂对机体的作用力与力矩则为

$$\begin{cases} F_x = \{F_1 - F_2 + (T_1 + T_2) \cdot \sin[\frac{M_2 - M_1 + \alpha \sqrt{h^2 + r^2} (F_1 - F_2) - r(T_1 - T_2)}{lk + \sqrt{h^2 + r^2} (F_1 + F_2)}]\} \cdot \sin(\Omega t + \varphi_0) \\ F_y = (T_1 + T_2) \cdot \cos[\frac{M_2 - M_1 + \alpha \sqrt{h^2 + r^2} (F_1 - F_2) - r(T_1 - T_2)}{lk + \sqrt{h^2 + r^2} (F_1 + F_2)}] \\ \mathbf{M} = \{M_1 - M_2 + T_1 r - T_2 r - (T_1 + T_2) \cdot \sin[\frac{M_2 - M_1 + \alpha \sqrt{h^2 + r^2} (F_1 - F_2) - r(T_1 - T_2)}{lk + \sqrt{h^2 + r^2} (F_1 + F_2)}] v\} \cdot \sin(\Omega t + \varphi_0 + \frac{\pi}{2}) \end{cases} \quad (6)$$

1.2 基阶振动量分析

式(6)虽然给出了旋翼作用于机体的力与力矩,但旋翼力与离心力为桨叶运动状态的复杂函数,直接求解有一定困难。为了分析各个变量对 1Ω 振动量的影响,从以下几个方面分析。

1) 理想状态

若两片桨叶产生的升力、力矩和离心力完全相同

$$\begin{cases} F_1 = F_2 \\ M_1 = M_2 \\ T_1 = T_2 \end{cases}$$

带入式(6)得

$$\begin{cases} F_x = 0 \\ F_y = T_1 + T_2 \\ M = 0 \end{cases}$$

可见,理想状态下机体不会受到 1Ω 振动的影响,这种情况在现实中不可能出现。

2) 若两片桨叶升力、升力力矩相同而离心力不同

$$\begin{cases} F_1 \neq F_2 \\ M_1 = M_2 \\ T_1 = T_2 \end{cases}$$

带入式(6)得

$$\begin{cases} F_x = \{F_1 - F_2 + (T_1 + T_2) \cdot \\ \sin\left[\frac{\alpha \sqrt{h^2 + r^2}(F_1 - F_2)}{lk + \sqrt{h^2 + r^2}(F_1 + F_2)}\right]\} \sin(\Omega t + \varphi_0) \\ F_y = (T_1 + T_2) \cos\left[\frac{\alpha \sqrt{h^2 + r^2}(F_1 - F_2)}{lk + \sqrt{h^2 + r^2}(F_1 + F_2)}\right] \\ M = - (T_1 + T_2) \sin\left[\frac{\alpha \sqrt{h^2 + r^2}(F_1 - F_2)}{lk + \sqrt{h^2 + r^2}(F_1 + F_2)}\right] \cdot \\ \nu \sin(\Omega t + \varphi_0 + \frac{\pi}{2}) \end{cases}$$

可以明显看出,当两片桨叶的离心力相差增加时,机体受到的力与力矩增加,基阶振动量增加;当约束铰刚度增加时,机体受到的力与力矩减少,基阶振动量减小。

3) 若两片桨叶升力、升力力矩不相同而离心力相同

$$\begin{cases} F_1 = F_2 \\ M_1 \neq M_2 \\ T_1 \neq T_2 \end{cases}$$

带入式(6)得

$$\begin{cases} F_x = \{(T_1 + T_2) \sin\left[\frac{M_2 - M_1 - r(T_1 - T_2)}{lk + \sqrt{h^2 + r^2}(F_1 + F_2)}\right]\} \cdot \\ \sin(\Omega t + \varphi_0) \\ F_y = (T_1 + T_2) \cos\left[\frac{M_2 - M_1 - r(T_1 - T_2)}{lk + \sqrt{h^2 + r^2}(F_1 + F_2)}\right] \\ M = \{M_1 - M_2 + T_1 r - T_2 r - (T_1 + T_2) \cdot \\ \sin\left[\frac{M_2 - M_1 - r(T_1 - T_2)}{lk + \sqrt{h^2 + r^2}(F_1 + F_2)}\right]\} \nu \cdot \\ \sin(\Omega t + \varphi_0 + \frac{\pi}{2}) \end{cases}$$

可以看出,当约束铰刚度增加时,机体受到的力与力矩减小,基阶振动量减少。

对于两片桨叶升力、升力力矩和离心力完全不同的情况,分析起来比较复杂,很难根据实际情况进行计算。不过该型无人直升机桨叶采用先进工艺,桨叶的气动特性基本相同,只是桨叶离心力略微不平衡(这往往是由于生产加工误差而产生,很难避免),而桨叶升力与升力力矩基本平衡(通过打锥度调整后缘调整片和安装角),在这种情况下调整约束铰刚度对减少基阶振动就显得更为重要。

必须意识到,调整中心约束铰还起到传递桨毂力矩的作用,过大的增加其刚度会增加桨毂力矩的传递,使飞行变得灵敏且难以控制。

2 约束铰约束刚度试验

为了验证理论分析,并通过试验找出合适的约束铰刚度,利用旋翼试验台搭载带约束的跷跷板桨毂进行振动量采集试验^[12]。试验以振动量测量为主,主要试验仪器有:CA-YD-106 压电式加速度传感器 3 个, YE5861 电荷放大器一部, YE6600 多功能测试仪一部,数据采集卡及分析软件。

2.1 试验方法

试验通过测量旋翼试验台振动量,间接判断约束铰材料对旋翼减振的作用。旋翼台体和直升机机体有很大不同,若在不考虑台体自身的固有特性和传递特性的情况下(激励频率避开其台体固有频率时便可以满足此条件),对同一点进行振动量的采集比较可以反映出激励的大小。本试验采用 3 个加速度传感器,布置在旋翼试验台齿轮箱的 x, y, z 方向,如图 4 所示,测量 3 个方向的振动量。从理论上分析 z 方向的振动量不大,且采集数据也证明其相对于 x, y 方向是小量,故本试验不关心 z 方向的振动量大小。

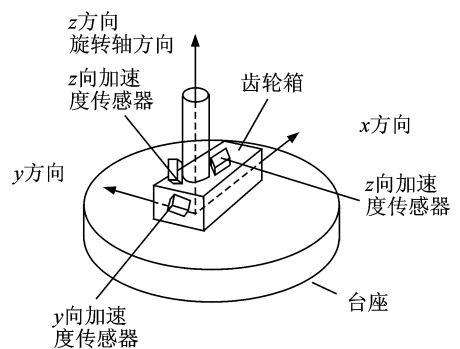


图 4 振动测量位置与方向

为了检验约束铰刚度对基阶振动的影响,采用3种不同刚度的约束铰进行对比试验,约束铰材料与特性如表1所示,其刚度对应的顺序为:约束铰1>约束铰2>铰约束铰3。

表1 约束铰材料与特性

约束铰编号	材料特性	约束铰材料
1	邵氏硬度 95	聚氨酯
2	邵氏硬度 90	聚氨酯
3	邵氏硬度 85	聚氨酯

另外,试验还采集了不同总距下的振动情况用于分析桨叶离心力和升力不平衡对基阶振动所带来的影响。

2.2 试验结果与分析

表2和表3分别为 x 方向和 y 方向的基阶振动加速度测量值。可以看出,在各个总距操纵下,搭载约束铰1的旋翼试验台基阶振动最小,约束铰2其次,振动测试的试验数据证明了提高约束铰刚度可以有效降低基阶振动情况。

表2 旋翼试验台 x 方向振动

总距/%	约束铰编号		
	1	2	3
45	0.06	0.139	0.145
50	0.087	0.141	0.142
55	0.123	0.145	0.148
60	0.15	0.17	0.18

表3 旋翼试验台 y 方向振动

总距/%	约束铰编号		
	1	2	3
45	0.03	0.031	0.046
50	0.026	0.042	0.056
55	0.044	0.058	0.098
60	0.06	0.13	0.151

3 结论

通过上述的理论分析和试验验证可知,若要降低直升机基阶的振动载荷,在设计阶段应从以下几个方面考虑。

1) 尽量消除桨叶的离心力不平衡,从提高桨叶的生产质量和制造工艺入手,提高桨叶出厂时的动、静平衡性。

2) 从两方面尽量消除桨叶的气动力不平衡,一是提高桨叶气动外形加工精度,减少气动力的不平

衡;二是通过后期安装调整(打锥度)改善气动不平衡的状态。

3) 在允许范围内使用合适刚度的约束铰可以进一步减少由于桨叶气动和离心力不平衡带来的1 Ω 振动。另外,由于飞行过程的损耗,约束铰应定期检查、适时更换,以保证具备足够的阻尼和刚度,使无人直升机处于良好的工作状态。

参 考 文 献

- [1] 尹春望,童国荣. 直升机振动水平控制技术途径探讨[J]. 直升机技术,2009,160(4):26-30.
Yin Chunwang, Tong Guorong. Study of the technological approaches to control helicopters vibration[J]. Helicopter Technique, 2009,160(4):26-30. (in Chinese)
- [2] 向锦武,郭俊贤,张晓谷,等. 直升机减振的旋翼桨叶优化设计研究综述[J]. 北京航空航天大学学报,2001,27(1):32-35.
Xiang Jinwu, Guo Junxian, Zhang Xiaogu, et al. An overview of rotor blades optimum design for helicopter vibration reduction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001,27(1):32-35. (in Chinese)
- [3] Friedman P P. Application of modern structural optimization methods to vibration reduction in rotorcraft[J]. Vertica,1985,9(4):363-376.
- [4] Bennett R L. Optimum structural design[C]// Proceedings of the 38th Annual Forum. Maryland: American Helicopter Society, 1982:121-129.
- [5] Straub F K, Callahan C B, Culp J D. Rotor design optimization using a multidisciplinary approach[J]. Journal of Structural Optimization, 1992,5(1-2):70-75.
- [6] 高亚东,张曾. 用机体振动信号诊断旋翼不平衡故障的理论基础[J]. 振动、测试与诊断,2003,23(4):279-308.
Gao Yadong, Zhang Zeng. A theoretical basis for diagnosis of helicopter rotor imbalance fault using only information from fuselage vibrations[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2003,23(4):279-308. (in Chinese)
- [7] 高亚东,张曾. 直升机旋翼不平衡故障诊断试验研究[J]. 振动、测试与诊断,2006,29(2):214-245.
Gao Yadong, Zhang Zeng. Experimental study on unbalance fault diagnosis of helicopter rotor[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2006,29

(2):214-245. (in Chinese)

- [8] 高亚东,邓升平.直升机旋翼不平衡复合故障对机体振动的影响[J].振动、测试与诊断,2011,31(6):764-766.

Gao Yadong, Deng Shengping. Influence of helicopter rotor multiple imbalance faults on fuselage vibrations [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2011,31(6):764-766. (in Chinese)

- [9] 邓景辉,方永红.直升机旋翼锥体与平衡调整方法研究[J].直升机技术,2004,137(1):9-13.

Deng Jinghui, Fang Yonghong. A research on tracking and balance tuning for helicopter rotor [J]. Helicopter Technique, 2004,137(1):9-13. (in Chinese)

- [10] 马相林,张呈林,张志清.一种小型无人直升机姿态陀螺减振平台设计及试飞验证[J].机械科学与技术,2008,27(10):1181-1186.

Ma Xianglin, Zhang Chenglin, Zhang Zhiqing. Design of a position gyro's damping platform for a small unmanned helicopter and its flight-test [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2008,27(10):1181-1186. (in Chinese)

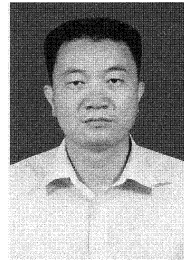
- [11] 马相林,张呈林,韩景龙.一种小型无人直升机飞控舱减振及飞行验证[J].南京航空航天大学学报,2010,42

(5):543-549.

Ma Xianglin, Zhang Chenglin, Han Jinglong. Damping of flight control cabin in small unmanned helicopter and flight-test validation [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010,42(5):543-549. (in Chinese)

- [12] 高亚东,张曾.某旋翼试验台振动信号的采集与预处理系统[J].数据采集与处理,2008,23:163-167.

Gao Yadong, Zhang Zeng. Vibration data acquisition and preprocessing system for helicopter rotor test rig [J]. Journal of Data Acquisition & Processing, 2008, 23:163-167. (in Chinese)



第一作者简介:马相林,男,1974年4月生,高级工程师、博士研究生。主要研究方向为无人直升机总体设计。曾发表《一种小型无人直升机飞控舱减振及飞行验证》(《南京航空航天大学学报》2010年第42卷第5期)等论文。

E-mail: maxlnj@139.com

欢迎订阅《振动、测试与诊断》

《振动、测试与诊断》由工业和信息化部主管,南京航空航天大学 and 全国高校机械工程测试技术研究会联合主办,是反映振动、动态测试及故障诊断学科领域的科研成果及其应用情况的技术性刊物。主要刊登国内外以振动测试与故障诊断为中心的动态测试理论、方法和手段的研究及应用方面的技术文献,包括实验测试技术、测试仪器的研制、方法和系统组成、信号分析、数据处理、参数识别与故障诊断以及有关装置的设计、使用、控制、标定和校准等,不拘泥于行业和测试项目。

本刊入选 EI Compendex 数据库收录期刊和中文核心期刊,为双月刊,每逢双月末出版,每本定价 20 元,全年 120 元。欢迎订阅和投稿,欢迎在本刊刊登各类广告和科技信息。

编辑部地址:南京市御道街 29 号 邮政编码:210016

电话:(025)84893332

传真:(025)84893332 E-mail:qchen@nuaa.edu.cn

网址:http://zdc.nuaa.edu.cn