

四旋翼无人机振动特性分析

邢龙涛^{1,2}, 冯志壮^{1,2}, 钱峰^{1,2}, 罗骏^{1,2}, 张学东^{1,2}

(1.中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001; 2.直升机动力学全国重点实验室, 江西 景德镇 333001)

摘 要:针对四旋翼无人机支臂振动过大导致其飞行状态不稳的问题,采用 Nastran 进行了有限元分析,同时开展动特性试验和实际飞行试验进行振动分析。通过分析发现,由于机体固有频率与激励频率相互耦合的共振作用,无人机系统飞行时会发生剧烈振动。共振频率的模态振型主要是一阶摆振模态。文中提出增加撑杆的方式提高结构刚度,从而规避支臂共振现象,通过试验验证了该方法的有效性,为多旋翼无人机动力学设计优化以及减振设计提供了参考依据。

关 键 词:四旋翼无人机;有限元分析;动特性试验;结构优化

中图分类号:O343;V231.9

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2026)02-0247-08

旋翼无人机具备体积小、机动能力强、易于携带以及成本低廉等独特优势,在军事和民用领域拥有极为广阔的应用前景^[1-2]。现阶段,旋翼无人机呈现小型化、智能化和数字化的发展趋势。现实需求对无人机综合性能提出更高要求,机身振动对无人机性能的影响日益突出^[3-5]。

旋翼无人机依靠电机带动桨叶产生升力和周期性气动力,同时动不平衡会产生周期性振动激励。这些激励成为无人机主要的振动激励源。当激励频率接近结构固有频率且结构阻尼无法有效抑制结构振动时,无人机会出现剧烈振动,进而影响其正常工作。因此需要进行多旋翼无人机的振动特性研究,这是评价无人机整体性能的重要指标之一。

目前针对多旋翼无人机飞行中的振动过大问题,很多学者采用仿真和风洞试验相结合方法进行多旋翼无人机的振动分析,通过全机结构分析及优化设计达到减振目的。

国外 Amir 等^[6]针对四旋翼飞行器,建立了电机输入与输出、滚转、偏航、俯仰和爬升速度之间的关系。Staruk 等^[7]进行了电动垂直起落飞机应用的刚性、可变速旋翼的风洞试验及分析。研究发现定距

旋翼前飞状态交变载荷严重;转速倍频频率范围宽,易与机身共振;挥舞周期载荷导致面内振动,集合模态导致面外振动。

Ferrarese^[8]采用线性化处理方式研究了多旋翼飞行器运动的固有模态,揭示了多旋翼飞行器气动特性、力学特性与其动力学特性之间的关系。

国内一些学者也开展了相应的研究。Ma 等^[9]对多旋翼无人机机身振动过大导致飞行状态不稳的问题,基于有限元仿真技术与动特性试验方法进行了减振分析。

Qi 等^[10]认为动惯量分布、控制器方式等都是引起飞行器异常振动的源头,同时指出质量、弹簧系数、尾桨毂位置、气动力及阻尼比等参数亦可能影响振动分析的分岔结果。

裴彦华等^[11]基于谐响应仿真分析,通过研究振动传递路径,确定了某型号无人机不同传递路径对机载传感器振动的贡献量。目前市面上应用最广的多旋翼飞行器为四旋翼飞行器。

本文以某型号四旋翼无人机为研究对象,首先建立了无人机的精确化有限元模型,开展了模态分析,然后进行了悬挂状态下的动特性试验。由于仿真分析、动特性分析与实际环境存在差异,所以在以上分析的基础开展了实测飞行试验。通过分析发现支臂的摆振模态会引起无人机振动,进而影响其飞行,因此针对性地提出结构优化设计方案。通过在支臂间增加碳纤维撑杆的方式,在结构质量增加很

收稿日期:2025-06-13

基金项目:直升机动力学全国重点实验室基金(2025-JCJQ-LB-055-02)
资助

作者简介:邢龙涛(1994—),工程师

通信作者:邢龙涛(1994—) e-mail:2964735406@qq.com

小的前提下,显著提高支臂摆振频率从而有效避免共振现象。该研究对四旋翼无人机的设计研发具有一定的指导意义。

1 理论模型

无人机系统离散化的运动控制方程为^[9]:

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{x}}(t) + \boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{x}}(t) + \boldsymbol{K}\boldsymbol{x}(t) = \boldsymbol{F}(t) \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{M}$ 为质量矩阵; $\boldsymbol{C}$ 为阻尼矩阵; $\boldsymbol{K}$ 为刚度矩阵; $\boldsymbol{x}$ 为位移; $\boldsymbol{F}(t)$ 为外部激励力矩阵。当结构阻尼比较小时,可以忽略阻尼进行分析,为了进行结构模态分析,令 $\boldsymbol{F}(t) = 0$ 。(1)式变成

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{x}}(t) + \boldsymbol{K}\boldsymbol{x}(t) = 0 \tag{2}$$

设结构的位移运动为

$$\boldsymbol{x} = A\sin(\omega t + \theta) \tag{3}$$

式中, A 为幅值。将(3)式代入(2)式中得到频率方程为

$$(\boldsymbol{K} - \omega^2\boldsymbol{M})\boldsymbol{A} = 0 \tag{4}$$

对(4)式进行求解得到

$$\omega = \sqrt{\frac{\boldsymbol{K}}{\boldsymbol{M}}} \tag{5}$$

式中, ω 为固有圆频率。 ω 与固有频率 f 之间的关系为

$$f = \frac{\omega}{2\pi} \tag{6}$$

相对而言,系统的低阶频率更容易被激励出来,因此特别需要注意低阶频率的共振问题。无人机由电机驱动桨叶产生升力、周期性气动力,由于旋翼质心偏心造成动不平衡产生周期激励,二者通过桨毂传递给全机。当振动激励频率与机身固有频率接近甚至相等,并且结构阻尼较小时,系统会发生共振现象,严重影响飞行安全。此时需要进行错频设计,从而避免共振。

2 振动分析

2.1 有限元仿真

四旋翼无人机的结构简图如图 1 所示,支臂为碳纤维细长薄壁圆筒结构。支臂包括外支臂和内支臂,内支臂与机身相连,外支臂与旋翼系统相连,内外支臂通过可折叠的铝合金部件连接。机身部分为碳纤维结构,支臂插入到机身内部,通过铝合金支座

与机身连接。滑撬式起落架为碳纤维管材拼接而成,碳纤维之间采用铝合金零件连接。



图 1 四旋翼无人机结构简图

采用 hypermesh 建立无人机的有限元模型。其中支臂和机身采用碳纤维复合材料层合板单元建模,铝合金支座采用实体单元建模,而电池、电机、旋翼系统、折叠件等结构采用集中质量点建模,利用多点约束单元(MPC)模拟集中质量点约束关系。

采用 MSC.Nastran 进行模态分析,分别计算得到空载和负载 10 kg 工况下系统前 5 阶振型对应的固有频率,如表 1~2 所示。

表 1 空载时全机前 5 阶模态

阶数	频率/Hz	振型
1	9.243	支臂一阶挥舞模态
2	10.945	支臂一阶摆振模态
3	12.011	支臂挥舞摆振耦合模态
4	12.346	支臂挥舞摆振耦合模态
5	13.743	全机垂直上下运动模态

表 2 负载 10 kg 时全机前 5 阶模态

阶数	频率/Hz	振型
1	9.256	支臂一阶挥舞模态
2	10.94	支臂一阶摆振模态
3	11.67	支臂挥舞摆振耦合模态
4	12.015	支臂挥舞摆振耦合模态
5	13.0	全机垂直上下运动模态

由于无人机的负载质量在机身正下方,其对支臂的频率影响很小。通过分析也发现,无人机前 4 阶模态为支臂模态,随着载荷的增加,前 4 阶模态变化不大,第 5 阶模态略有下降。因此,给出了空载状态下的前 5 阶模态,如图 2 所示,负载 10 kg 只给出了第 5 阶频率,如图 3 所示。

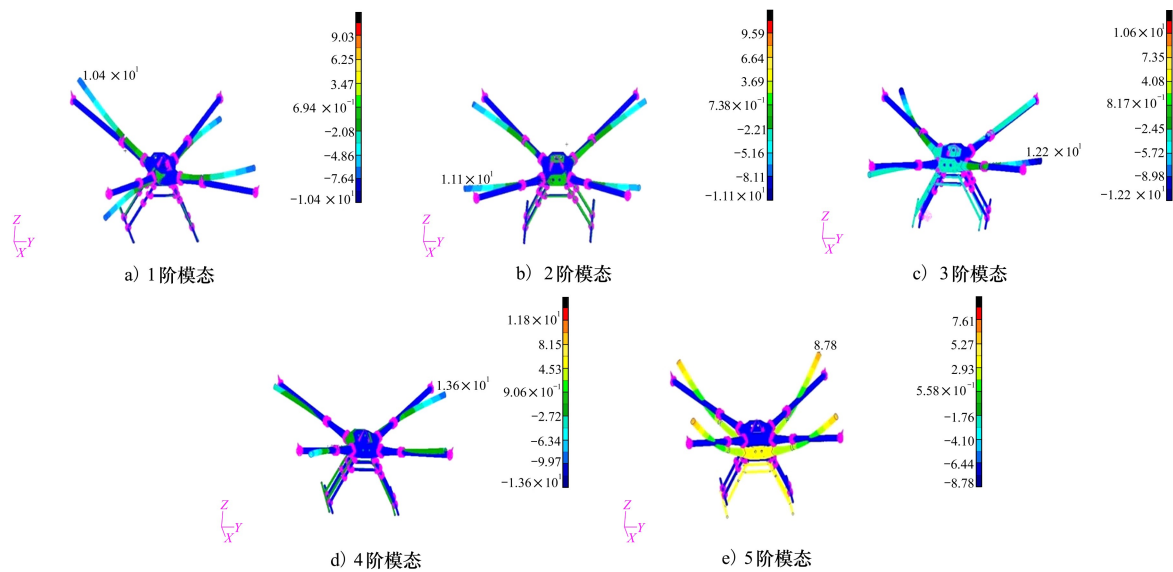


图 2 空载状态下前 5 阶模态

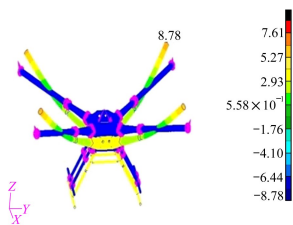


图 3 负载 10 kg 时全机第 5 阶模态

通过上述分析发现,2 种载荷工况下系统前 4 阶模态以支臂挥舞和摆振模态为主,第 5 阶模态为全机垂向运动模态。

2.2 模态试验

为了验证仿真结果的正确性,采用 LMS 测试系统开展动特性试验。如图 4 所示,采用 4 支橡皮绳悬挂 4 个支臂的方式模拟四旋翼无人机自由飞行的边界条件,由于该无人机具有对称性,只开展了单支臂动特性试验。在空载状态和 10 kg 负载情况下开展了单支臂动特性试验,其中 Y 为支臂挥舞方向, Z 为支臂摆振方向。



图 4 全机动特性试验图

首先在支臂末端、折叠位置和支臂与机身连接处布置加速度传感器,然后采用力锤在支臂末端沿着支臂挥舞和摆振方向进行激励,通过 LMS 系统分析得到空载工况下单支臂动特性数据,如表 3~4 所示。

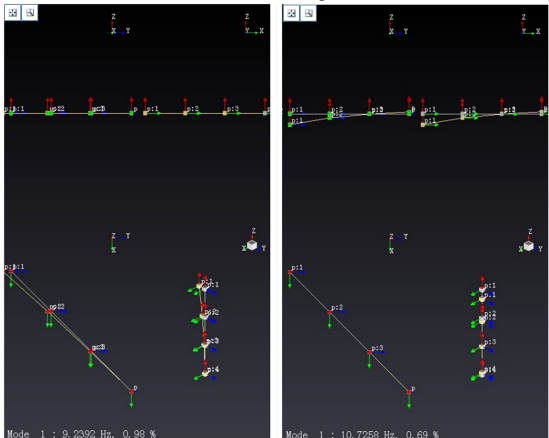
表 3 单支臂动特性识别结果(空载工况)

模态阶数	挥舞/Hz	摆振/Hz
1 阶	9.239	10.726

表 4 单支臂动特性识别结果(10 kg 负载工况)

模态阶数	挥舞/Hz	摆振/Hz
1 阶	9.26	10.52

图 5~6 为识别的振型图。



a) 支臂 1 阶挥舞模态

b) 支臂 1 阶摆振模态

图 5 空载工况下支臂前 2 阶挥舞和摆振振型图

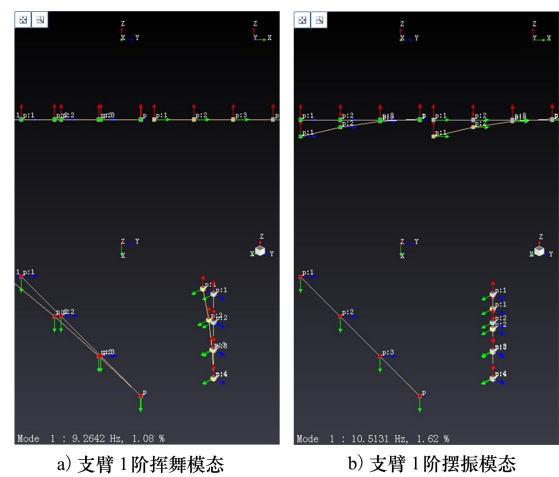


图 6 单支臂挥舞和摆振前 2 阶模态振型(10 kg 负载)

通过对比空载和 10 kg 负载 2 种工况下的识别结果,发现负载质量对挥舞和摆振的前 2 阶振动模态影响很小,这与仿真结果得到的结论类似。

将敲击试验和仿真结果进行对比,两者的 1 阶挥舞和摆振模态的误差结果如表 5~6 所示。

表 5 仿真结果和试验误差(空载工况)

模态	仿真/Hz	试验/Hz	误差/%
1 阶挥舞	9.243	9.239	0.04
1 阶摆振	10.945	10.726	2

表 6 仿真结果和试验误差(10 kg 负载)

模态	仿真/Hz	试验/Hz	误差/%
1 阶挥舞	9.256	9.264	0.08
1 阶摆振	10.94	10.513	3.9

从表 5~6 中可以看出仿真结果和动特性结果的误差很小,从而验证了仿真结果的正确性。

2.3 飞行试验测试

开展了外场飞行试验来验证上述分析的正确性。采用振动采集系统采集单支臂上摆振和挥舞振动,该数采仪器有 8 个通道,通过仿真分析发现支臂末端的振幅最大且与振源接近,因此主要测试支臂末端的振动,尤其关注支臂末端的挥舞和摆振运动。试验现场图和传感器安装位置如图 7 所示。

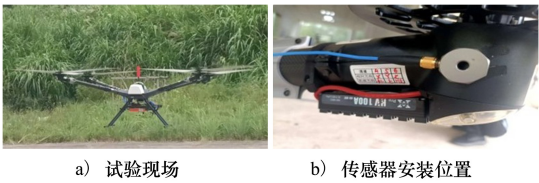


图 7 试验现场图

数采仪器的 5 号通道和 6 号通道分别对应支臂末端的挥舞和摆振方向的运动。

由于整个试验过程时间周期较长,转速变化很快,为了更好地分析试验结果,截取 2.5 s 时间段振动数据进行频率分析。采用转速扫频的方式对机体进行激励来分析支臂末端的挥舞和摆振运动。

首先截取 5~7.5 s 时间段内振动数据进行频谱分析,该时间段内转速以及振动频谱分析曲线如图 8 所示。

从图 8a) 可知转速在 675~780 r/min 之间变化,对应的频率范围为 11.2~13 Hz。

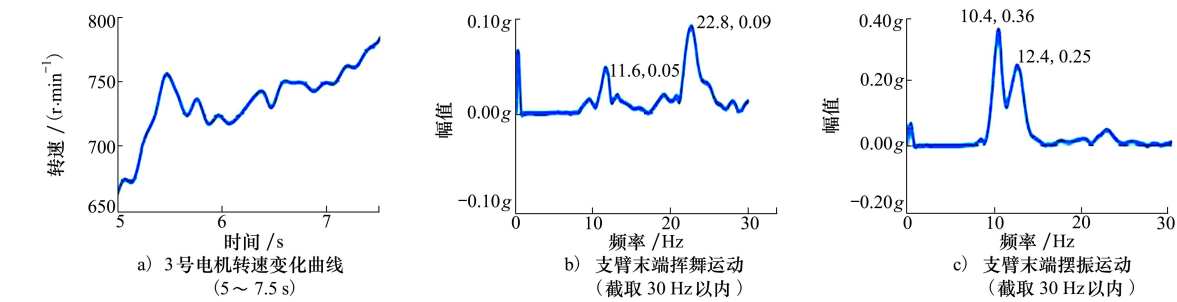


图 8 转速曲线、支臂末端挥舞方向和摆振方向频谱分析图(5~7.5 s)

从图 8b) 中发现在该时间段内支臂末端挥舞出现了 11.6, 22.8 Hz 频率振动,对应的转速分别为 696 和 1 368 r/min (684 r/min×2),均在该时间段转速变化范围内,这些频率与转速 1 倍频和 2 倍频相关,并且支臂末端挥舞方向振动较小(均小于 0.1g)。

从图 8c) 可知,支臂末端摆振出现 10.4, 12.4 Hz 的频率,其中 12.4 Hz 对应的转速为 744 r/min 在转速变化范围内且与转速相关;10.4 Hz 对应的转速为 624 r/min,不在转速变化范围内,而且与 2.2 节得到的支臂摆振频率接近(10.726 Hz),并且支臂末端摆

振方向的振动相对较大,达到了 $0.36g$ 。果如图 9 所示。

7.5~10 s 时间段内振动飞控数据与频谱分析结

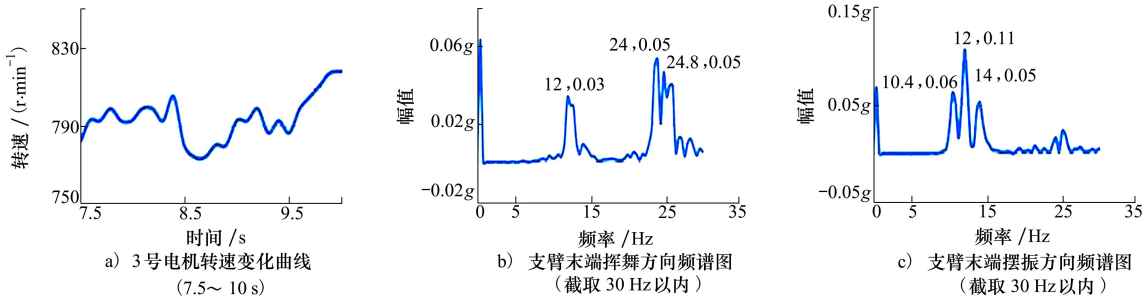


图 9 转速曲线、支臂末端挥舞方向和摆振方向频谱分析图(7.5~10 s)

通过图 9a) 可发现,在 7.5~10 s 时间段内,转速的变化范围为 $770\sim 820\text{ r/min}$,频率范围为 $12.84\sim 13.67\text{ Hz}$ 。从图 9b) 可知在支臂末端挥舞方向会出现 12,24,24.8 Hz 的频率成分,这些频率分别对应 1 倍转速和 2 倍转速。从图 9c) 可知支臂末端摆振方向出现了 10.4,12 和 14 Hz 对应的频率分析,其中 12 Hz 和 14 Hz 与转速的 1 倍频相关,而 10.4 Hz 与支臂摆振方向的固有频率相关,但是该频率的振

动水平很小。从图 10a) 可知转速变化范围为 $790\sim 850\text{ r/min}$,其对应的频率范围 $13.17\sim 14.17\text{ Hz}$ 。从图 10b) 和图 10c) 可知支臂末端挥舞运动的振动频率为 26.4 Hz ,支臂末端摆振运动的振动频率为 26 Hz ,这 2 个频率均与转速频率的 2 倍相关,其振动幅值很小(小于 $0.01g$)。

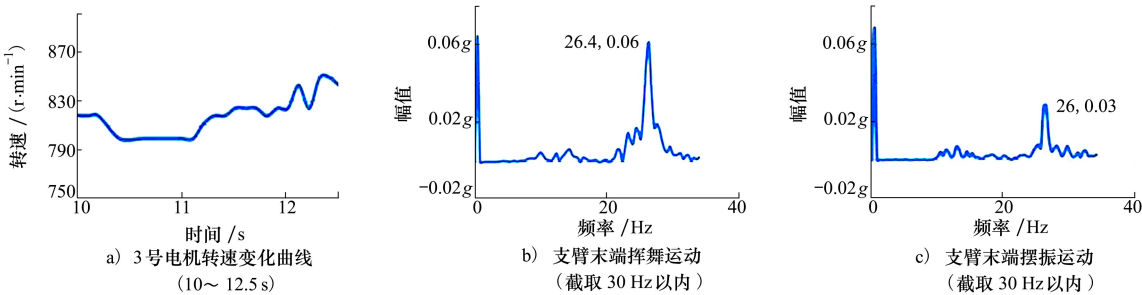


图 10 转速曲线、支臂末端挥舞方向和摆振方向频谱分析图(10~12.5 s)

通过以上分析发现,当电机转速与支臂一阶频率靠近时,会与支臂摆振频率引起共振,导致支臂末端产生较大振动。由于阻尼的作用,该振动会逐渐减弱;支臂末端挥舞运动振动不大。

3 结构优化

3.1 有限元仿真

为了降低支臂摆振对机体振动的影响,通过增加 4 根撑杆的方式来提高支臂的摆振频率,借此避开转速频率区间,进而实现振动水平的有效抑制。首先进行有限元建模分析,其中撑杆材料选用碳纤维,厚度为 1 mm,内径为 10 mm 的薄壁圆筒杆结

构,然后采用 hypermesh 建立了有限元模型,并采用 Nastran 开展了模态分析。得到外支臂中间位置处安装撑杆的前 3 阶模态如图 11 所示,其固有频率如表 7 所示。

表 7 加撑杆后全机模态

阶数	频率/Hz	振型
1	15.144	1 阶挥舞
2	24.193	1 阶摆振
3	24.66	全机垂直向上

通过以上分析发现,施加撑杆提高了支臂的摆振模态,该摆振频率高于旋翼的正常转速范围,从而避免了由于支臂摆振造成的机体振动。

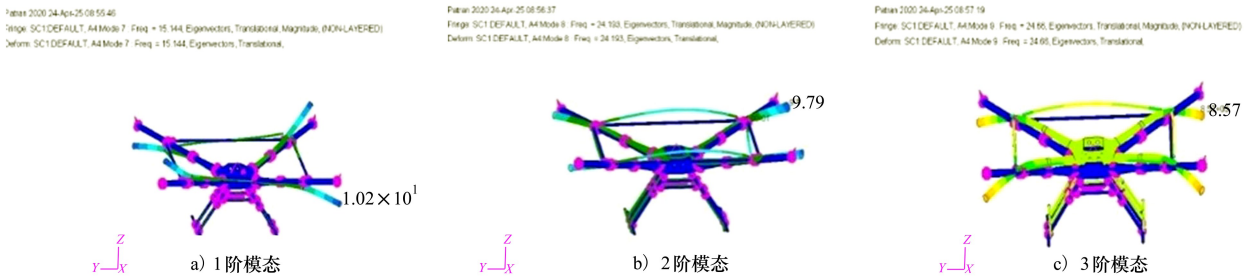


图 11 全机有限元模型和前 5 阶模态(加撑杆)

3.2 试验验证

同样采用上述试验方法测试支臂末端的挥舞振动和摆振振动。试验现场如图 12 所示,传感器安装位置与图 7b)一致。



图 12 试验现场图和传感器安装位置

首先截取了 5~7.5 s 时间段内数据进行分析,得到支臂末端挥舞和摆振方向的频谱图,如图 13 所示。

从图 13 可知,该段时间内转速变化范围为 700~810 r/min,其对应频率范围为 11.67~13.5 Hz。通过分析发现支臂末端挥舞的主要频率为 27.6 Hz,该频率接近转速变化范围上限的 2 倍频,并且该振动幅值很小(小于 0.1g);支臂末端摆振频率为 26.8 Hz,该频率为转速 2 倍频,其振幅为 0.13g,振动水平较低。然后选择 7.5~10 s 时间段内振动数据进行分析,得到图 14。从图 14a)可知,转速在 810~920 r/min 范围变化,其对应频率范围为 13.5~15.33 Hz。通过分析发现支臂末端挥舞振动的频率为 27.6 Hz 和 28.8 Hz,该频率与转速的 2 倍频率相关,其振动幅值都为 0.05g,振动幅值很小;支臂末端的摆振频率为 27.6 Hz,同样与转速的 2 倍频相关,其振动幅值为 0.09g,幅值同样很小。

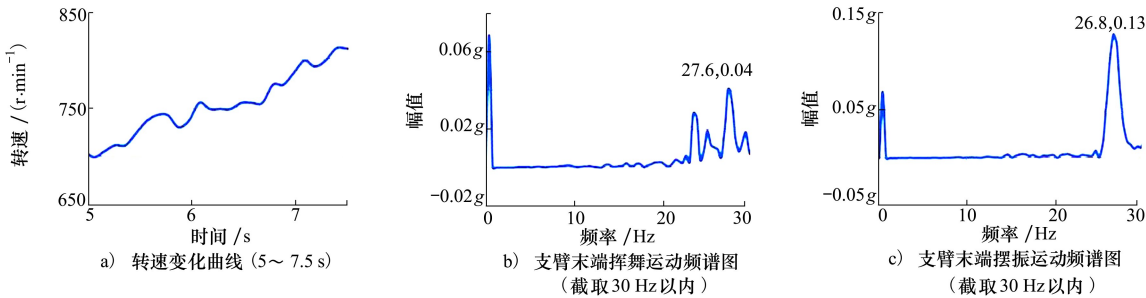


图 13 转速变化曲线、支臂末端挥舞运动和摆振运动频谱分析图(5~7.5 s)

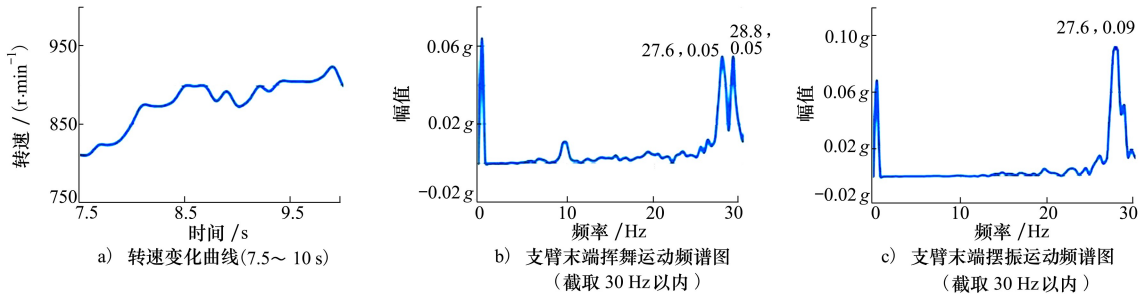


图 14 转速变化曲线、支臂末端挥舞运动和摆振运动频谱分析图(7.5~10 s)

最后截取 10~12.5 s 时间段内振动数值进行频率分析,该段时间内转速曲线的变化范围和振动频谱分析结果如图 15 所示。从图 15 可以看到,该段时间内转速的变化范围为 890~960 r/min 范围内,

其对应的频率为 14.8~16 Hz。而支臂末端的挥舞频率为 31.2 Hz,该频率与转速的 2 倍频相关;支臂末端的摆振频率为 29.2 Hz 和 31.2 Hz,这些频率与转速的 2 倍频相关。

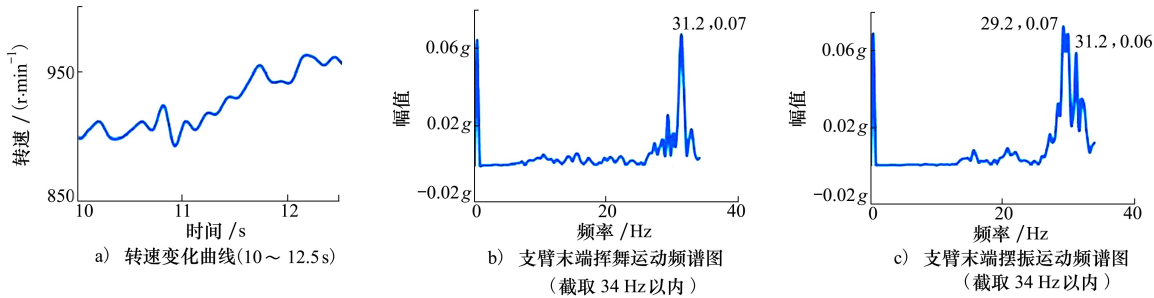


图 15 转速变化曲线、支臂末端挥舞运动和摆振运动频谱分析图(10~12.5 s)

通过以上分析发现,增加撑杆提高了支臂的摆振频率,避开其工作转速,避免了由于支臂频率引起的振动。支臂末端的挥舞和摆振方向的振动频率主要以 2 倍转速频率为主,其振动幅值很小。

4 结论

本文首先采用 hypermesh 建立了四旋翼无人机的有限元模型,然后采用 Nastran 开展了模态分析,分别分析了不同负载质量对结构模态的影响。然后采用 LMS 振动测试系统开展了悬挂状态无人机动特性试验,获得单支臂的挥舞和摆振频率,并与仿真结果进行对比,从而验证仿真分析的正确性。

开展了外场试飞试验。采用转速扫频方式对机

体进行激励,进而分析支臂末端的挥舞和摆振运动。分析发现随着转速增加,当其接近摆振 1 阶频率时,支臂摆振方向会有较大的振动,挥舞方向振动很小。在此基础上,通过增加 4 根撑杆的方式来提高支臂的摆振频率,仿真分析和飞行试验验证了施加撑杆方案的有效性,分析发现施加撑杆之后,支臂末端摆振方向的运动很小,并且振动频率以 2 倍转速频率为主。

以上研究为多旋翼无人机研发中动力学设计提供一套仿真、动特性试验和实测飞行试验分析流程。并且通过实测的飞行数据进行振动特性分析,更加真实地研究多旋翼无人机的振动特性,在此基础上开展结构优化和减振。本文研究可为多旋翼无人机的设计提供技术支持。

参考文献:

[1] NONAMI K, KENDOU F, SUZUKI S, et al. Autonomous flying robots: unmanned aerial vehicles and micro aerial vehicles [M]. Tokyo: Springer, 2010.

[2] AMEZQUITA B L, LICEAGA C E, GONZALEZ S M, et al. Towards a standard design model for quadrotors: a review of current models, their accuracy and a novel simplified model[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017, 95: 1-23.

[3] ZENG Y, ZHANG R, LIM T J. Wireless communications with unmanned aerial vehicles: opportunities and challenges[J]. IEEE Communications Magazine, 2016, 54(5): 36-42.

[4] MAHONY R, KUMAR V, CORKE P. Multirotor aerial vehicles: modeling, estimation, and control of quadrotor[J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2012, 19(3): 20-32.

[5] MICHAEL N, MELLINGER D, LINDSEY Q, et al. The GRASP multiple micro-UAV testbed[J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2010, 17(3): 56-65.

[6] AMIR M Y, ABBASS V. Modeling of quadrotor helicopter dynamics[C]//2008 International Conference on Smart Manufacturing Application, 2008.

[7] STARUK W, BONNY E, BUTT L, et al. Wind tunnel testing and analysis of a rigid, variable speed rotor for eVTOL applica-

- tions[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2023, 68(3): 32003-32012.
- [8] FERRARESE Gastone. Natural motion of a multi-rotor aircraft[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2018, 232(2): 280-289.
- [9] MA Weiyi, HE Yingpeng, CUI Huiru, et al. Vibration reduction analysis and experiment of multi-rotor drone[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2022, 44(4): 134-140.
- [10] QI Guoyuan, HUANG Donghui. Modeling and dynamical analysis of a small-scale unmanned helicopter[J]. Nonlinear Dynamics, 2019, 98(2): 2131-2145.
- [11] 裴彦华, 白越, 白晶. 多旋翼无人机振动传递路径分析[J]. 机械设计与制造, 2017(7): 198-200.
- PEI Yanhua, BAI Yue, BAI Jing. Vibration transfer path analysis of multi-rotor UAV[J]. Machinery Design & Manufacture, 2017(7): 198-200. (in Chinese)

Dynamic characteristics analysis of quadrotor unmanned aerial vehicle

XING Longtao^{1,2}, FENG Zhizhuang^{1,2}, QIAN Feng^{1,2},
LUO Jun^{1,2}, ZHANG Xuedong^{1,2}

(1.China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China;
2.National Key Laboratory of Helicopter Aerodynamics, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: Because of the unstable flight state caused by the excessive vibration of the support arms of a quadrotor unmanned aerial vehicle(UAV), its finite element analysis is carried out with the Nastran, and its vibration analysis are also carried out for dynamic characteristic test and actual flight test. The above analysis results show that the coupling resonance of the natural frequency and excitation frequency of the UAV causes the dramatic vibration during its flight. The modal shape of its resonance frequency is mainly the first-order shimmy mode. This paper proposes the bracing rod addition method to improve the structural rigidity, so as to avoid the resonance of support arms. The experimental results verify the validity of the method. This study provides references for dynamic design optimization and vibration reduction design of multi-rotor UAVs.

Keywords: quadrotor unmanned aerial vehicle; finite element analysis; dynamic characteristic test; structural optimization

引用格式: 邢龙涛, 冯志壮, 钱峰, 等. 四旋翼无人机振动特性分析[J]. 西北工业大学学报, 2026, 44(2): 247-254.

XING Longtao, FENG Zhizhuang, QIAN Feng, et al. Dynamic characteristics analysis of quadrotor unmanned aerial vehicle [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2026, 44(2): 247-254. (in Chinese)