

双子微纳飞行器质量特性测试及质心控制技术研究

杨自鹏¹ 刘敏² 张群¹ 唐颀¹ 安荣涛²

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076; 2. 首都航天机械有限公司, 北京 100076)



摘要: 在利用测量设备和 Creo 建模工具获取双子微纳飞行器各控制剖面质量特性的基础上, 充分借鉴传统的配平方法, 优化配重方案, 实现配重质量轻量化, 对各飞行状态质心偏移量进行优化控制, 同时获取精确质量特性数据, 从而降低对控制力矩的要求和姿态控制难度。

关键词: 微纳飞行器; 质量特性; 控制剖面; 配平

Study on Mass Properties Test and Center of Mass Control of Gemini Micro-nano Craft

Yang Zipeng¹ Liu Min² Zhang Qun¹ Tang Qi¹ An Rongtao²

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076;

2. Capital Aerospace Machinery Co., Ltd., Beijing 100076)

Abstract: Both measuring equipment and Creo modeling tool were used to obtain the mass properties of the crafts' each control profile in this article. On the basis of fully absorbing the traditional balancing method, the counterweight scheme was optimized, so as to realize the lightweight design and the amount of centroidal deviation optimization control. At the same time the accurate mass properties data were achieved, thereby the control torque requirements and attitude control difficulty were reduced.

Key words: mico-nano craft; mass properties; control profile; counterweight

1 引言

微机械、微电子、新能源及新材料等技术的发展促进着航天技术的发展, 使得各种通信、遥感、科学探测等卫星的小型化成为当前军事和商业航天发展的一种趋势。微小卫星以研制周期短、投资回报率高、功能密度高、成本低、可进一步组网等优点成为航天技术的研究热点之一。微小卫星按重量分为: 皮星(小于 1kg)、纳星(1~10kg)、小卫星(10~100kg)^[1]。立方星作为微纳卫星的典型, 由加州理工大学与斯坦福大学于 1999 年共同提出一种微纳卫星设计标准——立方星(CubeSat)标准, 其最初目的是让学生亲身参与并实践体验卫星研制、发射、遥测过程^[2]。立方星是一种小型化的卫星, 结构简单, 1U 立方星外形尺寸为 10cm×10cm×10cm^[3], 根据任务的需要, 也可将 1U 立

方星扩展为 2U、3U 甚至多 U。

由于微纳飞行器体积小、结构紧凑, 其能源和姿控能力一般有限, 对微纳飞行器质量特性(包括: 质量、质心、转动惯量和惯性矩^[4])提出了相关要求。基于 Creo 三维软件建立的微纳飞行器数字模型, 计算得到的质心和惯量数据的准确程度受各零部件与实物的外形一致性、质量特性的准确性及电缆敷设偏差等方面的影响。往往微纳飞行器内部电子元器件体积小、安装的非均质零部件较多, 且受装配精度影响大, 故通过数字模型输出的质量特性与实物质量特性也就存在较大偏差^[5, 6]。若直接将数字建模输出的质量特性数据用于微纳飞行器姿控设计, 将严重影响飞行器的精确姿态控制和理论飞行轨迹计算; 较大的质心偏移量和转动惯量需飞行器上配置较大控制力矩输出的飞轮, 使得微纳飞行器功耗增大, 制约其小型化设计。

作者简介: 杨自鹏(1987), 工程师, 飞行器设计专业; 研究方向: 空间飞行器结构总体设计。

收稿日期: 2019-02-22

微纳子母飞行器是通过子飞行器安装在母飞行器内组合发射,进入预定轨道后将子飞行器分离的组合飞行器,母飞行器的质量特性随子飞行器的分离存在纵向质心和转动惯量的突变,对飞行器的姿态控制能力和精度有着很大的影响。在Creo三维软件数字建模合理布局结构获得理论质量特性的基础上,为保证子母组合飞行器、子飞行器及母飞行器三个飞行状态的姿态控制,通过质测设备获取精确的质量特性,并进行配重设计,进而优化控制各飞行状态质心偏移量,同时获取精确的质心偏移量和转动惯量,从而降低对控制力矩的要求,实现对整器的精确姿态控制。

2 质量特性测量原理及方法

2.1 质心和转动惯量测量方法

质量特性测量一般由质心测量和转动惯量测量组成^[7],质心的测量方法一般有:机械重定位法、多点支撑称重法和非平衡力矩法^[8];转动惯量测量方法一般有复摆法、单线或三线摆法和扭摆法^[9]。

2.2 质心和转动惯量测量原理

采用非平衡力矩测量原理测量微纳飞行器的三轴质心数据,采用扭摆法测量微纳飞行器的质量特性数据。

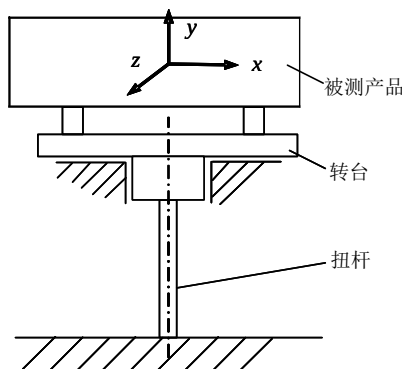


图1 转动惯量测量示意图

非平衡力矩法是用一个枢轴作为支点承载产品大部分质量,使产品质心相对于枢轴轴线产生一定的位移,利用产生的力矩值和被测产品的质量计算出质心位置。扭摆法由一个反转扭摆系统构成,见图1,这个扭摆以平衡位置为中心往复振荡,利用光电测试单元采集振荡周期,考虑摆动过程中的阻尼,此时扭摆单元的振动方程为:

$$\frac{d^2\theta}{dt^2} + 2\alpha \frac{d\theta}{dt} + \frac{K\theta}{J} = 0 \quad (1)$$

式中: J ——被测总转动惯量; α ——衰减系数; 并且 $\alpha=C/2J$; C ——空气的阻尼系数; θ ——物体的摆角(即扭杆扭角); K ——扭杆刚度。

求解上式,可以得到:

$$\omega^2 = \frac{K}{J} - \left(\frac{C}{2J}\right)^2 \quad (2)$$

式中: ω 为固有振动角频率,其中 $\omega=\pi/T$ (T ——摆动周期)。

为简化计算,结合实际空气阻尼很小,因此可忽略空气阻尼的影响,式(2)可简化为:

$$J = \frac{K}{4\pi^2} T^2 \quad (3)$$

式(3)反映了物体转动惯量与扭摆振动周期的平方成正比关系,令 $A=K/4\pi^2$ 为扭摆系统校正常数。

把被测物体定位在测量台上,假设被测产品与卡具的转动惯量分别为 J_d 和 J_0 、扭摆周期 T_c , 则有:

$$J_d + J_0 = AT_c^2 \quad (4)$$

令卸载被测产品时的扭摆系统扭摆周期 T_0 , 则空载状态下有:

$$J_0 = AT_0^2 \quad (5)$$

由于在测量前 A 是未知的,可通过测量标准样件进行标定获取,令测量标准样件与卡具一起扭摆时的振动周期 T_s , 则有:

$$J_s + J_0 = AT_s^2 \quad (6)$$

由式(4)、式(5)、式(6)计算,可得出被测产品的转动惯量为:

$$J_d = J_s \frac{T_c^2 - T_0^2}{T_s^2 - T_0^2} \quad (7)$$

式中, J_s ——标准样件的转动惯量,通常外形为规则的圆柱体、内部材质均匀,可以用理论计算的方法精确获得其转动惯量。

根据测出的 T_0 、 T_c 、 T_s 以及已知的标准样件 J_s 计算出被测物体实际的转动惯量 J_d 。当要求测量被测产品质心坐标系下的转动惯量时,而此时的质心坐标系与摆轴不重合,这时,需要运用平行轴定理二次求解,获取被测物体实际的转动惯量。

3 质心控制及优化方法

3.1 质心配重方案

由于飞行器纵向尺寸一般远大于横向尺寸,且纵向质心容许偏移量较大,通过三维数模计算的数据可满足其偏差量要求,本文仅对横向质心精确控制。横

向质心的理想控制方案是基于获取的飞行器实际质心位置,在横向平面原点对称方向的确定配重块位置及重量,可实现配重块距离一定的情况下,配重质量最小。如图2所示,假设每个飞行器合成后偏心点 C ,配重安装半径为 R ,配重最佳的安装位置为 P 点,则理想配重质量为 m_p 。

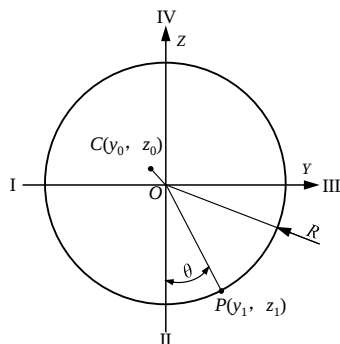


图2 质心配重图

利用力矩平衡方程计算配重质量,公式为:

$$\sqrt{y_0^2 + z_0^2} \cdot \sum_{i=1}^n m_i = m_p \cdot R \quad (8)$$

$$\text{式中, } y_0 = \frac{\sum_{i=1}^n m_i \cdot y_i}{\sum_{i=1}^n m_i}, \quad z_0 = \frac{\sum_{i=1}^n m_i \cdot z_i}{\sum_{i=1}^n m_i}, \quad m_i \text{——不}$$

同飞行器质量, n ——1(单个飞行器)或2(2个飞行器组成的组合体)。

求解可得配重质量为:

$$m_p = \frac{\sqrt{(\sum_{i=1}^n m_i \cdot y_i)^2 + (\sum_{i=1}^n m_i \cdot z_i)^2}}{R} \quad (9)$$

3.2 多剖面质心控制及优化

组合体的质量特性由每个分离体的质量特性决定,每一个分离体的质量特性数据只影响对应飞行状态的精确姿态控制和轨道推算。传统上利用2.1节质心配重方法,可通过对每个分离体进行单独质心配重,组装成组合体再整体配平微调质心,即通过三次配重可满足三个控制剖面的质心控制。本文双子飞行器是基于标准立方星架构思想设计的“20U”微纳飞行器(尺寸为200mm×200mm×500mm),其中母飞行器为“16U”架构(尺寸为200mm×200mm×400mm)、子飞行器为“4U”架构(尺寸为200mm×200mm×100mm),所研究的质心控制主要涉及子母组合飞行器(控制剖面1)、母飞行器(控制剖面2)及子飞行器(控制剖面3)三个状态,见图3。在充分借鉴传统配平方法的基础上优

化,以期仅配重组态状态,达到配重质量较小,三个剖面质心控制较优,各自指标符合性较好的目的,较小的配重需求适应微纳飞行器体积小、空间尺寸紧张的特点。

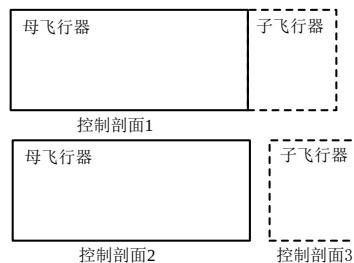


图3 控制剖面示意图

通过计算每个控制剖面的横向偏心矩和容许偏差矩,利用配重部分消除偏心矩控制质心。偏心矩 $\bar{L}_i$ ($i=1, 2, 3$) (等于质量×质心偏移量),容许偏差矩 $\delta\bar{L}_i$ ($i=1, 2, 3$) (等于质量×容许质心偏移量),则理想配重矩为 $-\bar{L}_i$ ($i=1, 2, 3$),容许配重矩为 $-\bar{L}_i + \delta\bar{L}_i$ ($i=1, 2, 3$)。通过获取每个控制剖面的质量和质心数据,利用容许配重矩平面作图法优化设计配重,见图4。

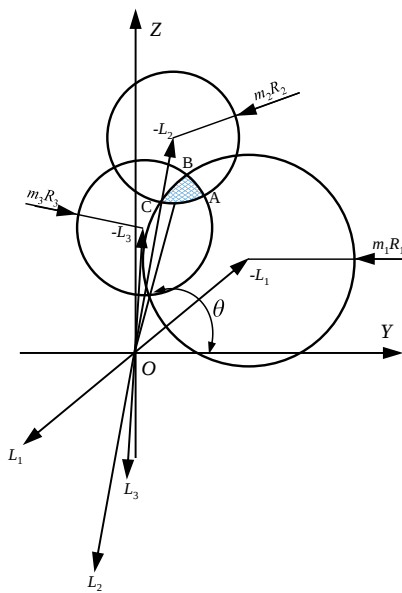


图4 不同控制剖面配重矩图

图中,三个配重矩圆有相交区,表明阴影部分区域任意选取一点 $\bar{L} = (L, \theta)$ (其中 θ 在 $0^\circ \sim 360^\circ$ 取值)作为配重矩,即可同时满足三个剖面的质心控制精度。令配重块安装位置相对理论轴线尺寸为 R ,质量为 $m_p = L/R$,安装方位为 θ 。

若三个控制剖面仅存在两个圆有重叠区时,需对

不相交剖面的质心状态进行姿控余量复核及质心精度让步, 或对此状态单独配重设计; 若三个控制剖面无重叠区时, 需重新优化结构布局或按照传统方式分别对每个剖面设计配重。

按上述方法完成配重安装后, 需复核质心控制效果, 并完成转动惯量数据的测量。

4 实施效果分析

由于控制剖面 3 子飞行器重量轻、结构及布局对

称, 且姿控系统控制力矩充足, 为简化质量特性测试流程和周期, 减少测试状态, 仅需获得控制剖面 1、控制剖面 2 的质量和质心数据, 在优先考虑母飞行器姿控能力的前提下, 优化控制剖面 1、控制剖面 2 的质心。在质心测试时, 由工装保证飞行器形心在 YOZ 平面的投影点与测试台圆盘中心距离接近于 0; 在转动惯量测试时考虑质心与形心不重合影响。利用质测设备获取了不同状态质量及质心数据, 见表 1, 其中子飞行器数据为理论计算值。

表 1 不同控制剖面质心及配重矩

序号	控制剖面	质量/kg	Y向质心/mm	Z向质心/mm	Y向配重矩/kg mm	Z向配重矩/kg mm	质心控制目标/mm
1	子飞行器	4.365	-0.22	0.19	0.960	-0.830	≤ 2
2	母飞行器	17.36	1.38	0.33	-23.957	-5.729	≤ 1
3	飞行器组合体	21.72	1.059	0.302	-23.007	-6.561	≤ 1

结合质心控制目标要求, 采用容许配重矩平面作图法优化配重设计, 理论配重计算结果见图 5。

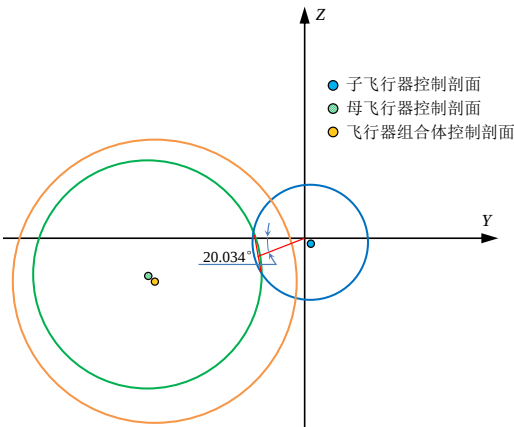


图 5 配重设计

选取图 5 中三圆重叠区域中任一点 ($L=7.575\text{kg mm}$, $\theta=200.03^\circ$), 结合配重块安装位置距理论轴线值 75mm , 计算可得所需配重质量为 101g 。在设计位置配重后, 复核各控制剖面的质心满足情况。

测量配重后的飞行器组合体质心及转动惯量, 不同状态获得的最终质量特性数据, 见表 2, 其中母飞行器质量特性数据是在飞行器组合体实测数据与母飞行器实测质量和质心数据的基础上, 利用 *Creo* 建模得到的计算值; 子飞行器质量特性数据是利用 *Creo* 建模得到的计算值。经复核, 配重设计后的各个剖面质心数据均满足不大于 1mm 的控制要求, 见图 6。

表 2 不同控制剖面配平后质量特性

序号	控制剖面	飞行器组合体	母飞行器	子飞行器
1	质量/kg	21.83	17.46	4.365
2	质心/mm	X 向	241.5	189.1
3		Y 向	0.698	0.927
4		Z 向	0.30	0.328
5	转动惯量/kg mm ²	I_{xx}	$1.45\text{e}+05$	$1.16\text{e}+05$
6		I_{yy}	$6.16\text{e}+05$	$3.59\text{e}+05$
7		I_{zz}	$6.17\text{e}+05$	$1.78\text{e}+04$
8	—	实测值	计算值	计算值

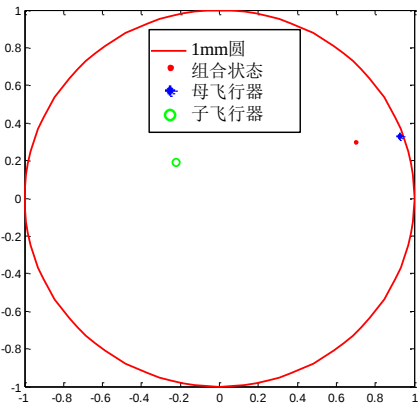


图 6 质心控制符合情况

5 结束语

本文针对具有多飞行剖面的组合飞行器, 给出了所采用的质量特性的测量原理和方法, 结合组合飞行器不同飞行剖面姿态控制能力的特点, 识别和测量关

(下转第 37 页)