

DOI:10.3969/j.issn.1001-4551.2015.10.012

无人机雷达天线稳定平台的优化设计研究

陈国虎¹, 俞竹青², 吕学能¹

(1. 杭州航海仪器有限公司, 浙江 杭州 310024; 2. 常州大学 机械工程学院, 江苏 常州 213164)

摘要: 雷达天线稳定平台用于隔离载体的角运动以提高探测精度。针对传统雷达稳定平台应用于无人机时重量较大, 对无人机造成较大的负重载荷, 同时由于转动惯量大而影响工作灵敏度的问题, 对三轴稳定平台的四大主要组件在无人机不同飞行工况时的载荷情况进行了研究, 根据力学原理分别建立了数学模型, 采用 Matlab 求解了组件受到最大载荷时的飞行工况, 从而确定了组件的极限载荷, 以得到的该极限载荷作为有限元优化设计的边界条件。以确保稳定平台工作的强度、刚度为前提, 以重量为目标, 对各组件进行了优化求解, 最终确定了雷达稳定平台的优化设计参数。研究结果表明, 通过对无人机三轴雷达稳定平台的优化设计, 平台重量得到显著降低, 工作灵敏度得到了提高。通过优化设计的稳定平台已在无人机型号产品上进行了应用。

关键词: 稳定平台; 无人机优化设计; Creo

中图分类号: TH112; TN957; V279

文献标志码: A

文章编号: 1001-4551(2015)10-1330-06

Optimal for radar antenna stabilized platform of a unmanned aerial vehicle

CHEN Guo-hu¹, YU Zhu-qing², LV Xue-neng¹

(1. Hangzhou Navigation Instrument Corporation, Hangzhou 310024, China;

2. College of Mechanical Engineering, Changzhou University, Changzhou 213164, China)

Abstract: Radar antenna stabilized platform is used for segregating the angular motion of carriers in order to improve the detection accuracy. Aiming at the higher load of unmanned aerial vehicle(UAV) caused form the heavy traditional stabilized platform, as well as the sensitivity was affected by the bigger rotary inertia when applied to UAV, the loading situations of the three axis stabilized platform's four major components in different flight conditions of UAV were researched. According to the mechanics principle and the Matlab software, the mathematical model was established and the work conditions of components under maximum load were solved, thus the limit load for components was elaborated, which was treated as the boundary conditions of finite element optimization design. Under stiffness and intensity satisfied, the radar stabilized platform was optimized, aiming for minimum weight. The results indicate that the weight of stabilized platform has been reduced remarkably, and the sensitivity has been improved through the optimized design for the three-axis stabilized platform. The platform through optimized design has been used in a sort of UAV.

Key words: stable platform; unmanned aerial vehicle optimized design; Creo

0 引 言

稳定跟踪平台是惯性技术应用的重要领域之一, 其功能是隔离载体的角运动和线振动使被稳定对象相对某方位保持稳定并可对目标进行自动跟踪^[1-2], 由光纤陀螺仪测定平台实时姿态, 通过嵌入式工控系统分析运算、光电编码器与交流伺服电机组组合驱动平台以

实现天线指向的稳定。本研究的稳定平台应用于无人机机载雷达, 隔离由于震动导致的雷达探测误差, 由于机型较小, 载重有限, 传统雷达稳定平台重量、转动惯量较大, 反应不够灵活。

针对上述问题, 本研究对稳定平台进行基于刚度、强度条件下以减轻重量为目标的优化设计, 对提高平台灵敏度、降低功耗、扩大稳定平台的应用领域有重要意义。

1 稳定平台结构模型

稳定平台通常有多种结构布局和支承方式。一般采用机电式两轴^[3]或三轴多框架结构^[4-5](稳定平台结构布局如图 1 所示)。三轴方式较两轴方式增加了在方位方向对天线高频振动的过滤,其工作性能较好,为了达到较好性能,项目采用三轴结构。

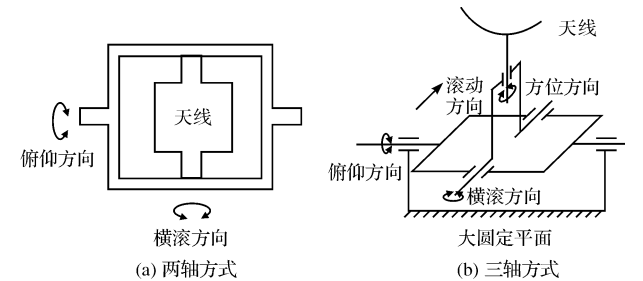


图 1 稳定平台结构布局

根据上述原理,以满足稳定平台设计技术要求为前提,考虑电机、减速机、陀螺仪等结构件的布置,利用 Creo2.0 完成模型设计,本研究初步确定了稳定平台的机械模型。

稳定平台三维模型如图 2 所示。

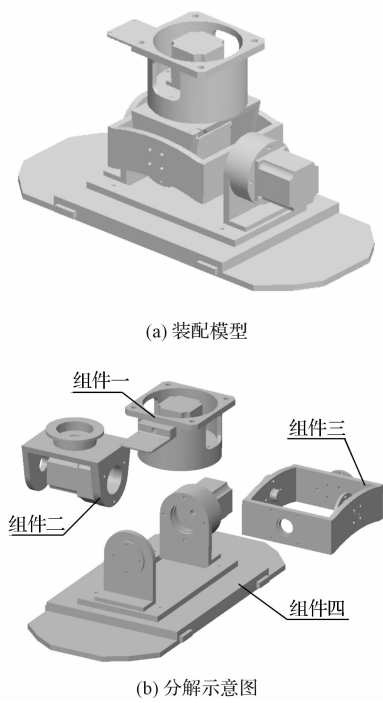


图 2 稳定平台三维模型

2 稳定平台载荷分析

在工作时,随着飞行姿势的改变,在转弯、俯冲、加速时稳定平台姿态自动调整以确保雷达天线的指向稳定。显然,稳定平台最大载荷出现在飞机同时加速、转弯、俯冲时,稳定平台各组件的载荷为加速度以及姿态

角的函数: $F=f(a_{1x},a_{1y},a_{1z},\alpha,\beta,r)$ 。本研究对稳定平台进行优化设计,应分析各组件在最严酷工作状态的姿态角所对应的载荷,将其作为有限元分析的边界条件,以重量为优化目标,确保稳定平台的刚度性能指标要求,展开优化设计。

本研究为分析各组件的载荷情况应分别建立坐标系(坐标系如图 3(a)所示):坐标系 I (cs1):组件一与飞机的装配面中心点为原点,飞机飞行方向为 x 轴正向,飞机升力方向为 z 轴;坐标系 II (cs2):以组件二的 z 传动轴零件上表面中心为原点,以平行于飞行方向为 x 轴,飞机升力方向为 z 坐标,坐标系随组件二的转动而转动;坐标系 III (cs3):以组件二与组件三的装配轴为 y 轴,在 y 轴上确定坐标原点,使得在平台的姿态角都为零时,坐标系 III 上的 z 轴,与坐标系 II 上 z 坐标重合,随组件三的转动而转动;坐标系 IV:以组件四与组件三的安装轴为 x 轴,以在组件四的对称平面向上为 z 轴。

定义姿态角:

- α —方位角:以飞机的升力方向轴为法线;
- β —俯仰角:以飞机的左侧轴为法线定义;
- γ —横滚角:以飞机的飞行方向定义法线。

上述角均以右手定则定义方向。各组件之间的坐标关系是由 3 个姿态角决定的^[6](坐标变换示意图如图 3(b)所示)。

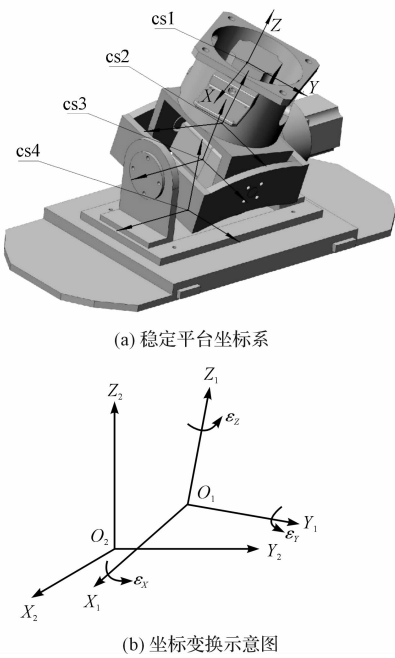


图 3 建立坐标系

第一个坐标系到第二个坐标系的变换是沿 z 轴旋转 $-\alpha$ 角,第二个坐标系到第三个坐标系的变换是沿 y 轴旋转 β ,第三坐标系到第四坐标系的变换是沿 x 轴

旋转 γ 。坐标系之间的转换满足式(1)的关系:

$$\begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} = \mathbf{R}(\varepsilon_X, \varepsilon_Y, \varepsilon_Z) \cdot \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta X_0 \\ \Delta Y_0 \\ \Delta Z_0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\mathbf{R}(\varepsilon_X, \varepsilon_Y, \varepsilon_Z) = \begin{bmatrix} \cos\varepsilon_Y \cos\varepsilon_Z & \cos\varepsilon_Y \sin\varepsilon_Z & -\sin\varepsilon_Y \\ -\cos\varepsilon_X \sin\varepsilon_Z + \sin\varepsilon_X \sin\varepsilon_Y \cos\varepsilon_Z & \cos\varepsilon_X \cos\varepsilon_Z + \sin\varepsilon_X \sin\varepsilon_Y \sin\varepsilon_Z & \sin\varepsilon_X \cos\varepsilon_Y \\ \sin\varepsilon_X \sin\varepsilon_Z + \cos\varepsilon_X \sin\varepsilon_Y \cos\varepsilon_Z & -\sin\varepsilon_X \cos\varepsilon_Z + \cos\varepsilon_X \sin\varepsilon_Y \sin\varepsilon_Z & \cos\varepsilon_X \cos\varepsilon_Y \end{bmatrix}$$

根据姿态角的定义: $\varepsilon_{1-2} = (0, 0, -\alpha)$, $\varepsilon_{1-3} = (0, \beta, -\alpha)$, $\varepsilon_{1-4} = (\gamma, \beta, -\alpha)$, $\varepsilon_{2-3} = (\gamma, \beta, -\alpha)$, $\varepsilon_{2-4} = (\gamma, \beta, 0)$, $\varepsilon_{3-4} = (\gamma, 0, 0)$, $\varepsilon_{4-3} = (-\gamma, 0, 0)$ 。式(1)中 $(\Delta X_0, \Delta Y_0, \Delta Z_0)$ 由相对于变换的坐标原点决定。对于所建坐标系以 I_{j0} 表示坐标系 j 的原点在坐标系 i 中的坐标, 根据模型的几何模型有式(2)的关系:

$$I_{210}^T = (0, 0, 71.5),$$

$$I_{320}^T = (-73.5 \sin\beta, 0, 73.5 \cos\beta),$$

$$I_{430}^T = (-73.5 \sin\beta, 10 \sin\gamma + 6 \cos\gamma + 73.5 \sin\gamma \cos\beta, 10 \cos\gamma - 6 \sin\gamma + 73.5 \cos\gamma \cos\beta)。$$

在稳定平台工作过程中, 飞机通过组件一将飞行状态、飞行姿态传递给稳定平台。因此组件一的姿态、加速度与飞机相同, 在稳定平台在各组件中保持相同, 在不同坐标系中, 加速度的表示形式有所区别, 规定: a_{ij} 表示在第 i 坐标系中组件 j 的加速度, 则 $a_{44} = \mathbf{R}(\varepsilon_{1-4}) \cdot a_{11}$ 关系, 重力加速度 g 在各坐标系 i 中的关系有: $g_4 = (0, 0, g)$, $g_4 = \mathbf{R}(\varepsilon_{3-4}) g_3 = \mathbf{R}(\varepsilon_{2-4}) g_2 = \mathbf{R}(\varepsilon_{1-4}) g_1$, 得:

$$g_1 = \mathbf{R}(\varepsilon_{1-4})^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}, g_2 = \mathbf{R}(\varepsilon_{2-4})^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}, g_3 = \mathbf{R}(\varepsilon_{3-4})^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (2)$$

在稳定平台工作时, 组件四、三、二、一依次组装, 载荷依次累积, 因此为分析各组件的受力, 从组件四开始。本研究在坐标系IV中将重力加速度与飞机加速度表示为等效重力加速度 g_4' , 有等效重力加速度^[7]可表示为:

$$\begin{aligned} T_{41x} &= m_4 a_{1x} \cos\beta \cos\alpha - m_4 a_{1z} \sin\beta \\ T_{41y} &= -m_4 \left(-x_{42} a_{1x} \cos\gamma \sin\alpha - x_{42} a_{1x} \sin\gamma \sin\beta \cos\alpha - \sin\gamma \cos\beta a_{1z} x_{42} + l_{44} a_{1x} \cos\gamma \sin\alpha \right) / (x_{42} - x_{41}) \\ &\quad + l_{44} a_{1x} \sin\gamma \sin\beta \cos\alpha + l_{44} \sin\gamma \cos\beta a_{1z} - p_{44} a_{1x} \cos\beta \cos\alpha + p_{44} \sin\beta a_{1z} \\ T_{41z} &= -m_4 \left(a_{1x} \sin\gamma \sin\alpha x_{42} - a_{1x} \cos\gamma \sin\beta \cos\alpha x_{42} - \cos\gamma \cos\beta a_{1z} x_{42} + g_{4z} x_{42} - q_{44} \cos\beta \cos\alpha a_{1x} \right) / (x_{42} - x_{41}) \\ &\quad + q_{44} \sin\beta a_{1z} - l_{44} a_{1x} \sin\gamma \sin\alpha + l_{44} a_{1x} \cos\gamma \sin\beta \cos\alpha + l_{44} a_{1z} \cos\gamma \cos\beta - l_{44} g_{4z} \\ T_{42x} &= 0 \\ T_{42y} &= m_4 \left(l_{44} a_{1x} \cos\gamma \sin\alpha + l_{44} a_{1x} \sin\gamma \sin\beta \cos\alpha + l_{44} \sin\gamma \cos\beta a_{1z} - p_{44} a_{1x} \cos\beta \cos\alpha \right) / (x_{42} - x_{41}) \\ &\quad + p_{44} a_{1z} \sin\beta - x_{41} a_{1x} \cos\gamma \sin\alpha - x_{41} a_{1x} \sin\gamma \sin\beta \cos\alpha - x_{41} a_{1z} \sin\gamma \cos\beta \end{aligned}$$

式中: $\mathbf{R}(\varepsilon_X, \varepsilon_Y, \varepsilon_Z)$ —关于欧勒角为自变量的变换矩阵, 反应到前述建立的坐标系中进行变换时, 由实际姿态角迭代取值。

其中:

$$g_4' = - \begin{bmatrix} a_{4x} \\ a_{4y} \\ a_{4z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g_{z4} \end{bmatrix} = -\mathbf{R}(\varepsilon_{1-4}) \begin{bmatrix} a_{1x} \\ 0 \\ a_{1z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g_{z4} \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中: 组件一与机体相固定连接, 其加速度与飞机相同。将重心位置表示为下式所示:

$$K_{44} = \begin{bmatrix} l_{44} \\ p_{44} \\ q_{44} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: l_{44}, p_{44}, q_{44} —在坐标系四中重心的坐标。

组件四的受力如图4所示, 重心坐标为 (l, p, q) 根据力学平衡原理: $\sum F = 0, \sum M = 0$, 得:

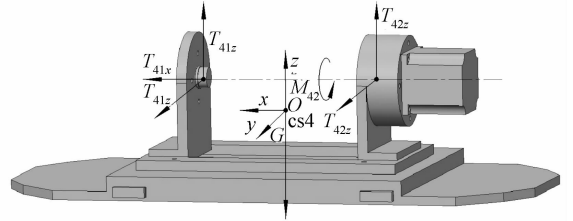


图4 组件四受力示意图

$$\begin{aligned} m_4 \left(-\mathbf{R}(\varepsilon_{1-4}) \begin{bmatrix} a_{1x} \\ 0 \\ a_{1z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g_{z4} \end{bmatrix} \right) + \begin{bmatrix} T_{41x} \\ T_{41y} + T_{42y} \\ T_{41z} + T_{42z} \end{bmatrix} &= 0 \\ \begin{bmatrix} l_{44} \\ p_{44} \\ q_{44} \end{bmatrix} \times m_4 \left(-\mathbf{R}(\varepsilon_{1-4}) \begin{bmatrix} a_{1x} \\ 0 \\ a_{1z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g_{z4} \end{bmatrix} \right) + \begin{bmatrix} M_{42} \\ -T_{42z} x_{42} - T_{41z} x_{41} \\ T_{42y} x_{42} + T_{41y} x_{41} \end{bmatrix} &= 0 \end{aligned} \quad (5)$$

根据式(5)计算得:

$$T_{42z} = m_4 \left(\begin{aligned} & -q_{44}a_{1x}\cos\beta\cos\alpha + q_{44}a_{1z}\sin\beta - l_{44}a_{1x}\sin\gamma\sin\alpha + l_{44}a_{1x}\cos\gamma\sin\beta\cos\alpha + l_{44}a_{1z}\cos\gamma\cos\beta - l_{44}g_{4z} \\ & + x_{41}a_{1x}\sin\gamma\sin\alpha - x_{41}a_{1x}\cos\gamma\sin\beta\cos\alpha - x_{41}\cos\gamma\cos\beta a_{1z} + x_{41}g_{4z} \end{aligned} \right) / (x_{42} - x_{41})$$

$$M_{42} = m_4 \left(\begin{aligned} & (-a_{1x}\cos\gamma\sin\alpha - a_{1x}\sin\gamma\sin\beta\cos\alpha - a_{1z}\sin\gamma\cos\beta)q_{44} + \\ & (-p_{44}a_{1x}\sin\gamma\sin\alpha + p_{44}a_{1x}\cos\gamma\sin\beta\cos\alpha + p_{44}\cos\gamma\cos\beta a_{1z} - p_{44}g_{4z}) \end{aligned} \right) \quad (6)$$

以此类推,得组件三、组件二、组件一受力载荷情况与飞行姿态角以及飞行加速度的关系:

$$\begin{bmatrix} T_{31x} \\ T_{31y} \\ T_{31z} \end{bmatrix} = R(\varepsilon_{3->4})^{-1} \begin{bmatrix} T_{41x} \\ T_{41y} \\ T_{41z} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} T_{32x} \\ T_{32y} \\ T_{32z} \end{bmatrix} = R(\varepsilon_{3->4})^{-1} \begin{bmatrix} T_{42x} \\ T_{42y} \\ T_{42z} \end{bmatrix}, |T_{32}| = \sqrt{T_{32x}^2 + T_{32y}^2 + T_{32z}^2}, M_{32} = M_{42} \quad (7)$$

$$T_{33x} = \left(\begin{aligned} & (a_{1x}\sin\alpha + g_{4z}\sin\gamma)(l_{33}m_3 + l_{44}m_4) - y_{34}(m_3 + m_4)(a_{1z}\sin\beta - a_{1x}\cos\alpha\cos\beta) - \\ & a_{1x}\cos\alpha\cos\beta(m_4\sin\gamma(q_{44} - 10\cos\gamma + 6\sin\gamma) - m_3p_{33} + m_4\cos\gamma p_{44}) \end{aligned} \right) / (y_{33} - y_{34})$$

$$T_{33y} = (m_3 + m_4)(a_{1x}\sin\alpha - g_{4z}\sin\gamma)$$

$$T_{33z} = \left(\begin{aligned} & y_{33}(m_3 + m_4)(a_{1z}\cos\alpha - g_{4z}\cos\gamma + a_{1x}\cos\alpha\sin\beta) - \\ & (a_{1x}\sin\alpha + g_{4z}\sin\gamma) \left(\begin{aligned} & m_3q_{33} + m_4\cos\gamma(q_{44} - 10\cos\gamma + 6\sin\gamma) - \\ & m_4\sin\gamma(6\cos\gamma - p_{44} + 10\sin\gamma) \end{aligned} \right) \\ & - (a_{1z}\cos\alpha - g_{4z}\cos\gamma + a_{1x}\cos\alpha\sin\beta) \left(\begin{aligned} & m_4\sin\gamma(q_{44} - 10\cos\gamma + 6\sin\gamma) - \\ & m_3p_{33} + m_4\cos\gamma(6\cos\gamma - p_{44} + 10\sin\gamma) \end{aligned} \right) \end{aligned} \right) / 2y_{33} \quad (8)$$

$$T_{34x} = \left(\begin{aligned} & -(a_{1z}\sin\beta - a_{1x}\cos\alpha\cos\beta) \left(\begin{aligned} & m_4\sin\gamma(q_{44} - 10\cos\gamma + 6\sin\gamma) - m_3p_{33} + \\ & m_4\cos\gamma(6\cos\gamma - p_{44} + 10\sin\gamma) \end{aligned} \right) + \\ & (a_{1x}\sin\alpha + g_{4z}\sin\gamma)(l_{33}m_3 + l_{44}m_4) - y_{33}(m_3 - m_4)(a_{1z}\sin\beta + a_{1x}\cos\alpha\cos\beta) \end{aligned} \right) / (y_{33} - y_{34})$$

$$T_{34y} = (m_4\cos\gamma + m_3\sin\alpha)(a_{1z}\sin\beta - a_{1x}\cos\alpha\cos\beta) + m_4\sin\gamma(6a_{1z}\cos\gamma + 10a_{1x}\sin\gamma)$$

$$T_{34z} = \left(\begin{aligned} & 2y_{33}(m_3 + m_4)(a_{1z}\cos\alpha - g_{4z}\cos\gamma + a_{1x}\cos\alpha\sin\beta) - \\ & (a_{1x}\sin\alpha + g_{4z}\sin\gamma)(m_3q_{33} + m_4\cos\gamma(q_{44} - 10\cos\gamma + 6\sin\gamma) - m_4\sin\gamma(6\cos\gamma - p_{44} + 10\sin\gamma)) - \\ & y_{33}(m_3 + m_4)(a_{1z}\cos\alpha - g_{4z}\cos\gamma + a_{1x}\cos\alpha\sin\beta) + \\ & (a_{1z}\cos\alpha - g_{4z}\cos\gamma + a_{1x}\cos\alpha\sin\beta) \left(\begin{aligned} & m_4\sin\gamma(q_{44} - 10\cos\gamma + 6\sin\gamma) - m_3p_{33} + \\ & m_4\cos\gamma(6\cos\gamma - p_{44} + 10\sin\gamma) \end{aligned} \right) \end{aligned} \right) / (2y_{33}) \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} T_{23x} \\ T_{23y} \\ T_{23z} \end{bmatrix} = R(\varepsilon_{2->3})^{-1} \begin{bmatrix} T_{33x} \\ 0 \\ T_{33z} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} T_{24x} \\ T_{24y} \\ T_{24z} \end{bmatrix} = R(\varepsilon_{2->3})^{-1} \begin{bmatrix} T_{34x} \\ T_{34y} \\ T_{34z} \end{bmatrix}, |T_{24}| = \sqrt{T_{24x}^2 + T_{24y}^2 + T_{24z}^2} \quad (10)$$

$$\begin{pmatrix} G'_{1(234)x} \\ G'_{1(234)y} \\ G'_{1(234)z} \end{pmatrix} = (m_2 + m_3 + m_4)R(\varepsilon_{1->2})^{-1} \left(-R(\varepsilon_{1->2}) \begin{bmatrix} a_{1x} \\ 0 \\ a_{1z} \end{bmatrix} + R(\varepsilon_{2->4})^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g_{44z} \end{bmatrix} \right) \quad (11)$$

3 稳定平台各组件优化设计

本研究通过对稳定平台的载荷分析,取得各组件的载荷与飞机飞行姿态的表达式关系,上述表达式中,各组件重量、重心位置均可在三维模型中测定,而飞行加速度向量为无人机的工作参数,进行优化设计时选取 $a_{11} = (a_{1x}, 0, a_{1z}) = (2g, 0, 2g)$,即单向最大加速度为 2 倍重力加速度。

因此所有载荷均为关于姿态角 (α, β, γ) 的函数^[8]。对于组件四(天线与天线支架)来说受到的载荷是 T_{41} 、 T_{42} 以及组件四受到的等效重力,有限元分析

时: T_{41} 、 T_{42} 是位移约束点。因此,本研究分析组件四时,为求最大值,取等效重力为优化函数,同时考虑到姿态角的取值范围,组件四的优化函数表示为:

$$\min \text{Opt4}(\alpha, \beta, \gamma) = -G_4(\alpha, \beta, \gamma)$$

$$\text{s. t.} \begin{cases} 0 \leq \alpha \leq \frac{\pi}{3} \\ -\frac{\pi}{18} \leq \beta \leq \frac{\pi}{18} \\ 0 \leq \gamma \leq \frac{\pi}{2} \end{cases} \quad (12)$$

式中: G'_4 —组件四受到的等效重力。

以此类推,组件三、组件二、组件一的优化函数分别表示为:

$$\min \text{Opt3}(\alpha, \beta, \gamma) = -\sqrt{T_{31}^2 + T_{32}^2 + G_3'^2}$$
$$\text{s. t.} \begin{cases} 0 \leq \alpha \leq \frac{\pi}{3} \\ -\frac{\pi}{18} \leq \beta \leq \frac{\pi}{18} \\ 0 \leq \gamma \leq \frac{\pi}{2} \end{cases} \quad (13)$$

式中: G_3' —组件三受到的等效重力。

$$\min \text{Opt2}(\alpha, \beta, \gamma) = -\sqrt{T_{23}^2 + T_{24}^2 + G_2'^2}$$
$$\text{s. t.} \begin{cases} 0 \leq \alpha \leq \frac{\pi}{3} \\ -\frac{\pi}{18} \leq \beta \leq \frac{\pi}{18} \\ 0 \leq \gamma \leq \frac{\pi}{2} \end{cases} \quad (14)$$

式中: G_2' —组件二受到的等效重力。

$$\min \text{Opt1}(\alpha, \beta, \gamma) = -\sqrt{G_{1(234)}'^2 + G_1'^2}$$
$$\text{s. t.} \begin{cases} 0 \leq \alpha \leq \frac{\pi}{3} \\ -\frac{\pi}{18} \leq \beta \leq \frac{\pi}{18} \\ 0 \leq \gamma \leq \frac{\pi}{2} \end{cases} \quad (15)$$

式中: $G_{1(234)}'$ —第一坐标系中,组件二受到的等效重力。

本研究运用 Matlab 的 `fmincon()` 优化工具,求解

表 1 稳定平台优化前后重量与最大位移对比汇总

名称	重量/kg		最大位移/(10 ⁻³ mm)		相对转轴转动惯量/(10 ⁻³ kg·m ²)	
	优化前	优化后	优化前	优化后	优化前	优化后
组件一	1.057	0.94	1.92	2.19	3.82	3.40
组件二	0.795	0.42	4.76	5.99	1.29	0.68
组件三	0.997	0.57	3.35	5.15	4.84	2.46
组件四	1.576	1.03	2.35	3.16	9.04	5.91
总体	4.425	2.96	4.76	5.99	—	—

稳定平台总体重量由 4.425 kg 优化至 2.96 kg,稳定平台重量缩减了约 1/3,减重效果显著,同时位移指标满足要求。该设计的重点是针对稳定平台支撑结构进行了优化,对伺服电机传动部件保持不变,在驱动力保持不变的情况下,稳定平台转动惯量下降,提升了平台的探测灵敏度,平台控制探测精度由 0.08°提高至 0.05°。

4 结束语

本研究在完成稳定平台的优化设计后,根据优化

上述表达式,得:

当 $\alpha = 0^\circ, \beta = 10^\circ, \gamma = 5^\circ$ 时组件一取得最大等效载荷 299.01 N。

当 $\alpha = 0^\circ, \beta = 10^\circ, \gamma = 0^\circ$ 时组件二取得最大等效载荷 62.83 N。

当 $\alpha = -37^\circ, \beta = 10^\circ, \gamma = 0^\circ$ 时组件三取得最大等效载荷 162.83 N。

当 $\alpha = 0^\circ, \beta = 10^\circ, \gamma = 20^\circ$ 时组件四取得最大等效载荷 -36.185 5 m/s²。

本研究将上述姿态角代入受力表达式,求解处各组件的在严酷载荷位置时,具体载荷值作为 creo2.0 中 simulate 分析的边界条件^[9-12],运行静态分析后以组件厚度为优化变量,组件重量为优化目标,最大位移不超过 0.01 mm 为限制条件,同时根据结构需要设定厚度不小于 2 mm 执行优化设计研究,组件一优化前后效果如图 5 所示。同理类推执行其他各组件。汇总优化研究结果如表 1 所示。

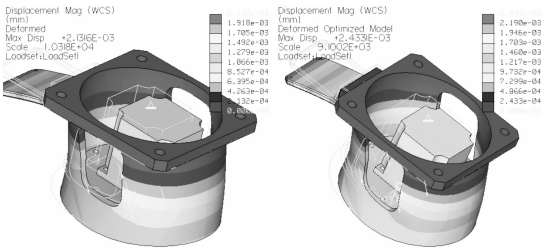


图 5 组件一有限元分析情况

后的参数修正模型,并进行样机试验,现稳定平台已在某无人机上成功应用,工作状态良好。对雷达天线稳定平台的优化设计,使得稳定平台的重量得到有效地降低,同时提升了稳定平台的工作灵敏度,不仅减小了对无人机的承载能力,同时对于扩展稳定平台的应用领域具有实际意义。笔者在研究过程中探讨了采用坐标变换方式和力学原理求解相对运动组件载荷与不同输入姿态、加速度的关系,并应用 Matlab、Creo/Simulate

(下转第 1339 页)

本文引用格式:

陈国虎,俞竹青,吕学能. 无人机雷达天线稳定平台的优化设计研究[J]. 机电工程,2015,32(10):1330-1334,1339.
CHEN Guo-hu, YU Zhu-qing, LV Xue-neng. Optimal for radar antenna stabilized platform of a unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Mechanical & Electrical Engineering, 2015,32(10):1330-1334,1339.
《机电工程》杂志: <http://www.meem.com.cn>