

DOI: 10.3901/JME.2015.21.007

重力引起的3自由度气浮台各类不平衡力矩关系及影响*

李延斌¹ 向东² 高有华¹

(1. 沈阳工业大学机械工程学院 沈阳 110023;
2. 哈尔滨工业大学机电工程学院 哈尔滨 150001)

摘要: 为了提高3自由度气浮台的仿真精度,减小重力引起不平衡力矩的影响,提出气浮台弹性不平衡力矩的计算及补偿方法。建立气浮台重力引起的静态、弹性、重力梯度和总不平衡力矩的计算模型,分析重力引起的各类不平衡力矩关系及影响。通过对比发现气浮台质心位置相对回转中心较远时,静态不平衡力矩起主要作用。随着质心位置接近回转中心,弹性不平衡力矩逐渐成为影响气浮台平衡的主要因素,此时质心位置与回转中心距离的减小已不起作用,说明弹性不平衡力矩是制约气浮台精度提高的主要因素。提出静态不平衡力矩与弹性不平衡力矩相互补偿的原理,给出自动调平衡系统补偿算法。试验结果表明采用补偿方法是减小气浮台不平衡力矩的有效措施。

关键词: 三轴气浮台; 不平衡力矩; 卫星; 补偿

中图分类号: TB124; V412

Relation and Influence of All Kinds of Unbalance Torques of Three Degrees of Freedom Air-bearing Spacecraft Simulator Caused by Gravity

LI Yanbin¹ XIANG Dong² GAO Youhua¹

(1. School of Mechanical Engineering, Shenyang University of Technology, Shenyang 110023;
2. College of Mechatronics Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

Abstract: To improve three degrees of freedom air-bearing simulation accuracy and reduce the influence of unbalance torque caused by gravity, a method for calculating and compensating elastic unbalance torque is proposed. After computational model of static, plastic, gravity gradient and total unbalance torque being established, the relation and influence among all kinds of unbalance torque cause by gravity are analysis. It is discovered by contrast that static unbalance torque plays an important role when the platform mass center is far away from the rotation center. With the mass center approaching to rotation center, elastic unbalance torque is gradually becoming the main factor affecting the air-bearing platform balance. Then closing the distance between mass center and rotation center has nothing to do on reducing the unbalance torque, which shows that elastic unbalance torque is the main limiting factor for improving platform accuracy. The principle for mutual compensation between static unbalance torque and elastic unbalance torque is proposed and the compensation algorithm with automatic balancing system is provided. Experimental results have demonstrated application of the compensation method is an important channel for reducing unbalance torque.

Key words: three-axis air-bearing simulation; unbalance torque; satellite; computation

0 前言

3自由度气浮台是卫星控制系统一种重要的全物理仿真手段。它依靠压缩空气在气浮球轴承与轴

承座之间形成气膜,使模拟卫星平台浮起,从而实现近似无摩擦的姿态运动。为了模拟太空中零重力环境,在试验中要求模拟卫星平台的质心与气浮球轴承的回转中心重合。当模拟卫星平台的质心与气浮球轴承回转中心不重合,或平台在姿态改变过程中的自重变形使其质心偏离回转中心时,将产生影响气浮台控制精度的不平衡力矩。

* 国家自然科学基金(51305094)、辽宁省自然科学基金(201202161)和辽宁省教育厅一般项目(L2015386)资助项目。20141106 收到初稿,20150927 收到修改稿

在地面环境下, 3 自由度气浮台对卫星运动的全物理仿真过程中, 不可避免地受许多干扰力矩影响。如果干扰力矩大于太空中扰动力矩, 将影响仿真精度, 甚至导致仿真失败。影响气浮台仿真精度的干扰力矩主要有: 重力引起的力矩, 包括静态不平衡力矩、弹性不平衡力矩、重力梯度不平衡力矩^[1]; 气浮轴承产生的力矩, 来自于气动透平的影响、排气的冲击^[2]; 环境产生的力矩, 包括空气阻力、空气流速、磁场、震动、辐射压力产生的力矩^[3-4]; 测试系统产生的力矩, 来自于电线、滑块的移动、电池质量损失、反向喷气的变化、更换组件^[5-6]。随着气浮台研究的蓬勃发展, 气浮台干扰力矩的研究越来越受到重视。PSIAKI^[7]建立了一个包括了重力引起的不平衡力矩、磁力矩以及惯性力矩在内的较完善的动力学模型, 西北工业大学的陈欢龙等^[8]研究了气浮台动态调平衡装置引入的额外干扰力矩, 哈尔滨工业大学的包钢等^[9]分析了气浮轴承涡流的干扰力矩及补偿方法。在各项干扰力矩中重力引起的不平衡力矩为最大, 这是目前限制气浮台使用的最主要因素^[10-11]。尽量减小重力引起的不平衡力矩是 3 自由度气浮台研究中亟待解决的一个关键问题^[12-16]。美国海军研究生院的 KIM 及长春光学精密机械与物理研究所的金光等学者建立了重力干扰力矩的数学模型, 但只涉及了静态不平衡力矩^[17-18]。本文建立了重力引起的 3 自由度气浮台各类不平衡力矩计算模型, 推导了静态、弹性和重力梯度不平衡力矩的计算公式, 分析了重力引起的各类不平衡力矩关系及相互影响, 提出了弹性不平衡力矩是制约气浮台精度提高的主要因素, 并给出弹性不平衡力矩与静态不平衡力矩相互补偿的方法。

1 重力引起的不平衡力矩分析

1.1 静态不平衡力矩分析

设相对地球静止的惯性坐标系为 $OXYZ$, 坐标原点在气浮平台的回转中心。惯性坐标系按 z 、 y 、 x 旋转顺序得到结体坐标系即动系($Oxyz$)。结体坐标系相对惯性坐标系的姿态矩阵可以表示为^[10]

$$C = \begin{pmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\phi\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \sin\phi\cos\theta \\ -\sin\theta & \cos\phi\cos\theta & \sin\phi\cos\theta \end{pmatrix} \quad (1)$$

式中 ψ ——偏航角;

θ ——俯仰角;

ϕ ——滚动角。

则当气浮台的平台质心相对于回转中心偏转时, 由重力引起的静态不平衡力矩为

$$T_s = mg \begin{pmatrix} 0 & -\cos\phi\cos\theta & \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\cos\theta & 0 & \sin\theta \\ -\sin\phi\cos\theta & -\sin\theta & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{pmatrix} \quad (2)$$

式中 m ——平台质量;

r_x , r_y , r_z ——平台质心沿 x y z 轴的偏移量。

当平台绕水平轴(如 x 轴)转动时, 即 $\theta = 0^\circ$, 如图 1 所示, 则重力引起的静态不平衡力矩为

$$T_s = -mgr_y \cos\phi + mgr_z \sin\phi \quad (3)$$

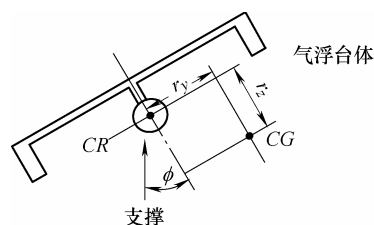


图 1 自由度气浮台静态不平衡力矩计算示意图

1.2 弹性不平衡力矩分析

当气浮台平台的质心与回转中心重合时, 随着气浮台转动, 重力作用使气浮台平台结构产生弹性变形, 导致质心偏移, 从而产生弹性不平衡力矩。弹性不平衡力矩随气浮台的姿态改变而变化。

图 2a 表示气浮台未受重力作用时的情况。CG 为平台质心, CR 为气浮轴承的回转中心, CG 点位于 CR 点之上。图 2b 表示在重力作用时的情况, 假设平台质量分布于两端的质量集中点, 质量集中点距回转中心 CR 的长度为 L 。假设在力矩 $mgL/2$ 的作用下, 平台结构变形使质量集中点向下位移 h_0 , 此时平台质心与回转中心重合。图 2c 表示当平台转动 ϕ 角时, 使平台变形的重力矩由 $mgL/2$ 下降到 $(mgL/2)\cos\phi$ 。由于变形量很小, 而且变化范围为 $h_0 \sim 0$, 其中 h_0 为平台处于水平位置时的最大变形量, 而平台处于垂直位置时的最小变形量为零。可以近似认为平台变形与力矩的变化成正比。当平台倾斜角度 ϕ 时, 平台质量集中点变形为

$$h = h_0 \cos\phi \quad (4)$$

平台质心相对回转中心偏移量为

$$e = h_0 - h = h_0(1 - \cos\phi) \quad (5)$$

在气浮台转动 ϕ 角时, 平台变形产生的不平衡力矩为

$$T_c = mge \sin \phi = mgh_0(1 - \cos \phi) \sin \phi = mgh_0 \left(\sin \phi - \frac{1}{2} \sin 2\phi \right) \quad (6)$$

由式(6)可知, 平台变形产生的弹性不平衡力矩与倾斜角和 2 倍倾斜角的正弦值成正比。

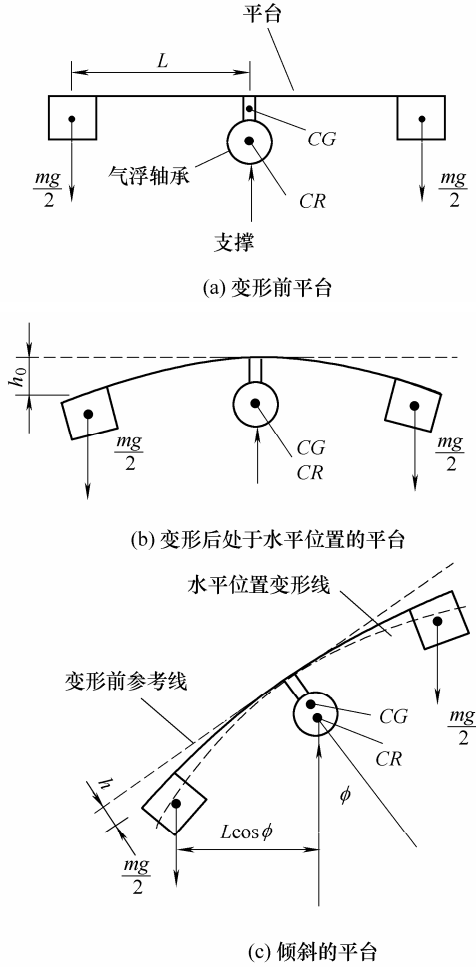


图 2 3 自由度气浮台弹性不平衡力矩计算示意图

1.3 重力梯度不平衡力矩分析

当气浮台处于地球的重力场中, 由于重力梯度的作用, 平台上各质点受到的重力大小存在微小差别, 这种差别使平台产生的不平衡力矩称为重力梯度不平衡力矩。将一平面作为参考面, 如图 3 所示, 此平面的重力加速度为

$$g_0 = \frac{GM}{R^2} \quad (7)$$

式中 G ——引力常数;

M ——地球质量;

R ——参考面处地球半径。

由式(7)可知, 距参考面 r 处的重力加速度

$$g = \frac{GM}{(R+r)^2} \quad (8)$$

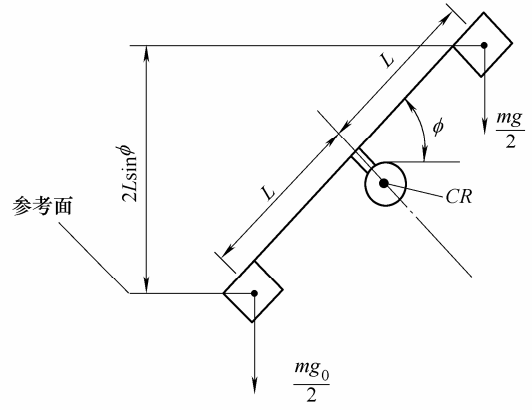


图 3 3 自由度气浮台重力梯度不平衡力矩计算示意图

当平台绕水平轴转动 ϕ 角时(图 3), 两重量集中点在垂直方向的距离 $r = 2L \sin \phi$, 较低端重量集中点产生的力矩 $T_{g1} = \frac{m}{2} g_0 L \cos \phi$, 较高端重量集中点产生的力矩 $T_{g2} = \frac{m}{2} g L \cos \phi$, 因此重力梯度不平衡力矩为

$$T_g = T_{g1} - T_{g2} = \frac{mL}{2} \cos \phi \left[\frac{GM}{R^2} - \frac{GM}{R^2 \left(1 + \frac{r}{R}\right)^2} \right] = \frac{mL}{2} \cos \phi \left[\frac{2rGM}{R^2 R} \right] \quad (9)$$

代入 r 和 g_0 的表达式, 则

$$T_g = 2mg_0 L^2 \frac{\cos \phi \sin \phi}{R} = \frac{mg_0 L^2 \sin 2\phi}{R} \quad (10)$$

由式(10)可知, 重力梯度不平衡力矩与 2 倍倾斜角的正弦值成正比。

1.4 重力引起的总不平衡力矩

当气浮台转动时 ϕ 角时, 重力产生的总不平衡力矩为上述三种不平衡力矩之和, 即

$$T = T_s + T_c + T_g = -mgr_y \cos \phi + mgr_z \sin \phi + mgh_0 \left(\sin \phi - \frac{1}{2} \sin 2\phi \right) + \frac{mg_0 L^2}{R} \sin 2\phi - mgr_y \cos \phi + mg(r_z + h_0) \sin \phi - m \left(\frac{1}{2} gh_0 - \frac{g_0 L^2}{R} \right) \sin 2\phi \quad (11)$$

2 数值仿真实例

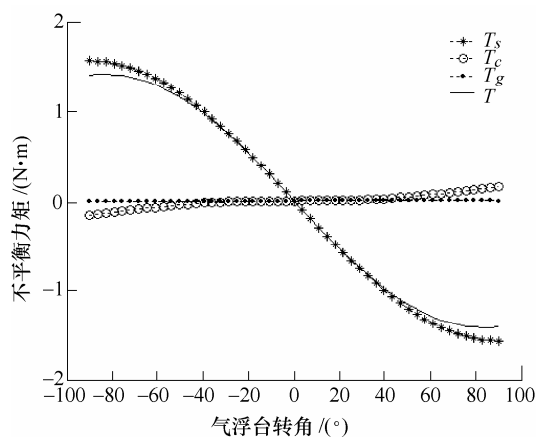
假设气浮台平台参数为: $m=1\ 600\ \text{kg}$, $I=2\ 000$

$\text{kg} \cdot \text{m}^2$, $L=500 \text{ mm}$, $R=6.371 \times 10^9 \text{ mm}$, $h_0=0.01 \text{ mm}$ 。将回转中心作为坐标原点, 设 r_y 位于回转中心右侧时为正, 左侧时为负; r_z 位于回转中心上侧时为正, 下侧时为负, 则平台质心位置如表 1 所示。

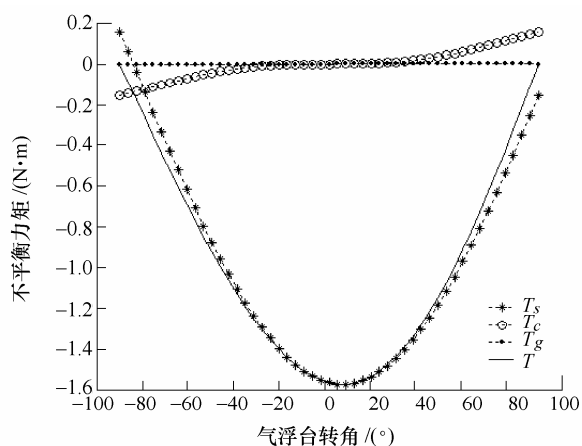
对应于表 1 中 a~f 组数据, 本文计算了随气浮台转动, 平台静态不平衡力矩、弹性不平衡力矩、重力梯度不平衡力矩和总不平衡力矩的变化, 计算结果如图 4 所示。其中 T_s 表示静态不平衡力矩, T_c 表示弹性不平衡力矩, T_g 表示重力梯度不平衡力矩, T 表示总不平衡力矩。

表 1 平台质心位置参数表

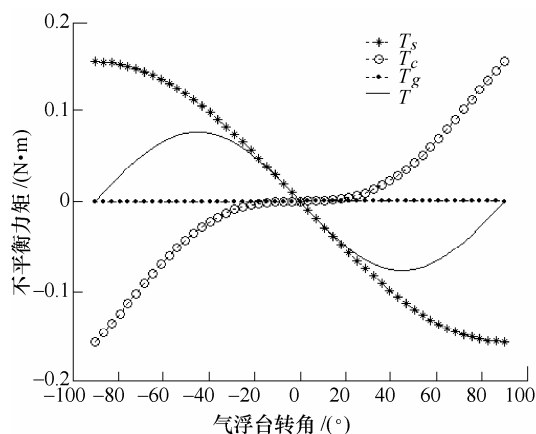
组号	偏移量 r_y/m	偏移量 r_z/m	变形 h_0/m
a	0	-10^{-4}	10^{-5}
b	10^{-4}	-10^{-5}	10^{-5}
c	0	-10^{-5}	10^{-5}
d	10^{-5}	-10^{-5}	10^{-5}
e	0	10^{-5}	10^{-5}
f	0	-10^{-6}	10^{-5}



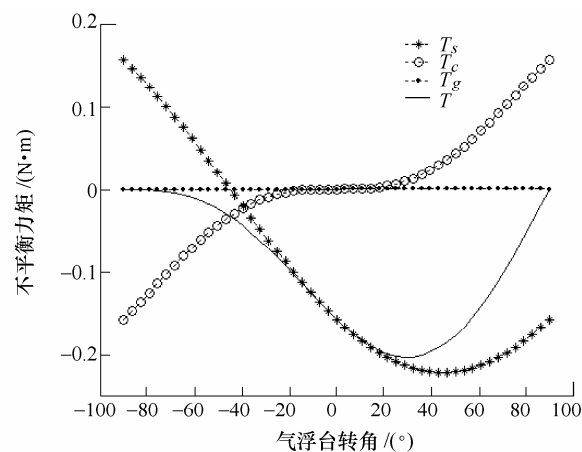
(a)



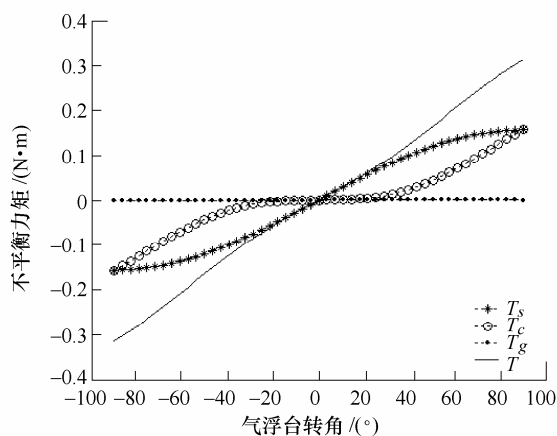
(b)



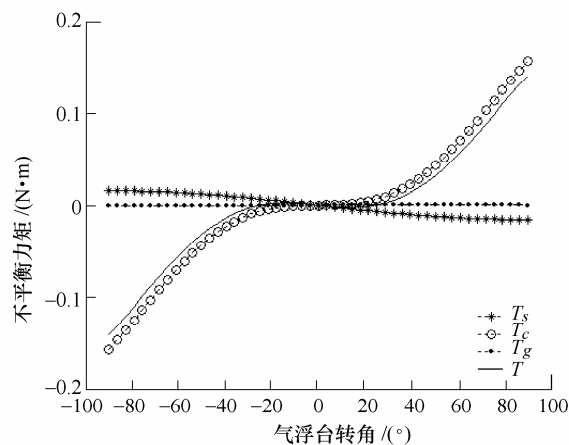
(c)



(d)



(e)



(f)

图 4 气浮台绕水平轴转动时, 不平衡力矩变化图

由图 4 可知, 重力梯度不平衡力矩近似为位于 0 点处的一条直线, 这是由于气浮台平台半径的平方, 相对地球的半径为极小量, 因此重力梯度产生的不平衡力矩相比其他两种不平衡力矩小许多, 常常忽略不计。

当质心位置 r_y 和 r_z 数值比平台变形量 h_0 大一个数量级时, 由图 4a 和图 4b 可以看出总不平衡力矩的变化趋势与静态不平衡力矩相似, 大小近似相等, 说明此时静态不平衡力矩起主要作用。

质心位置 r_y 和 r_z 数值上与平台变形量 h_0 处于同一数量级且质心位于回转中心之下时, 由图 4c 可知, 总不平衡力矩曲线位于静态不平衡力矩和弹性不平衡力矩之间, 静态不平衡力矩和弹性不平衡力矩最大值均为 $0.16 \text{ N}\cdot\text{m}$, 但方向相反, 而总不平衡力矩最大值仅为 $0.08 \text{ N}\cdot\text{m}$, 说明两类不平衡力矩可相互补偿; 两类不平衡力矩的补偿作用由图 4d 也可看出, 只是效果没有图 4c 显著。由此可知, 静态与弹性两类不平衡力矩可相互补偿, 而且质心在水平方向上越靠近回转中心, 补偿效果越显著。

质心位置 r_y 和 r_z 数值上与平台变形量 h_0 处于同一数量级且质心位于回转中心之上时, 由图 4e 可知, 总不平衡力矩曲线变化程度大于静态不平衡力矩和弹性不平衡力矩的变化程度, 说明这两类不平衡力矩相互叠加。

当质心位置 r_z 数值上比平台变形量 h_0 小一个数量级时, 由图 4f 可以看出, 总不平衡力矩的变化趋势上与弹性不平衡力矩相似, 大小近似相等, 说明此时弹性不平衡力矩起主要作用。

由上述结论可知, 当粗调气浮台平衡时, 此时由于其质心相对回转中心较远, 静态不平衡力矩起主要作用。随着质心逐渐接近回转中心, 弹性不平衡力矩逐渐成为平衡力矩的主要因素, 此时减小质心与回转中心距离已不起作用, 说明弹性不平衡力矩是制约气浮台精度提高的主要因素。另外当质心位于回转中心以下时, 静态不平衡力矩与不平衡力矩可相互补偿; 当质心位于回转中心以上时, 两类不平衡力矩相互叠加。因此在调整平衡时, 应始终使质心位于回转中心以下, 先在水平方向上使质心逐渐接近回转中心, 再根据气浮台的摆动周期使质心在垂直方向上逐渐接近回转中心。

3 不平衡力矩的补偿

3.1 补偿原理

上面分析可知, 当质心位于回转中心以下, 且质心与回转中心距离在数值上与平台变形量 h_0 处

于同一数量级时, 静态不平衡力矩与弹性不平衡力矩可相互补偿。由图 4c 和图 4d 可见, 当气浮台转角 $\phi = \pm 90^\circ$ 时总不平衡力矩为 0, 说明这时静态不平衡力矩与弹性不平衡力矩补偿作用最明显。总不平衡力矩值最大值出现在 ϕ 约为 $\pm 40^\circ$ 时, 补偿作用较差。而绝大部分气浮台绕水平轴最大转角只有 $\pm 30^\circ \sim \pm 40^\circ$, 如 Lawrence Livermore 国家实验室研制的气浮台俯仰角的工作范围为 $\pm 15^\circ$, 滚动角为 $\pm 30^\circ$, Honeywell 实验室的 MCS/LOS 气浮台俯仰和滚动角的工作范围为 $\pm 30^\circ$, 美国空军研究室的 ASTREX 气浮台水平两角的工作范围为 $\pm 20^\circ$, 美国海军实验室的 RESHAPE 气浮台水平两角的工作范围为 $\pm 30^\circ$ ^[19-21]。为充分利用两类不平衡力矩的补偿作用, 拟使气浮台在最大转角处, 两类不平衡力矩相互补偿, 总不平衡力矩为零。忽略重力梯度不平衡力矩, 总不平衡力矩

$$T = T_s + T_c = -mgr_y \cos \phi + mg(r_z + h_0) \sin \phi - \frac{1}{2} mgh_0 \sin 2\phi \quad (12)$$

假设气浮台绕水平轴最大转角为 $\pm \phi_{\max}$ 时, 总不平衡力矩为零, 则

$$-mgr_y \cos \phi_{\max} + mg(r_z + h_0) \sin \phi_{\max} - \frac{1}{2} mgh_0 \sin 2\phi_{\max} = 0$$

由上式可得

$$r_z = r_y \cot \phi_{\max} + h_0 \cos \phi_{\max} - h_0$$

3.2 自动调平衡系统补偿算法

采用自动调平衡系统来改变气浮平台质心的位置, 使静态不平衡力矩与弹性不平衡力矩相互补偿。自动调平衡系统按 3 个通道调整 3 个沿坐标轴方向移动的滑块, 3 个滑块在本地坐标系中的位置矢量分别为^[15]

$$\mathbf{R}_i = \mathbf{p}_i + d_i \mathbf{u}_i \quad i=1, 2, 3 \quad (13)$$

式中, \mathbf{p}_i 为初始位置矢量, d_i 为滑块移动量, \mathbf{u}_i 为坐标系单位方向矢量。

当滑块分别移动 $\Delta d_i (i=1, 2, 3)$ 时, 可使平台质心偏移

$$\mathbf{r} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^3 m_i \Delta d_i \mathbf{u}_i \quad (14)$$

式中, m 为不包括自动调平衡系统的气浮平台质量, m_i 为滑块质量。

由式(14)可得出滑块移动量与气浮平台质心偏移量的关系

$$\Delta d_i = \frac{m}{m_i} r_i \quad (15)$$

当 u_1, u_2, u_3 分别对应气浮平台结体坐标系的 x, y, z 轴时, 补偿所需的滑块移动量为

$$\begin{cases} \Delta d_1 = 0 \\ \Delta d_2 = \frac{m}{m_i} r_y \\ \Delta d_3 = \frac{m}{m_i} (r_y \cot \phi_{\max} + h_0 \cos \phi_{\max} - h_0) \end{cases} \quad (16)$$

设 $\phi_{\max} = 45^\circ$, 则补偿后不平衡力矩如图 5 所示。

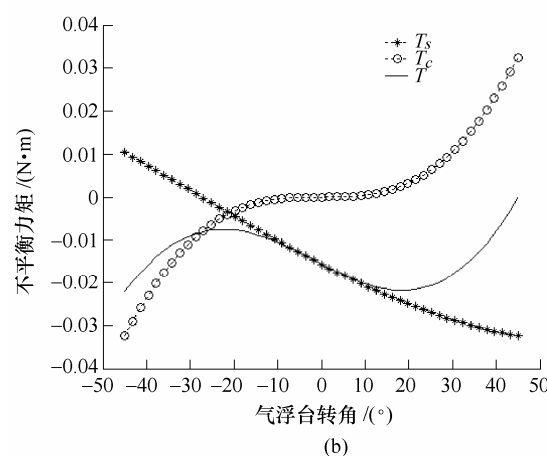
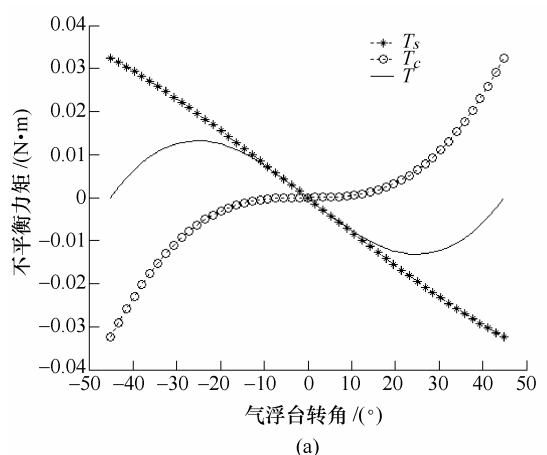


图 5 补偿后不平衡力矩变化图

图 5a 为 $r_y = 0$ 时不平衡力矩变化图。由图可见, 采用上述方法补偿后, 气浮台处于最大转角位置时, 总不平衡力矩为零。当 ϕ 在 $0 \sim 45^\circ$ 区间时, 总不平衡力矩最大值仅为 $0.013 \text{ N}\cdot\text{m}$, 与图 4c 中的总不平衡力矩最大值 $0.08 \text{ N}\cdot\text{m}$ 相比较, 补偿后的总不平衡力矩仅为补偿前的 $1/6$ 。图 5b 为 $r_y = 0.001 \text{ mm}$ 时不平衡力矩变化图, 由图可见, 当质心在水平方向上偏离回转中心时, 补偿效果下降, 且偏离越远, 下降越显著。因此调气浮台平衡时先在水平方向上使质心尽量接近回转中心, 再在垂直方向上由下而上使质心接近回转中心。

4 试验验证

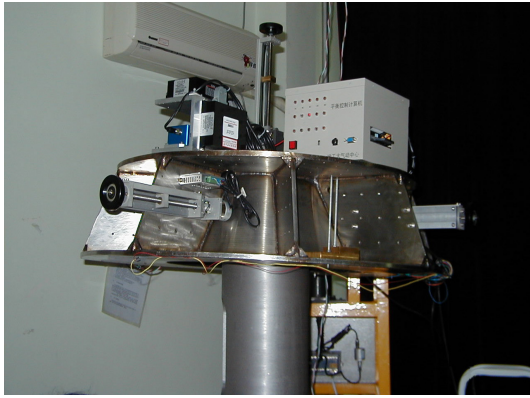
3 自由度气浮试验台的台上浮起部分包括气浮球轴承球面部分、平台、姿态敏感器、平衡系统、动量轮以及台上计算机等, 台下部分为地面测控计算机。在试验研究中, 将气浮试验台的台上浮起部分和台下部分用红外串行通信口连接, 利用红外收发管传送数据, 避免台上、台下之间的连线产生不平衡力矩。为了研究弹性不平衡力矩的影响程度, 在气浮台平台上安装柔度较大的悬臂铝条, 以减小平台刚度。

将未安装铝条的气浮台平台视为刚体, 如图 6a 所示。将其不平衡力矩调节到 $10^{-4} \text{ N}\cdot\text{m}$ 以下, 假设此时平台质心与气浮轴承回转中心重合。安装悬臂铝条后(图 6b), 铝条质心重力变形为 0.01 mm 。改变自动平衡系统中滑块的位置, 依次调节平台质心相对回转中心的距离, 测量出气浮台不平衡力矩数据并与仿真数据比较, 如表 2 所示。

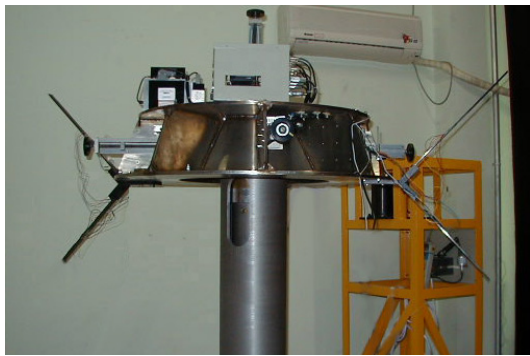
表 2 试验数据与仿真数据比较

组号	平台质心位置/m	仿真数据		试验数据
		静态不平衡力矩/(N·m)	弹性不平衡力矩/(N·m)	不平衡力矩/(N·m)
1	$r_y=0, r_z=-10^{-4}$	1.108	0.032	1.139
2	$r_y=10^{-4}, r_z=-10^{-5}$	1.219	0.032	1.236
3	$r_y=0, r_z=-10^{-5}$	0.111	0.032	0.086
4	$r_y=0, r_z=10^{-5}$	0.186	0.032	0.227
5	$r_y=0, r_z=-3 \times 10^{-6}$	0.035	0.032	0.018
6	$r_y=0, r_z=-10^{-6}$	0.011	0.032	0.026

由表 2 可知: 仿真与试验数据基本吻合, 说明前述仿真结果的正确性。从表 2 中前两组数据可知, 试验得到的不平衡力矩值与仿真计算的静态不平衡力矩值基本相同, 说明平台质心相对回转中心较远时, 静态不平衡力矩起主要作用。从第 3 组数据可以看出, 试验得到的不平衡力矩值约为静态不平衡力矩与弹性不平衡力矩之差, 说明当平台质心处于回转中心之下时, 两类不平衡力矩可相互补偿。从第 4 组数据可以看出, 试验得到的不平衡力矩值约为静态不平衡力矩与弹性不平衡力矩之和, 说明当平台质心处于回转中心之上时, 两类不平衡力矩相互叠加。第 5 组数据是通过补偿算法得到的平台质心位置, 此时不平衡力矩最小, 说明补偿算法的有效性。在第 6 组数据中, 尽管此时平台质心与回转中心距离比第 5 组数据更近, 但得到的不平衡力矩值却大于第 5 组数据中的不平衡力矩值, 说明此时弹性不平衡力矩起主要作用。



(a) 安装悬臂铝条前



(b) 安装悬臂铝条后

图 6 3 自由度气浮试验台

综上所述, 当气浮台平台质心相对于回转中心距离较远时, 静态不平衡力矩起主要作用。随着质心位置逐渐接近回转中心, 弹性不平衡力矩逐渐成为影响气浮台平衡的主要因素, 这时质心位置与回转中心距离的减小已不起作用。当平台质心处于回转中心之下时, 两类不平衡力矩可相互补偿。

5 结论

(1) 气浮台平台变形产生的弹性不平衡力矩与倾斜角和二倍倾斜角的正弦值成正比; 重力梯度不平衡力矩是二倍倾斜角的函数。

(2) 弹性不平衡力矩是制约气浮台仿真精度提高的主要因素。平台质心越接近回转中心, 总不平衡力矩大小及变化趋势越接近弹性不平衡力矩。重力梯度不平衡力矩相比其他两类不平衡力矩可忽略不计。

(3) 静态不平衡力矩和弹性不平衡力矩可相互补偿, 补偿后总不平衡力矩仅为补偿前的 1/6。

参 考 文 献

- [1] SCHWARTZ J L, PECK M A, HALL C D. Historical review of air-bearing spacecraft simulators[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2003, 26(4): 513-522.
- [2] KARAMI M A, SASSANI F. Spacecraft momentum dumping using fewer than three external control torques[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(1): 242-247.
- [3] BAE J, KIM Y. Adaptive controller design for spacecraft formation flying using sliding mode controller and neural networks[J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2012, 349(5): 578-603.
- [4] REYNERSON, CHARLES M. Aerodynamic disturbance force and torque for spacecraft and simple shapes using finite plate elements - Part II: Aerodynamic force & torque[C]// 2012 IEEE Aerospace Conference, March 3-10, 2012, Big Sky, MT, United States, 2012: 1-9.
- [5] SANYAL A, FOSBURY A, CHATURVEDI N. Inertia-free spacecraft attitude tracking with disturbance rejection and almost global stabilization[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(4): 1167-1178.
- [6] SAM W. Parameter estimation of a spacecraft simulator using parameter-adaptive control[D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic and State University, 2006.
- [7] MARK L, PSIAKI. Estimation of the parameters of a spacecraft's attitude dynamics model using flight data[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2005, 28(4): 594-603.
- [8] 陈欢龙, 周军, 刘莹莹. 多体卫星物理仿真动态调平衡干扰力矩分析[J]. *计算机仿真*, 2010, 27(10): 66-70.
CHEN Huanlong, ZHOU Jun, LIU Yingying. Analysis of disturbance torque on multi-body satellite physical simulation[J]. *Computer Simulation*, 2010, 27(10): 66-70.
- [9] 向东, 杨庆俊, 包钢, 等. 三轴气浮平台常值干扰力矩的分析与补偿[J]. *宇航学报*, 2009, 30(2): 448-452.
XIANG Dong, YANG Qingjun, BAO Gang, et al. Research on analysing and compensation of the steady disturbing torque of the three axis air bearing table[J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(2): 448-452.
- [10] 林来兴. 试论气浮台仿真的功能[J]. *控制工程*, 1983(4): 1-9.
LIN Laixing. Study on the function of the air-bearing table simulation[J]. *Control Engineering of China*, 1983(4): 1-9.
- [11] 李季苏, 牟小刚, 孙维德. 大型卫星三轴气浮台全物理仿真系统[J]. *控制工程*, 2001, 3: 22-26.
LI Jisu, MOU Xiaogang, SUN Weide. Large three-axis physical simulation for satellite control systems[J]. *Control Engineering of China*, 2001, 3: 22-26.
- [12] 王祖温, 李延斌, 包钢. 3 自由度气浮台力学性能研究——关于自重作用下不平衡力矩的分析[J]. *机械工程*

- 学报, 2006, 42(4): 179-184.
- WANG Zuwen, LI Yanbin, BAO Gang. Study on the mechanics property of three degrees of freedom air-bearing testbed—analysis on unbalance torque acted on gravity[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2006, 42(4): 179-184.
- [13] 李延斌, 杨庆俊, 王祖温. 3 自由度气浮台力学性能研究——自重作用对转动惯量矩阵及惯量主轴方向的影响[J]. 机械工程学报, 2006, 42(4): 191-195.
- LI Yanbin, YANG Yingjun, WANG Zuwen. Study on the mechanics property of three degrees of freedom air-bearing testbed—Influence on the moment of inertia matrix and on the direction of inertia principal axis when acted on gravity[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2006, 42(4): 191-195.
- [14] 李延斌, 王祖温, 包钢, 等. 3 自由度气浮台力学性能研究——自重作用下平台结构平衡敏感性分析[J]. 机械工程学报, 2008, 44(11): 310-316.
- LI Yanbin, WANG Zuwen, BAO Gang, et al. Study on the mechanics property of three degrees of freedom air-bearing testbed—equilibrium sensitivity analysis of the platform structure acted on gravity[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2008, 44(11): 310-316.
- [15] YU Jinying, ZHAO Keding, CAO Jian. Improved quantitative feedback theory technique and application to three-axis hydraulic simulator[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2006, 19(3): 383-386.
- [16] HUANG Qitao, JIANG Hongzhou, ZHANG Shangying, et al. Spacecraft docking simulation using hardware-in-the-loop simulator with stewart platform[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2005, 18(3): 415-418.
- [17] KIM J J, AGRAWAL B N. Automatic mass balancing of air-bearing-based three-axis rotational spacecraft simulator[J]. Journal of Guidance Control and Dynamic, 2009, 32(3): 1005-1007.
- [18] 戴路, 金光. 三轴姿态控制仿真系统快速自动精确调平方法研究及仿真[J]. 清华大学学报, 2011, 51(8): 1063-1071.
- DAI Lu, JIN Guang. Research and simulation on a method for automatic mass balancing of a 3-axis attitude control test bed[J]. J. Tsinghua Univ., 2011, 51(8): 1063-1071.
- [19] ROMANO M, AGRAWAL B N. Acquisition, tracking and pointing control of the bifocal relay mirror spacecraft[J]. Acta Astronautica, 2003, 53: 509-519.
- [20] PRADO J, BISIACCHI G, REYES L, et al. Three-axis air-bearing based platform for small satellite attitude determination and control simulation[J]. Journal of Applied Research and Technology, 2005, 3(3): 222-237.
- [21] SCHWARTZ J L. The distributed spacecraft attitude control systems simulator: From design concept to decentralized control[D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2004.
-
- 作者简介: 李延斌, 男, 1964 年出生, 博士, 副教授。主要研究方向为航天器地面仿真技术。
E-mail: Liyanbin66@163.com
- 向东, 男, 1981 年出生, 博士。主要研究方向为航天器地面仿真技术。
E-mail: xiangdong1981@gmail.com