

基于单轴气浮台的航天器运动部件干扰力矩地面标定方法研究

余 维^{1,2}, 何益康^{1,2}, 周连文^{1,2}, 谢任远^{1,2}

(1. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109; 2. 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 201109)

摘要: 遥感卫星为实现宽视场和高分辨率, 一般搭载含可往复转动大惯量成像部件的载荷, 然而其转动产生的干扰给卫星姿态控制带来的影响, 往往超出载荷成像所必须的姿态稳定性和指向精度要求, 卫星平台需要采取措施对干扰力矩进行抑制; 但由于加工、装配等原因, 载荷干扰力矩与设计值一般均存在差异, 给补偿方案设计、参数装订及地面验证置信度等带来不确定性; 介绍了一种利用单轴气浮台实现航天器运动部件干扰力矩标定的方法, 设计试验对该技术在实验室非真空条件下的实现、天地差情况进行说明, 并对影响标定结果的误差进行了分析。

关键词: 大惯量成像部件; 干扰力矩; 姿态稳定性; 单轴气浮台; 实验室标定

Study of Calibration Method for the Disturbance Torque of the Moving Parts of a Spacecraft in Laboratory Based on Single Axis Air Floatation Platform

Yu Wei^{1,2}, He Yikang^{1,2}, Zhou Lianwen^{1,2}, Xie Renyuan^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Space Control Technology, Shanghai 201109, China;

2. Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: Remote sensing satellite to achieve wide FOV and high resolution, generally equipped with large inertia load with imaging components that can reciprocating rotation. however, the impact on satellite attitude control of the interference generated by the rotation, often failure to meet the attitude stability and pointing precision index requirements necessary for load imaging, so the satellite platform needs to take measures to suppress the disturbance torque. Nevertheless, due to the reasons of machining and assembly, disturbance torque of the load often different from the design value, which brings uncertainty to compensation scheme design, parameter binding and the confidence level of verification in laboratory confidence. This paper introduces method to calibrate the disturbance torque of the moving parts of a spacecraft by using a single axis air floatation platform. Design test to illustrate the realization of the technology under antivacuum condition in laboratory, Explain the difference of the test on the ground and in space, And The error which affects the calibration result is analyzed.

Keywords: large inertia imaging unit; disturbance torque; attitude stability; single axis air floatation platform; calibration in laboratory

0 引言

随着航天遥感技术的发展和应用需求的不断提升, 对地观测等卫星为实现更高分辨率和更大观测视场, 其搭载的相机有可能采用大型的、可以往复运动的扫描镜等作为其成像部件。此类大惯量扫描镜大转角往复运动产生的干扰必然引起星体姿态的周期性变化, 给卫星的姿态稳定性控制和指向控制带来的影响与扫描镜运动规律及最大角速度、星体与扫描镜之间的惯量比、控制系统带宽等相关^[1], 且往往超出了相机成像所必须的姿态稳定性和指向精度要求。因此, 卫星平台会针对性地设计各种补偿方案, 抑制这种干扰力矩对卫星姿态指向精度和稳定度的影响。

在载荷干扰力矩的抑制方面, 文献[2]通过对载荷、太阳能电池阵等运动部件的动力学特性研究, 结合载荷运动有规律、且干扰可测的特点, 提出了一种利用设置标称值条件的角动量对应交换系统来前馈补偿此类载荷干扰的控制策略。文献[3-4]亦对星体和载荷分开控制, 采用星体回路反馈控制加基

于动量守恒定理的载荷干扰前馈控制的复合控制方案, 避免中继天线运动导致卫星姿态控制性能下降。以抑制载荷相机干扰力矩。文献[5]介绍了日本宇航研发机构(JAXA)一种用以数据中继传输的卫星, 其姿控系统采取了自适应前馈控制方法, 来消除数据天线在运动时引起的姿态波动。文献[6]则利用了快速响应、高精度力矩输出的执行机构近似实时地前馈补偿载荷运动产生的扰动力矩。

通过前述研究可知, 在卫星载荷活动部件运行模式已知的前提下, 各方案前馈补偿的效果很大程度取决于补偿参数确定过程中所使用的载荷干扰力矩值的准确度。然而, 包含光、机、电等多类部组件的大型载荷, 由于加工、装配、部组件一致性等方面的原因, 与载荷干扰力矩值严格相关的转动惯量很难与设计值毫无差别, 而且每批次产品也均有不同, 给补偿方案设计、参数装订及验证置信度等科研试验环节带来不确定性。本文以采用执行机构进行前馈补偿的载荷干扰抑制方案为研究对象, 介绍一种基于单轴气浮台的载荷干扰力矩标定方法, 并对标定试验中天地差异等引入的误差及其控制进行了分析。

1 使用执行机构补偿载荷干扰力矩原理

本文研究的卫星控制分系统, 采用闭环反馈控制技术和前

收稿日期: 2018-02-01; 修回日期: 2018-03-06。

作者简介: 余 维(1980-), 男, 湖北武汉人, 高级工程师, 主要从事航天器控制系统仿真技术及方法方向的研究。

馈补偿控制技术相结合的方案,在执行机构准实时吸收载荷运动力矩的前提下,实现大干扰下的卫星高精度、高稳定度姿态控制,以满足载荷在轨正常成像所必须的姿态控制指标要求:

闭环反馈控制通过设计姿态稳定回路和姿态修正回路两个控制回路,来进行卫星的姿态解算和控制指令的计算,实现卫星姿态控制的高精度、高稳定度。姿态稳定回路使得卫星的惯性角速度为零,惯性姿态角为零。姿态修正回路,利用高精度的星敏感器信息,来补偿陀螺组合的常值漂移,并跟踪卫星的轨道角速度运动,实现三轴稳定对目标定向。

对于星体而言,载荷运动引起的干扰力矩是内干扰力矩,根据角动量守恒定理,该干扰力矩积分产生的角动量变化量,与卫星本体的角动量变化量大小相等,方向相反。为了补偿该部分角动量变化,卫星在三轴稳定控制下,对于载荷摆动产生的干扰力矩采用执行机构(如快速响应飞轮)进行准实时的前馈补偿,即载荷在摆动开始的同时,向快速响应飞轮发送指令,使之按指令规定的模式变速转动,输出与载荷干扰大小相等、方向相反的力矩,抵消其对星体的影响。

力矩补偿和卫星姿态控制如图 1 所示。

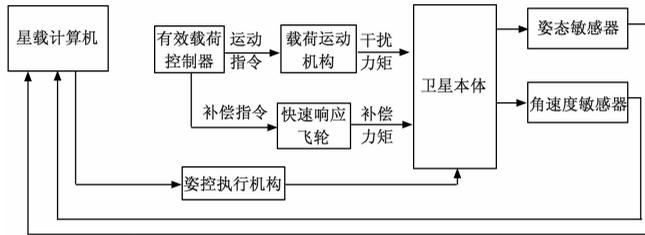


图 1 三轴稳定控制下的力矩补偿框图

某卫星载荷摆动机构采用直流量矩电机直接驱动,加减速过程按正弦力矩形式输出,如图 2 所示,整个过程的特性可用力矩方向、力矩幅值(决定于绕转轴的惯量 $J_{\text{载荷}}$)、力矩作用时间 t 等参数来描述。根据牛顿第三定律,载荷转动机构加减速运动特性及其加减速阶段对星体产生的干扰力矩也为正弦力矩形式,方向与驱动力矩相反。快速响应飞轮根据指令,同步输出同样作用时间 t 和幅值 A 的补偿力矩。载荷运动机构及负载结构不规则、生产加工一般是定制化,活动部分的惯量很难精确估计,严重时惯量与设计值的偏差达 25%。这将使得快速响应飞轮进行前馈补偿控制时,干扰力矩和补偿力矩匹配性变差,导致控制系统采用理论设计的参数进行补偿后仍然存在较大的残余力矩,无法有效抑制对卫星姿态产生干扰,影响姿态稳定度和指向精度,降低载荷成像性能。为此设计了可变参数 Δk 用于调节快速响应飞轮力矩幅值 A ,使之与特定载荷的 $J_{\text{载荷}}$ 匹配。

2 基于气浮台的干扰力矩标定方案

为了在地面准确描述特定载荷产品的干扰力矩作用形式,可以考虑以某一载体模拟星体作为研究对象,通过观测和分析载体在干扰力矩及不同补偿力矩共同作用下的运动特性来具体确定干扰力矩的各项参数,并可使用该方案充分验证载荷运动干扰的补偿效果。气浮台采用气浮轴承,在轴承和轴承座之间形成气膜,抵消平台和负载的重力影响,让台体以轴承为中心点,做近似无摩擦的姿态运动,实现模拟卫星在轨姿态自由运动的目的,对航天器的姿态控制效果进行全物理验证。目前,

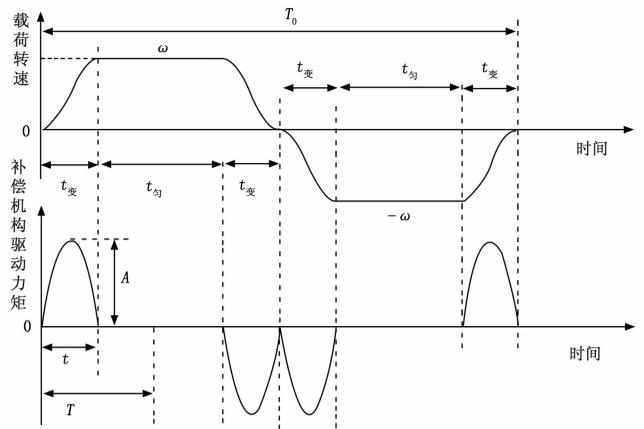


图 2 载荷运动特性及干扰力矩作用形式示意图

气浮台已普遍应用于航天器控制系统精度、稳定度、姿态机动等技术及关键指标的地面验证,本文亦利用其作为载荷干扰力矩标定研究的主要载体。

2.1 标定系统方案

如图 3 所示,以气浮台替代星体作为研究对象,将载荷、控制系统部组件等按照装星位置关系固定于其上,并将气浮台转动惯量配置与真实卫星相当(可按需缩比)。当载荷控制器控制其运动机构动作时,同时发送相应的工作模式判别码给快速响应飞轮,飞轮据此做出响应,输出与载荷运动所产生力矩相反的补偿力矩。此外,整个系统在闭环反馈控制作用下使气浮平台保持稳定:气浮台的姿态角和姿态角速度分别由测角装置(一般由气浮台系统自带的光码盘、光电自准直仪配合使用)、角速度测量装置(陀螺组合等),送入星载计算机,通过给定的控制律计算输出姿控执行机构的控制指令,输出反作用力矩,作用于单轴气浮台使其处于平衡状态。

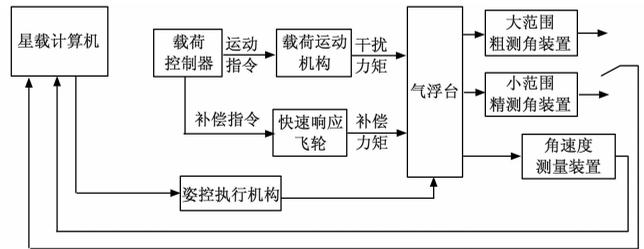


图 3 气浮台平衡回路力矩补偿控制框图

最终系统以高精度测角装置输出的气浮台转动角度、角速度测量装置测得的气浮台角速度数据为依据,来进行载荷干扰力矩的标定,并可据此对该标定值下的系统控制性能进行评价。

2.2 有效性分析

由卫星在轨运动的动力学方程(不考虑挠性):

$$\begin{aligned}
 I_x \dot{\omega}_x - \omega_x \omega_y I_{xz} + \omega_x \omega_z I_{xy} + \omega_y \omega_z (I_{zz} - I_{yy}) + (\omega_x^2 - \omega_y^2) I_{yz} + h_z \omega_y - h_y \omega_z &= T_x + T_{gx} \\
 I_y \dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z I_{yz} - \omega_y \omega_z I_{xy} + \omega_x \omega_z (I_{xx} - I_{zz}) + (\omega_x^2 - \omega_z^2) I_{xz} + h_y \omega_z - h_z \omega_x &= T_y + T_{gy} \\
 I_z \dot{\omega}_z - \omega_x \omega_z I_{yz} + \omega_y \omega_z I_{xz} + \omega_x \omega_y (I_{yy} - I_{xx}) + (\omega_y^2 - \omega_x^2) I_{xy} + h_x \omega_x - h_x \omega_y &= T_z + T_{gz}
 \end{aligned} \tag{1}$$

可以看出,卫星各轴之间存在一定的耦合力矩,通过对力

量级进行分析得知, 卫星在轨运行的真实动力学情况各轴之间的耦合较小, 动力学方程可以简化为:

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x &= T_x - h_z \omega_y \\ I_y \dot{\omega}_y &= T_y \\ I_z \dot{\omega}_z &= T_z - h_y \omega_x \end{aligned} \quad (2)$$

单轴气浮台动力学方程为:

$$I \dot{\omega} = T + T_g \quad (3)$$

从真实卫星在轨运动的动力学环境看, 卫星三轴存在耦合较小。对比动力学方程可以看出, 在使用单轴气浮台模拟卫星时, 主要在于作用于气浮台上的力矩能否完整的反映卫星每个轴上的力学环境。

上述式中, T 包含载荷干扰力矩、快速响应飞轮输出力矩及姿控执行机构的输出力矩, T_g 为该气浮台试验系统的外干扰力矩。载荷的干扰力矩和快速响应飞轮输出力矩约在 0.1~1 Nm 量级, 是 $h_x \omega_y$ 和 $h_z \omega_x$ (h_x 和 h_z 按常规卫星约 10 Nms 左右计算) 的百倍以上, 是卫星所受的主要力矩。在整星角动量较小时, $h_x \omega_y$ 和 $h_z \omega_x$ 更小。

考虑使用三轴气浮台的一般情况, 使用气浮台在实验室开展全物理试验进行卫星控制系统的功能性能验证试验中, 如有载荷转动部件参与, 则各参试部组件运动产生的力矩作用于气浮台台体, 并与之发生动量转换, 根据动量守恒原理, 气浮台动力学方程如下:

$$I \dot{\omega} + \omega \times (I \omega + h_\omega) = T + T_g \quad (4)$$

I 为气浮台的惯量矩阵; ω 为气浮转台的角速度矢量; $h_\omega = J \Omega$ 为载荷的角动量; J 为载荷的转动惯量; Ω 为载荷的转速; $T = -\dot{h}_\omega$ 为作用在转台上的力矩矢量; T_g 为气浮台摩擦力矩。

当前, 在气浮台常值干扰力矩的估计、控制和补偿方面已有成熟的研究和实践应用, 完全满足卫星控制系统全物理仿真验证的需要^[7-8]。若 (4) 式左边的各项已知或可测出, 则可计算出载荷作用在气浮台台体上的力矩 T 。

考虑三轴气浮台的一般情况, 即气浮台转动惯量矩阵为三维, 且没有惯量积, $I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix}$, 角速度为三维矢量 $\omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}$ 。载荷转动部件的转动惯量 $J = \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix}$, 角速度为 $\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix}$ 。代入 (1) 解得:

$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + J_z \Omega_z \omega_y - J_y \Omega_y \omega_z \\ I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + J_x \Omega_x \omega_z - J_z \Omega_z \omega_x \\ I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y + J_y \Omega_y \omega_x - J_x \Omega_x \omega_y \end{bmatrix} \quad (5)$$

式 (5) 中载荷惯量在卫星本体各轴的分量 J_x 、 J_y 、 J_z 相对于卫星各轴转动惯量 I_x 、 I_y 、 I_z 而言为小量, 矩阵各元素第三、四项可忽略不计。故式 (5) 可近似转化为:

$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x \dot{\omega}_x \\ I_y \dot{\omega}_y \\ I_z \dot{\omega}_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

由 (5) 和 (6) 式可知, 载荷运动引起的干扰在各轴间的

相互影响很小, 对比动力学方程可以看出, 在使用气浮台模拟卫星时, 主要在于作用于气浮台上的力矩能否完整的反映卫星各主惯量轴上的力学环境。

综上, 使用单轴气浮台即可准确模拟载荷运动干扰下卫星某一轴的运动特性, 满足干扰力矩实验室标定的需要; 且相对于三轴气浮台, 试验前的调试、配平等准备工作也更加高效, 试验难度大大降低。

2.3 天地主要差异的分析

本文以某卫星搭载的大型对地观测载荷为研究对象, 载荷摆动轴平行于卫星某主惯量轴, 常规摆动角速度为 ω (1 档), 并可调为 1/2 档、1/3 档等, 扫描的角度范围相同, 如表 1 所示。

表 1 载荷各工况最大转速对比

序号	工况	最大转速
1.	1 档	ω
2.	1/2 档	ω
3.	1/3 档	ω

图 4 为某次标定试验中, 该载荷以各档模式工作时使用气浮台模拟卫星该惯量轴的运动角速度情况。

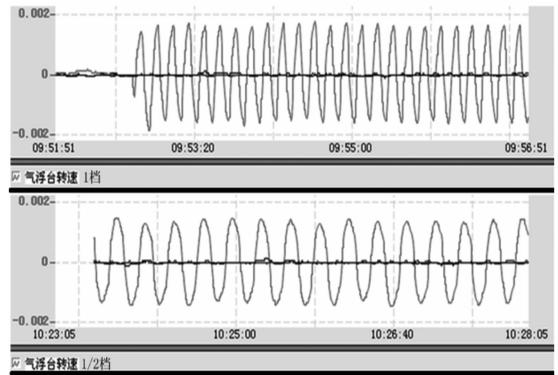


图 4 载荷相机 1、1/2 档工况下, 气浮台转速曲线 (纵坐标单位: $^{\circ}/s$)

根据动量守恒理论, 假设载荷相机 1 档模式工作时, 气浮台最大转速为 $\omega_{台}$, 则当载荷相机工作在 1/2 档模式下, 气浮台对应最大转速应分别为 $1/2 \omega_{台}$, 而图 4 所示情况却完全不同。分析天地差异可知, 对气浮台而言, 除前述各参试载荷、执行机构、试验系统引入的各已知来源的力矩外, 还存在与载荷转动方向相反的空气阻尼作用, 产生额外的力矩。由于气浮台和载荷存在角动量交换, 气浮台运动方向也与载荷运动方向相反, 因此空气阻力产生的力矩在本试验中使得载荷对气浮台的影响变严重; 且由于图 4 可知, 在对台体转速的变化贡献中, 所占比重大于载荷相机动量变化的贡献。

将载荷转动机构等效成矩形面, 因为低速运动物体所受控制的阻力与其运动速度的平方成正比例关系, 则其摆动时的某面积元 ΔS 上的空气阻力 F 及总体所受到的作用力矩 M 可表示为:

$$F = \frac{1}{2} C_d \rho v^2 \Delta S \quad (7)$$

$$M = 2 \int Fl = 2 \int \frac{1}{2} C_d \rho v^2 \Delta S l = \int_0^{l/2} C_d \rho v^2 l H dl = \int_0^{l/2} C_d \rho \omega^2 l^3 H dl \quad (8)$$

其中： C_d 为空气阻尼系数； ρ 为空气密度； v 为面积元 ΔS 对应的线速度； ω 为载荷转动部件的角速度； l 为面积元 ΔS 与转轴的垂直距离； H 为摆动机构高度。

文献[9]介绍的方法适用于特定构型的载荷干扰力矩的测量和标定，这种载荷的转动部件处于密闭腔体内部或因为结构等原因，运动时风阻相对于运动所产生的力矩可以忽略。而对于本文研究的大面阵载荷干扰力矩的试验测定，将存在较大误差。如果忽略该部分的影响，则有额外的误差引入系统，且相对于载荷干扰力矩真值不可忽略，不足以满足控制系统缺省参数装订的需要，需在轨测试时根据载荷运动对姿态的影响情况来修订补偿机构的补偿系数。因此，有必要研究更普遍适用的方法，在考虑空气阻力影响的前提下，在实验室对载荷运动干扰力矩进行更准确的标定，以降低卫星在轨道测试和运行的风险。

2.4 试验标定方法

研究图 2 所示载荷运动的某一个 $t_{变} + t_{匀}$ 段：气浮台的转速变化是气浮轴承摩擦力矩、载荷运动部件引起的空气阻力力矩（含转速变化段和匀速运动段），载荷转动部件的动量变化、补偿机构的动量变化等因素共同作用的结果。其中，气浮轴承摩擦力矩作用方向与气浮台转速方向相反，力矩为定值：

$$M_{摩擦} = f \quad (9)$$

根据具有不规则外形，低速转动物体引起的空气阻力力矩与转速的关系，设 K 为空气阻力力矩系数，近似认为载荷在加速度段做匀加速运动，则载荷转动过程中，速度变化段对气浮台的平均作用力矩：

$$M_{变} = \frac{1}{2} K \omega_{匀}^2 \quad (10)$$

匀速段对气浮台的作用力矩：

$$M_{匀} = K \omega_{匀}^2 \quad (11)$$

(10)、(11) 两式中 K 由 (8) 式推导得出：

$$K = \int_0^{l/2} C_d \rho l^3 H dl \quad (12)$$

研究载荷转速开始下降时刻，补偿机构的补偿系数需要调节的量为 Δk ，标称转速变化为 $\Delta \omega_{补偿}$ ，则气浮台转速 $\Delta \omega_{台}$ 满足如下公式：

$$J_{台} \Delta \omega_{台} = -f(t_{变} + t_{匀}) + K \omega_{匀}^2 t_{匀} + \frac{1}{2} K \omega_{匀}^2 t_{变} + J_{载荷} \omega_{匀} - (1 + \Delta k) J_{补偿} \Delta \omega_{补偿} \quad (13)$$

式中，气浮台转动惯量 $J_{台}$ 的测量已有成熟的方法^[10]，可以精确获得；载荷转动相关参数 $t_{变}$ 、 $t_{匀}$ 、 $\omega_{匀}$ ，补偿机构的转动惯量 $J_{补偿}$ 、转速变化 $\Delta \omega_{补偿}$ 均为各自产品的关键参数，由设计、加工保证，与设计值的差异可以忽略不计；试验中气浮台转速变化 $\Delta \omega_{台}$ 由陀螺组合测得，精度由陀螺的指标保证且精度足够高。因此，仅有气浮台轴承摩擦力矩 f 、载荷相机摆动时的空气阻力力矩系数 K 、载荷相机转动惯量 $J_{载荷}$ 和补偿机构补偿系数需要调节的量 Δk 这 4 个参数未知。

在载荷 1 档、1/2 档工况下，分别开展多次试验，求取各工况下转台转速变化 $\Delta \omega_{台}$ 的平均值，带入 (13) 式中，即可求取补偿机构补偿系数需要调节量 Δk 载荷转动惯量 $J_{载荷}$ ，并由此获取载荷干扰力矩值。

3 标定精度分析

对使用该方法测定载荷干扰力矩的效果进行验证，单轴气浮台配平良好、惯量测定准确的情况下，利用上述方法计算测得载荷干扰力矩后，若载荷以 1/3 档工况工作时，气浮台转速在被观测点（载荷转速开始下降时）的理论转速应为 0.001 32°/s，实际试验曲线如图 5 所示。

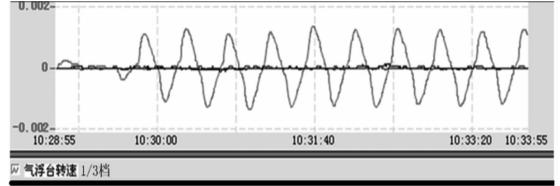


图 5 载荷相机 1/3 档工况下，气浮台转速曲线（纵坐标单位：°/s）

试验结果中气浮台转速如表 2 所示。由试验结果可知，此标定方法有效，与理论计算值一致。

表 2 载荷 1/3 档工况气浮台在观测点的转速(°/s)

序号	理论值	最大转速平均值
第一组试验	0.001 32	0.001 40
第二组试验		0.001 37
第三组试验		0.001 36

标定试验中可能产生的误差由地球自转角速度、精测角装置测量精度、角速度测量部件（一般为陀螺组合）性能、气浮台摩擦力矩、外干扰力矩、安装精度等因素引入。这几部分对标定试验精度的影响分析如下。

3.1 地球自转及陀螺组合性能影响

地面试验时，地球自转速度会对陀螺引入常值误差。地球自转速度 $\omega_e = 15^\circ/h$ ，若标定试验开展地区纬度为 30° 附近，气浮台台面与当地水平面平行，将给陀螺组合引入的附加的角速度。在垂直台面方向角速度为：

$$\omega_e \sin 30^\circ \approx 0.002^\circ/s \quad (14)$$

气浮台处于稳态控制模式，地球自转角速度陀螺组合在气浮台转轴方向的分量是恒定的，可视为陀螺组合的常值漂移的一部分；另外，陀螺组合稳定工作后的常值漂移也趋于稳定。控制分系统方案设计中可考虑并完全处理常值漂移对系统的影响，因此地球自转及陀螺组合性能对试验结果不会带来额外的误差。

3.2 精测角装置测量精度影响

目前，精测角装置一般选用光电自准直仪等高精度测角设备以实现类似试验中的小角度范围内高精度测量，测量精度可优于 0.5"，远优于一般对地观测卫星控制系统的相关指标，因此使用该类精测角装置时会给试验带来额外的误差可以忽略。

3.3 气浮台摩擦力矩及其他外干扰力矩影响

对于单轴气浮台，其轴承摩擦力矩容易做到小于 0.00049 Nm，而根据本文涉及的的载荷运动模式，其运动产生的干扰力矩最小约为 0.05 Nm，在此情况下，气浮台轴承摩擦力矩约为最小工况干扰力矩的 1%，此力矩对被控气浮台台面单轴姿态稳定度控制的影响小于 $5 \times 10^{-6}^\circ/s$ 。

（下转第 235 页）