

三轴卫星运动模拟台的工作台 设计及其平衡问题研究

邹文信 郭德申 邓玉新 张汉广

摘 要

三轴卫星运动模拟台是用来研制和测试卫星三轴稳定姿态控制系统的实验装置,它能提供几乎在没有重力矩作用下、姿控系统在工作时卫星模型运动的力学状态。

由于卫星在高空中运动时,转动卫星的力矩很小,这样在地面上做三轴稳定姿态控制系统实验时,也要求用很小的力矩转动卫星模型。所以必须采用气体润滑、精心设计工作台及调平衡机构,才能消除摩擦力矩和重力矩的影响。本文对三轴卫星运动模拟台的工作台及其平衡问题进行分析研究,设计了双层圆盘式结构的工作台,并采用了“台体坐标系”和“重心调节器”两种人工调平衡机构。特别是“重心调节器”这种人工调平衡机构,在理论分析上是可行的,在实践中也是可用的,它是对人工调平衡机构的一项重要改进。利用激光束观察卫星模型运动状态,也取得了很好的效果。通过测定激光束在刻度盘上反射光点的摆动周期,较准确的测得当前尚存的残余力矩值。对台体坐标系各轴转动惯量的测量也提出了简而易行、精度较高的测量方法。

一、前 言

三轴稳定是卫星飞行姿态控制方式之一。为了研究卫星三轴稳定姿态控制系统,模拟卫星在空间的姿态控制,在地面上需要有一个卫星姿态控制仿真系统,三轴卫星运动模拟台(以下简称模拟台)就是这个仿真系统中必不可少的组成部分。它能把卫星模型(即模拟台的工作台及其携带的被试件,下同)的重心支承在空气静压球型轴承的球心上,由于空气的动力粘度极小,因而能使卫星模型几乎无摩擦地绕三个轴自由转动,并实现了重力矩和摩擦力矩都接近于零的要求,仿佛卫星处于轨道上一样。再借助于遥测和指令系统,就能进行卫星三轴稳定姿控实验。所以,模拟台是用来研制和测试卫星三轴稳定姿态控制系统的实验装置,它能提供几乎在没有重力矩作用下、姿控系统在工作时,卫星模型运动的力学状态。

因为卫星在高空中运行时,转动卫星的力矩很小,所以在地面上做三轴稳定姿控系统实验时,也需要很小的力矩来转动卫星模型,一般不超过 $10 \text{ gf}\cdot\text{cm}$ 。即若卫星模型重 500 kgf ,则它的旋转中心和重心间距离不大于 $0.2 \mu\text{m}$;若工作台直径是 1.5 m ,有 0.2 gf 的重物在工作台边缘上,不平衡力矩就已超过 $10 \text{ gf}\cdot\text{cm}$ 了。如此小的干扰力矩,必须采用气体润滑、精心设计工作台及调平衡机构,才能消除摩擦力矩和重力矩的影响。

二、工作台设计及座标设置

工作台是模拟台的本体。本设计考虑到多用途，工作台采用双层圆盘式结构，因而安装面积大。为了方便地安装各种试验样品，上下台面备有许多螺钉孔。由于在双层台面上都必须安装大量试验部件并做各种姿态运动，所以工作台上下台面间加了许多加强筋，结构牢固、刚性较好。

工作台的具体特性为：

- (1) 材料：铸铝合金〔ZL24(S)〕。
- (2) 结构形式：双层圆盘式结构。
- (3) 上下台面直径均为1500 mm。
- (4) 高度：588 mm。
- (5) 球心到上台面距离为：215.5 mm。
- (6) 工作台重心在球心以下：26.11 mm。
- (7) 工作台自重：363.2 kgf。
- (8) 加在工作台上被试件总重：不大于150 kgf。
- (9) 转动惯量(gf·cm·s²)：

工作台本身：

$$\text{计算值} \begin{cases} J_{ox} = 0.593 \times 10^6 \\ J_{oy} = 0.567 \times 10^6 \\ J_{oz} = 0.790 \times 10^6 \end{cases}$$

加150 kgf试验件后：

$$\text{计算值} \begin{cases} J_{ox} = 0.940 \times 10^6 \\ J_{oy} = 1.005 \times 10^6 \\ J_{oz} = 1.320 \times 10^6 \end{cases}$$

$$\text{实测值} \begin{cases} J_{ox} = 0.993 \times 10^6 \\ J_{oy} = 1.109 \times 10^6 \\ J_{oz} = 1.436 \times 10^6 \end{cases}$$

- (10) 工作台转动角度：

围绕 z 轴无限；

围绕 x、y 轴 ± 30°。

图 1 表示的是模拟台三个座标系（均为右手系）：

(1) O—XYZ 相对地球固定的惯性直角座标系，Z 轴铅垂向上，座标原点在球心 O 上。

(2) o—xyz 是与工作台固结的台体座标系，z 轴垂直于上台面，放置重心调节器的方向为 x 轴正向，座标原点在球心 o 上。

(3) —x₁ y₁ z₁ 是重心调节器座标系，各轴在空间只互相垂直而不相交，故无座标原点，

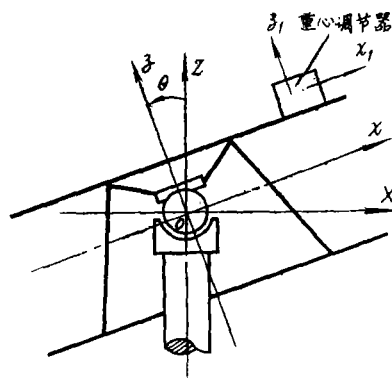


图 1 模拟台座标设置 (Y、y、y₁轴分别垂直纸面，向里为正)

方向分别与可调砝码运动方向相同。

三、对模拟台平衡问题的分析

在用模拟台进行姿控实验时，平衡问题是很关键的。使卫星模型不平衡的因素有：温度变化、磁场、气流、动态质量变化、静态质量分布等等，这些因素都能产生干扰力矩，使卫星模型发生摆动。

周围空气流动引起的干扰力矩大约为：

$$L \approx P \cdot V^2 \cdot R^3$$

式中： L —干扰力矩 (dyn·cm)

ρ —空气密度 (g/cm³)

V —空气流动速度 (cm/s)

R —工作台半径 (cm)

如果允许的气流干扰力矩为0.5 gf·cm，则气流速度必须小于1 cm/s，这是个非常低的速度，要想得到如此小的气流速度，只有把整个模拟台放在恒温、封闭、透明的罩内才行。

装在工作台上的被试系统，包括传感器、电池组、导线、气瓶、软绝缘管、反作用喷嘴、飞轮等等，在运动中都必须安装得牢固，不能有相对工作台的位移，否则会产生动态质量变化，使卫星模型质心发生随机漂移。

静态质量分布引起的干扰力矩在总的干扰力矩中起主要作用。所以，模拟台平衡问题主要就是如何使卫星模型的重心和它的旋转中心完全重合，如果这个条件不满足，由于重力影产生的干扰力矩将使实验无法进行。当然完全重合几乎是不可能的，但必须把它控制在不影响实验的范围内。

由重力引起的卫星模型平衡问题和通常的平衡问题一样，存在不稳定平衡、稳定平衡、随遇平衡三种状态。实验要求呈现随遇平衡状态，而不希望出现不稳定平衡状态。因为稳定平衡状态容易达到，所以，卫星模型平衡过程即是由稳定平衡逐渐向随遇平衡逼近的过程。

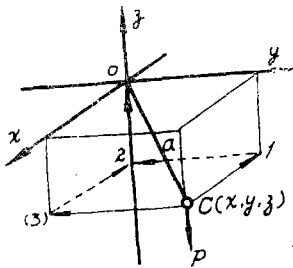


图2 卫星模型重心 C 向旋转中心 O

由于水平方向和垂直方向能独立调节，所以首先把卫星模型重心调到旋转中心以下并在 z 轴上，再进行垂直方向的调节 (见图2)。这样反复进行几次，就能使卫星模型重心和旋转中心基本重合。

两个心重合的标志是什么呢？这就是摆动周期。当卫星模型处于稳定平衡状态时，任倾一个角度，在重力作用下，它将绕过旋转中心某一水平轴作周期性摆动，这样就可以把卫星模型简化为一个复摆运动。当初始摆动角 θ_0 较大时，摆动周期

为：

$$T = 4K(\theta_0) \sqrt{\frac{J_0}{ap}}$$

式中： J_0 —绕过旋转中心某一水平轴的转动惯量 (gf·cm·s²)

a —旋转中心与重心间距离 (cm)

p —卫星模型重量 (gf)

ap —由重力引起的干扰力矩 (gf·cm)

T —摆动周期 (s)

θ_0 —初始摆动角 (度)

$$K(\theta_0) \text{—依 } \theta_0 \text{ 而定的常数 } K(\theta_0) = \int_0^{\frac{\pi}{2}} \frac{d\varphi}{\sqrt{1-k^2\sin^2\varphi}} \quad \text{其中 } k^2 = \sin^2\left(\frac{\theta_0}{2}\right)$$

可见周期越大, 表明两个心重合程度就越好。表 1 给出了几个不同 θ_0 值所对应的 $K(\theta_0)$ 值。

表1 θ 与 $k(\theta)$ 间对应值

| θ_0 | 5° | 10° | 15° | 15° | 20° | 25° | 30° |
|---------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| $K(\theta_0)$ | 1.5716 | 1.5738 | 1.5759 | 1.5776 | 1.5828 | 1.5898 | 1.5981 |

从表中看出, 当 θ_0 较大时, 卫星模型不再是简谐运动, 将呈现非线性特性。

四、人工调平衡机构的设计

模拟台调平衡方式有自动、半自动、人工调平衡三种。自动调平衡即对三个轴同时进行平衡, 从而平衡时间短, 精度高, 一般残余力矩可达到 1~3 gf·cm; 半自动调平衡是对每个轴逐个进行平衡, 由于固有交叉耦合影响, 仍有残余力矩约 5 gf·cm; 人工调平衡是测量在重力矩影响下, 卫星模型摆动周期来检测和均衡不平衡力矩的, 因而花费时间长, 精度也不高, 一般残余力矩达 10 gf·cm。但这对大多数卫星姿控系统来说是足够了, 所以设计人工调平衡机构还是有意义的, 本模拟台即采用人工调平衡机构。

人工调平衡就是什么检测元件也不用, 只是把卫星模型任倾一个角度后, 就能断定重心大致位置, 然后分别反复调水平方向和垂直方向的平衡。根据这种原则, 设计了两种人工调平衡机构, 即台体座标系人工调平衡机构和重心调节器人工调平衡机构。

台体座标系人工调平衡机构工作原理: 设卫星模型重心位置为 $c(x, y, z)$ (图2), 则重力对三个座标轴之矩分别为 $p \cdot y, p \cdot x, p \cdot z \cdot \sin \theta$, 若均衡这三个重力矩, 必分别沿 x, y, z 轴使活动砝码 Q 分别移动 x', y', z' , 从而使 $p \cdot x = Q \cdot x', p \cdot y = Q \cdot y',$

$p \cdot z \cdot \sin \theta = Q \cdot z' \cdot \sin \theta$ (即 $p \cdot z = Q \cdot z'$), 因此, 台体座标系人工调平衡机构就是沿台体座标系的三个座标轴驱动活动砝码 (见图 3), 它又分精调机构和粗调机构, z 轴方向的粗调是在上台面沿直径为 1.4m 圆周上均布四个活动砝码调节机构, 其参数见表 2。

台体座标系人工调平衡机构主要缺点是: 工作台的铸造与加工难度很大, 放置活动砝码的三个轴正交性难以保证, 并且占据上台面中心位置, 削弱了工作台的刚度, 调节时也很不方便等。

重心调节器人工调平衡机构工作原理: 为了均衡重力对卫星模型各轴之矩 $p \cdot x, p \cdot y, p \cdot z$, 则必须使活动砝码 Q 移动 x', y', z' , 并使 $Q \cdot x' = p \cdot x, Q \cdot y' = p \cdot y, Q \cdot z' = p \cdot z$, 其中 $Q \cdot x', Q \cdot y', Q \cdot z'$ 是作用在卫星模型上的三个力偶矩矢。根据力偶矩矢对刚体作用效应

表 2 台体座标系人工调平衡机构参数

| 数值项 轴 | | 丝杠参数 | 砵码重 (gf) | 活动范围 (cm) | 可调范围 (gf·cm) |
|----------|----|----------|----------------|--------------|--------------------|
| x | 精调 | M10×0.75 | 136 | 0~13 | 0~1768 |
| | 粗调 | M12×1 | 390 | 0~13 | 0~5070 |
| y | 精调 | M10×0.75 | 138 | 0~13 | 0~1794 |
| | 粗调 | M12×1 | 425 | 0~13 | 0~5525 |
| z | 精调 | M10×0.75 | 172 | 0~8 | 0~1376 |
| | 粗调 | M10×0.75 | 620 (155×4) | 0~8 | 0~4960 (0~1240) |

原理，在垂直于 yoz 、 xoz 、 xoy 平面的任意一个轴 x_1 、 y_1 、 z_1 上分别可得到力偶矩矢 $Q \cdot x'$ 、 $Q \cdot y'$ 、 $Q \cdot z'$ 。这样，就可以单独做一个小型箱体，使驱动活动砵码的三个轴 x_1 、 y_1 、 z_1 只互相严格垂直而可不相交于一点，其作用效果与台体座标系人工调平衡机构相同，称之为“重心调节器”(见图 3)。

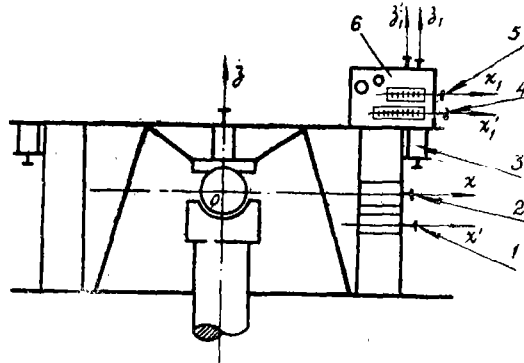


图 3 两种人工调平衡机构在工作台上的分布

1. x' 、 y' 为台体座标系粗调轴
2. x 、 y 、 z 为台体座标系精调轴
3. 台体座标系沿 z 轴粗调机构 (四个)
4. x'_1 、 y'_1 、 z'_1 为重心调节器粗调轴
5. x_1 、 y_1 、 z_1 为重心调节器精调轴
6. 重心调节器

各轴具体参数见表 3。

重心调节器人工调平衡机构优点是：结构紧凑、轻便；减轻了工作台重量，增强了刚性；容易铸造、容易加工；三个轴互相垂直精度很高；不占上台面中心位置；调节方便等。

通过实验证明，这种人工调平衡机构效果很好，它是对人工调平衡机构的一项重要改进。

表 3 重心调节器人工调平衡机构参数

| 数值 | 项 | 丝杠参数 | 砝码重 (gf) | 活动范围 (cm) | 可调范围 (gf·cm) |
|-------|----|------------------|----------|-----------|--------------|
| x_1 | 精调 | $M12 \times 0.5$ | 109 | 0~6 | 0~654 |
| | 粗调 | $M20 \times 1$ | 853 | 0~12 | 0~10236 |
| y_1 | 精调 | $M12 \times 0.5$ | 107 | 0~6 | 0~642 |
| | 粗调 | $M20 \times 1$ | 857 | 0~12 | 0~10284 |
| z_1 | 精调 | $M12 \times 0.5$ | 107 | 0~6 | 0~642 |
| | 粗调 | $M20 \times 1$ | 857 | 0~12 | 0~10284 |

五、卫星模型平衡的检测及其转动惯量测量

利用图 4 装置能简而易行地观察卫星模型运动状况。

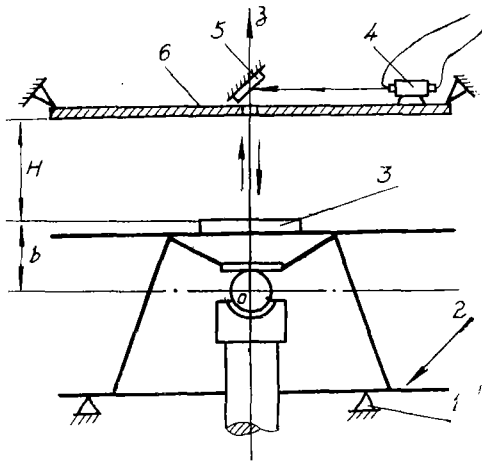


图 4 用激光束观察卫星模型运动状态
1. 限位装置 2. 卫星模型 3. 大平面镜
4. 激光管 5. 小平面镜 6. 刻度盘

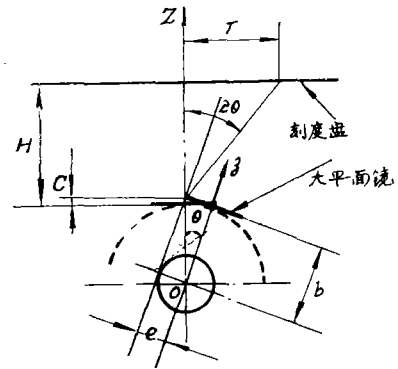


图 5 卫星模型倾角 θ 与刻度圆环半径 r 间关系

由激光管 4 发出的激光束射到小平面镜 5 上，通过刻度盘 6 的中心孔照射到固定在上台面中心的大平面镜 3 中心上，且与 z 轴重合。撤掉限位装置 1，让卫星模型 2 倾 θ 角后，光点便反射到刻度盘上。由图 5 知刻度盘上同心圆环半径 r 与倾角 θ 关系为：

$$r = \left[H - b \cdot \left(\frac{1}{\cos \theta} - 1 \right) \right] \cdot \text{tg}(2\theta)$$

大平面镜半径 e 为：

$$e = b \cdot \text{tg}30^\circ$$

式中 H 、 b 均为常数。

根据 r 与 θ 间关系式，从 $\theta = 1^\circ, 2^\circ, \dots, 30^\circ$ 标定出相应的 r_1, r_2, \dots, r_{30} ，观察反射光点在

刻度盘上的位置，便知卫星模型的倾角和方位。

为了减小环境气流的影响，实验是在大帆布罩内进行的；每次设置初始摆动角 θ_0 时，都要特别小心，以减小人对卫星模型的附加干扰力矩。

先计算出卫星模型转动惯量的值 $J_0 = 10^9 \text{ gf}\cdot\text{cm}\cdot\text{s}^2$ ，再测得刻度盘上反射光点摆动周期 T 。若 $\theta_0 = 13^\circ$ ，由公式 $ap = [4K(13^\circ)]^2 \cdot \frac{J_0}{T^2}$ 求出重力矩 ap 值。多次设置初始摆动角，测得相应摆动周期平均值为 12.5 min ，则重力矩为 $70.64 \text{ gf}\cdot\text{cm}$ ，这就是模拟台当前尚存的残余力矩值。应该指出的是：随着残余力矩的减小，由涡流、台体非等弹性变形等其他因素引起的干扰力矩也将起作用。因此，要想得到小于 10 （或小于 5 ） $\text{gf}\cdot\text{cm}$ 的残余力矩值，则需有一个完善的实验环境才行。

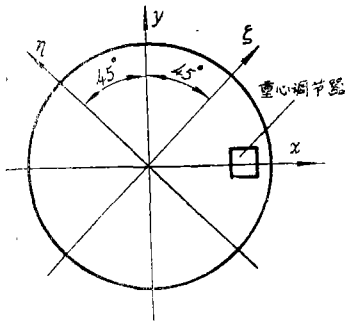


图6

通过测绕卫星模型某一水平轴的摆动周期，可得绕该水平轴的转动惯量。其做法是：在重力矩调到 $70 \text{ gf}\cdot\text{cm}$ 左右的基础上，驱动重心调节器 z_1 轴上砝码，使卫星模型重心下移，得重力矩 $5139 \text{ gf}\cdot\text{cm}$ ，再分别测绕卫星模型四个水平轴(图6)摆动周期，若 $\theta_0 = 13^\circ$ ，由公式 $J_0 = \frac{ap}{[4K(13^\circ)]^2} \cdot T^2$

得该四个水平轴（实际可测垂直于 z 轴任意一个水平轴）的转动惯量（表4）。表中还计算了考虑原残余力矩为 $100 \text{ gf}\cdot\text{cm}$ （实际小于此值）时的转动惯量。从表4可见，由原残余力矩引起的诸水平轴转动惯量值误差不超过 2% 。

表4 四个水平轴转动惯量实测值

| 数 值 | 轴 | y | ξ | η | x |
|--------------------------------------------------|---|-----------|-----------|-----------|-----------|
| $T(\text{s})$ | | 91.7 | 89.8 | 89.3 | 86.8 |
| 当 $ap = 5139 \text{ gf}\cdot\text{cm}$ 时 | | | | | |
| $J_0(\text{gf}\cdot\text{cm}\cdot\text{s}^2)$ | | 1087526.9 | 1042927.2 | 1031345.7 | 974407.85 |
| 当 $ap = (5139 + 100) \text{ gf}\cdot\text{cm}$ 时 | | | | | |
| $J_1(\text{gf}\cdot\text{cm}\cdot\text{s}^2)$ | | 1108389.1 | 1063221.6 | 1051414.6 | 993368.89 |
| $\frac{J_1 - J_0}{J_0} \times 100\%$ | | 1.95 | 1.95 | 1.95 | 1.95 |

利用图7装置可测卫星模型垂直轴 z 的转动惯量。

在上台面圆周对称位置的两个螺钉6上，分别系两条尼龙绳4，绕过两个定滑轮5，在尼龙绳末端分别系砝码3（悬吊两个砝码的目的是为了消除水平力对测量精度的影响），在下台面圆周上贴刻度尺1，读数指针2便指示出转过的刻度，从而知砝码下落的高度（这样可避免由尼龙绳拉长而引起的砝码下落高度误差），再测出砝码下落此高度所需的时间 t ，由下式可求出卫星模型绕垂直轴的转动惯量 J_z 值（为消除各处摩擦力影响，用两组重量不同的砝码分别各测10次）：

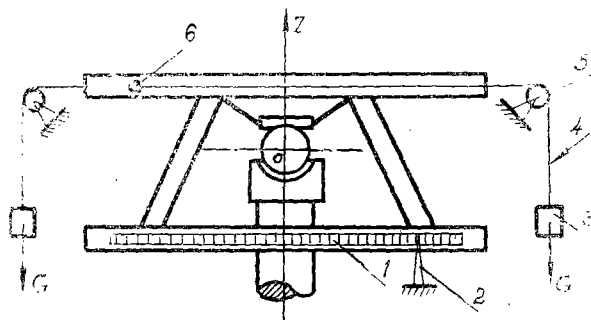


图7 卫星模型z轴转动惯量测量装置

1. 刻度尺 2. 读数指针 3. 砝码G (两个)
 4. 尼龙绳 (两条) 5. 定滑轮 (两个) 6. 螺钉 (两个)

$$J_{oz} = \frac{\left[G_1 \cdot \left(1 - \frac{2h}{g \cdot t_1^2} \right) - G_2 \cdot \left(1 - \frac{2h}{g \cdot t_2^2} \right) \right] \cdot R^2}{2h \cdot \left(\frac{1}{t_1^2} - \frac{1}{t_2^2} \right)}$$

式中： G_1, G_2 ——第一、二组砝码重量(gf)
 t_1, t_2 ——第一、二组砝码下落时间(10次)平均值(s)
 g ——重力加速度(取值为980 cm/s²)
 h ——第一、二组砝码下落高度(cm)
 R ——工作台半径(为75 cm)

表5 实验数据

| 实验组别 | 砝码重 G (gf) | 下落高度 h (cm) | 10次下落时间平均值 t (s) |
|------|------------|-------------|------------------|
| 一 | 111.6 | 100 | 21.5 |
| 二 | 269.5 | 100 | 13.8 |

计算结果： $J_{oz} = 1436101.10 \text{ gf} \cdot \text{cm} \cdot \text{s}^2$ 。

对于台体座标系卫星模型三个轴转动惯量实测值与计算值比较见表6：

表6 $J_{测}$ 与 $J_{计}$ 比较

| 数值 轴 | 项 | $J_{测}$ (gf·cm·s ²) | $J_{计}$ (gf·cm·s ²) | $\frac{J_{测} - J_{计}}{J_{测}} \times 100\%$ |
|---------|---|------------------------------------|------------------------------------|--------------------------------------------|
| x | | 993368.89 | 940481.93 | 5.3 |
| y | | 1108689.10 | 1005227.60 | 9.3 |
| z | | 1436101.10 | 1320078.10 | 8.1 |

从表中可知：对于台体座标系卫星模型三个轴转动惯量实测值与计算值误差不超过10%。

六、结 束 语

三轴卫星运动模拟台的试验台现已完成。在较差的环境条件下,经过精心调试我们认为:

(1) 实际测得模拟台的残余力矩值为 $70.64 \text{ gf}\cdot\text{cm}$ 。要想再减小此值,必须有完善的实验环境才行。

(2) 引起残余力矩因素是多方面的:有重力、涡流力矩、气流、台体非等弹性变形、温度变化、磁场等等。因此,随着残余力矩值的减小,除重力因素外,其他因素也将起作用。所以,希望能设计自动补偿装置来补偿重心漂移才好。

(3) 模拟台要求的实验环境条件是很严格的,最好是把它放置在恒温的、封闭的有机玻璃罩内,以防止温度变化和空气流动而引起的干扰力矩。

(4) “重心调节器”这种人工调平衡机构是可用的,它具有精度高、调节方便等优点。它是对人工调平衡机构的一项重要改进。

参加此项工作的还有长春光机学院乔长青同志。

参 考 文 献

- [1] [美] C.基特尔等著、陈秉乾等译:《力学》,科学出版社,1979
- [2] C.G.Rasmussen; A comparative study of an automatic balancing system for a three-axis satellite motion simulator, 1970
- [3] N.S.Grassam J.W.powell; Gas Lubricated Bearings, 1964