



中华人民共和国国家标准

GB/T 32307—2024

代替 GB/T 32307—2015

航天器磁性评估和控制方法

Assessment and control methods of spacecraft magnetic property

2024-05-28 发布

2024-12-01 实施

国家市场监督管理总局
国家标准化管理委员会 发布

目 次

前言	III
1 范围	1
2 规范性引用文件	1
3 术语和定义	1
4 航天器磁性指标要求	2
5 航天器磁性评估和控制目的	3
6 航天器磁性评估和控制流程	3
7 航天器磁性设计评估	4
8 航天器磁性控制	6
9 航天器磁性测试	10
10 航天器磁性测试评估	12
附录 A (资料性) 航天器主要的轨道磁场及特点	20
附录 B (资料性) 磁场和磁矩的单位制及单位转换系数	22
附录 C (资料性) 航天器的主要磁源	23
附录 D (资料性) 航天器磁矩的分类和计算	24
附录 E (资料性) 航天器单位质量磁矩估值	26
附录 F (资料性) 自旋航天器的涡流效应和磁滞阻尼	27
附录 G (资料性) 航天器典型元器件和部件经充退磁后的磁场数据	29
附录 H (资料性) 航天器典型电机磁屏蔽前后磁性数据	30
附录 I (资料性) 航天器磁性测试方法	34
附录 J (资料性) 近场分析法中几种特殊的磁传感器测试布局方法	42
附录 K (资料性) 磁测试中铁磁类工装设备磁矩标定方法	50
附录 L (资料性) 航天器磁矩量级与尺度分类	52
附录 M (资料性) 某航天器多载荷转动部件工作模式下在轨磁矩变化波动数据	53

前 言

本文件按照 GB/T 1.1—2020《标准化工作导则 第 1 部分：标准化文件的结构和起草规则》的规定起草。

本文件代替 GB/T 32307—2015 航天器磁性评估和控制，与 GB/T 32307—2015 相比，除结构调整和编辑性改动外，主要技术变化如下：

- a) 增加了术语“磁场”“磁矩”“磁净化”(见 3.1、3.2、3.14)；
- b) 更改了“磁性评估和控制流程”“航天器磁性控制”(见第 6 章、8.2.2.2, 2015 年版的第 6 章、9.2.2.2)；
- c) 增加了航天器磁性测试评估的要求(见第 10 章)；
- d) 删除了航天器磁性测量影响因素(见 2015 年版的 10.3)；
- e) 增加了附录“航天器典型电机磁屏蔽前后磁性数据”“近场分析法中几种特殊的磁传感器测试布局方法”“磁测试中铁磁类工装设备磁矩标定方法”“航天器磁矩量级与尺度分类”“某航天器多载荷转动部件工作模式下在轨磁矩变化波动数据”(见附录 H、附录 J、附录 K、附录 L、附录 M)。

请注意本文件的某些内容可能涉及专利。本文件的发布机构不承担识别专利的责任。

本文件由全国宇航技术及其应用标准化技术委员会(SAC/TC 425)提出并归口。

本文件起草单位：上海卫星装备研究所、北京卫星环境工程研究所、上海卫星工程研究所、中国航天标准化研究所。

本文件主要起草人：吴卫权、方宝东、彭光东、肖琦、陶晶亮、王浩、孙晓春、宗娟、周宇、许冬彦、张弛、肖文斌、王韬、周雪琴、乔纯鑫。

本文件于 2015 年首次发布，本次为第一次修订。

航天器磁性评估和控制方法

1 范围

本文件规定了航天器磁性评估和磁性控制的目的、程序和方法。

本文件适用于航天器磁性评估和磁性控制,航天器部、组件磁性评估和控制参照执行。

2 规范性引用文件

本文件没有规范性引用文件。

3 术语和定义

下列术语和定义适用于本文件。

3.1

磁场 magnetic field

由磁体、电流、运动电荷周围空间产生的一种特殊形态的物质,传递实物间磁力作用的场。

注:通常构成航天器产品磁矩的场强包含剩磁场、杂散磁场、感磁场和涡流磁场。

3.2

磁矩 magnetic moment

磁性物体的一种物理属性,是描述磁体、载流线圈磁性的物理量。

注:与场强源相对应的磁矩包含剩磁矩、杂散磁矩、感磁矩和涡流磁矩。

3.3

剩磁场 spacecraft residual magnetic field

在外加磁场消除以后航天器不工作时仍保留的磁场。

3.4

剩磁矩 spacecraft residual magnetic moment

航天器剩磁场所对应的磁矩。

3.5

杂散磁场 spacecraft stray magnetic field

航天器通电工作时,由电流引起的磁场。

3.6

杂散磁矩 spacecraft stray magnetic moment

航天器杂散磁场所对应的磁矩。

3.7

感磁场 spacecraft inducting magnetic field

在内、外部磁场因素作用下航天器软磁材料感生的磁场。

3.8

感磁矩 spacecraft inducting magnetic moment

航天器感磁场所对应的磁矩。

3.9

涡流磁场 spacecraft whirling magnetic field

航天器或部件处于交变磁场中或在恒定磁场中旋转时,由其导体感生的涡流引起的磁场。

3.10

涡流磁矩 spacecraft whirling magnetic moment

航天器涡流磁场所对应的磁矩。

3.11

干扰磁场 spacecraft interfering magnetic field

航天器在器载磁传感器及磁敏感部件位置处产生的磁场。

3.12

零磁线圈系统 zero magnetic field coil system

以正交三轴方式绕制的线圈装置,当对线圈通电时,沿单轴或多轴产生磁场,用来抵消有限空间中的地磁场。

3.13

充退磁线圈系统 magnetization and demagnetization coil system

由导线绕成用于试件充磁或退磁的线圈装置,当通以直流或交流电时,在线圈中心轴向产生直流或交流磁场。

3.14

磁净化 magnetic purification

航天器通过选材、产品及相关电流回路的磁性优化布局,充退磁、磁屏蔽、磁补偿等控磁措施,减少磁性,达到要求。

4 航天器磁性指标要求

4.1 航天器磁干扰力矩约束的磁矩

航天器磁干扰力矩约束的磁矩指标要求如下。

- a) 一般要求磁干扰力矩 L 为航天器总干扰力矩的 $1/b$,其中 b 为系数,取值范围为 $3\sim 10$, b 值由航天器姿控系统任务要求确定。
- b) 对于一般尺寸的航天器,可认为在其所占据的空间范围内的轨道磁场是均匀的,不需考虑磁场梯度的影响,这时作用在航天器上的磁干扰力矩由公式(1)确定。

$$L = M \times B \quad \dots\dots\dots(1)$$

式中:

L —— 航天器的磁干扰力矩,单位为牛米($N \cdot m$);

M —— 航天器的磁偶极矩,单位为安平方米($A \cdot m^2$);

B —— 航天器的轨道磁感应强度,单位为特(T)。

注:公式(1)中的 M 和 B 在同一坐标系中表示。

- c) 一般需通过姿控系统计算机进行数学仿真,由航天器在轨情况下的磁干扰力矩计算航天器磁矩指标要求。主要的轨道磁场及特点见附录 A。

4.2 航天器器载磁强计等磁敏感部件约束的干扰磁场

航天器器载磁强计等磁敏感部件约束的干扰磁场指标要求如下。

- a) 航天器自身磁场应保持在一定水平以下,以防止磁传感器等磁敏感部件受航天器自身磁场干扰而影响其功能实现。磁敏感部件安装位置是决定航天器剩磁场指标的另一个关键因素,公

式(2)说明了一个偶极子矩为 M 的部件在距离 R 处产生的干扰磁场。

$$B_1 = 200M/R^3 \quad \dots\dots\dots(2)$$

式中:

B_1 ——航天器干扰磁场,单位为纳特(nT);

R ——距离,单位为米(m)。

- b) 对载有探测空间其他粒子的磁敏感部件航天器,航天器干扰磁场允许值由任务书中的技术指标确定。
- c) 对于探测空间磁场的航天器,其自身产生的磁场对器载磁强计的干扰控制程度取决于器载磁强计传感器的量程、精度指标。
- d) 当需要探测行星际空间弱磁场或高精度探测地磁场时,需对航天器剩磁场及稳定性提出严格要求,磁场和磁矩的单位转换系数见附录 B。

5 航天器磁性评估和控制目的

航天器磁性评估和控制的目的是如下:

- a) 评估和控制航天器的磁矩,使其满足姿控系统允许的最大磁干扰力矩要求;
- b) 评估和控制航天器产生的磁场,使其在器载磁强计传感器等磁敏感部件安装部位区域的干扰磁场不影响磁敏感部件的性能;
- c) 综合评估和控制航天器允许的最大磁偶极矩和对航天器局部(如磁敏感部件安装位置区域)磁场强度变化量,使其满足涉及磁场类航天器的任务需求。

6 航天器磁性评估和控制流程

航天器磁性评估和控制应贯彻于航天器研制的全过程。在方案阶段对航天器磁性进行仿真评估、分类控制,确定产品磁性控制原则和方法。在排除不必要考虑的磁敏感设备后,根据产品磁性控制要求;掌握整器、系统、单机部件磁性特点及相互间关系,避免使用不必要的磁性材料和软磁材料、充分利用对称结构布局等方法,实现整器、系统、单部件磁性及相关电流回路面积最小化。同时,对航天器主要系统设备和部件进行阶段性磁性测试和评估,验证设计正确性、控磁有效性。若产品磁性超标,在不影响产品功能前提下,应并行采取充退磁、磁屏蔽、磁补偿和必要的线路工艺改进等措施进一步减少产品磁性,最终完成整器磁性测试及评估以满足航天器在轨指标要求。航天器磁性评估和控制流程见图 1,主要磁源见附录 C。

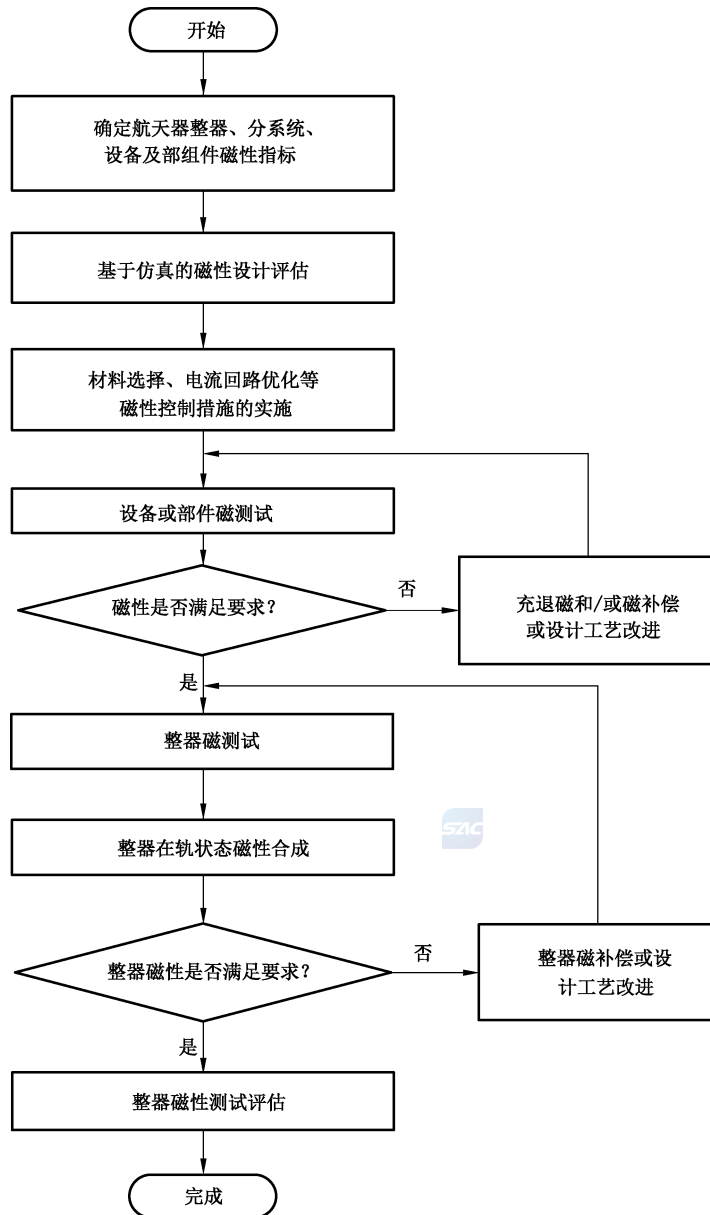


图 1 航天器磁性评估和控制流程

7 航天器磁性设计评估

7.1 磁性设计评估目的

航天器磁性设计评估目的是确定航天器主要磁源并初步估计航天器磁矩量值和磁敏感单机部位磁场量值,从而得出磁性设计是否满足任务要求的初步结论。

7.2 磁性设计评估计算方法

航天器磁性设计评估一般采用以下方法进行仿真计算:

- a) 仅考虑偶极子矩产生的磁场时,采用偶极子作图法进行产品磁矩、磁场分布计算;
- b) 考虑偶极子矩及多极子矩产生的磁场时,采用球面作图或赤道作图分析方法进行产品磁矩、

磁场分布计算；

- c) 对于整器级复杂边界条件的磁矩和磁场的分布计算,按上述 a)、b)的技术要求采用专业磁仿真软件进行综合仿真模拟计算。

7.3 磁性设计评估项目

7.3.1 部、组件磁性评估

在航天器产品研制的初始阶段,可根据类似的继承性航天器部、组件产品的磁矩、磁场数据对新研制航天器部组件产品的磁矩、磁场进行估值。如果没有类似的成熟航天器部组件产品的数据,则可根据在研航天器部组件产品的相应参数,例如质量、材质与几何特性、工作方式、功耗、电缆布局、任务要求和装载部件情况等综合估值,计算方法见附录 D。

7.3.2 器磁性评估

可根据类似的继承性航天器产品的磁矩、磁场数据对同类新研航天器产品的磁矩、磁场进行估值。如果没有类似的成熟航天器数据,则应基于部件或系统的磁性数据,进行仿真估算。磁矩估值可参照附录 E 中的试验统计数据。航天器磁性仿真流程见图 2,主要内容如下。

- a) 航天器不工作状态下的磁仿真:利用航天器不工作状态下部件磁试验数据库进行部件磁仿真建模,在航天器部件建模的基础上进行整星建模,然后进行航天器磁场和磁矩的仿真计算。在此基础上,通过对整星磁模型中一些部件位置和方向的变化,进行组合排列优化计算,来设计计算航天器的磁矩、磁场分布特性。
- b) 航天器主要电缆网的磁仿真:合理选取对磁场有较大贡献的主要电缆进行建模计算。在此基础上,通过对航天器主要电缆网磁模型中一些电缆位置和走向的改变,进行优化计算,来设计计算航天器的磁矩、磁场分布特性。
- c) 综合磁仿真:结合航天器不工作状态下的磁场仿真模型和航天器主要电缆网磁场仿真模型,对航天器工作状态下的磁矩、磁场进行综合仿真。



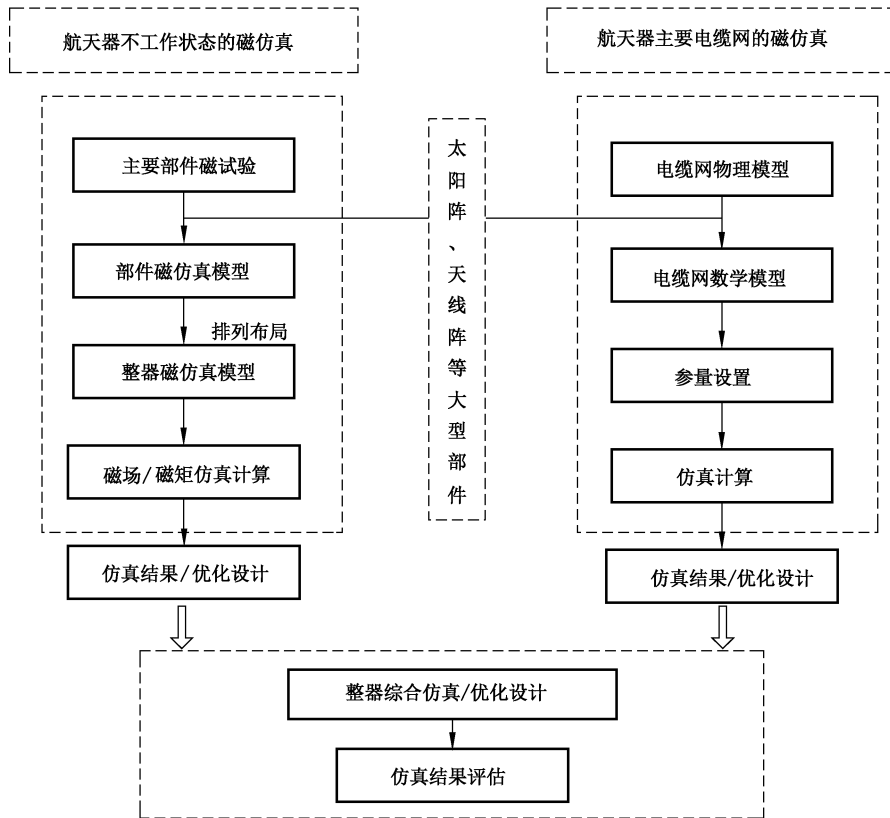


图 2 航天器磁性仿真流程

7.4 磁性设计评估报告

航天器产品完成磁性仿真计算后,对产品进行磁性评估,并编写航天器产品磁性设计评估报告,评估报告一般包括以下内容:

- a) 评估目的;
- b) 评估项目;
- c) 评估计算方法;
- d) 评估数据分析,包括航天器磁矩仿真数据结果分析、航天器磁场仿真数据结果分析、磁敏感部件区域磁场曲线图、二维及三维磁场云图绘制、仿真误差分析等;
- e) 评估结论。

8 航天器磁性控制

8.1 航天器磁性控制要求



8.1.1 磁性控制要求分类

航天器磁性控制的程度取决于任务书的要求,磁净化的要求通常表示为航天器允许的最大磁偶极子矩及对航天器局部(磁敏感仪器安装部位)磁场强度量值或变化量的限制,对航天器的磁性控制要求分类见表 1。不同控制类别航天器单位质量磁矩估值见附录 E。

表 1 航天器磁性控制要求分类

控制要求	I 类	II 类	III 类
设计	制定磁性控制的正式规范,审定材料和部件清单,按电流回路配对排列安装部件抵消杂散磁场	制定材料和部件的选择规范,避免软磁材料或控制优化电流回路	电流回路控制,避免软磁材料
磁测试	全部零部件磁性检查和测试	重点部件磁性检查和测试	对可能成为偶极子源的部件进行磁测试
退磁/补偿/屏蔽	部件和整个航天器退磁,部件磁屏蔽,航天器磁测试和磁补偿	部件退磁、航天器磁测试和磁补偿	选择性磁测试和磁补偿
<p>注 1: I 类——探测行星际空间弱磁场类或高精度探测地磁场类航天器; II 类——利用磁强计确定姿态或测量小扰动磁场信号类航天器; III 类——低轨磁干扰力矩较大/探测木星类等较强磁场航天器。</p> <p>注 2: I 类是严格磁设计和磁性控制; II、III 类是一般磁设计和磁性控制。</p>			

8.1.2 各部件、设备的磁矩控制要求

根据航天器总的磁矩、磁场要求分别对航天器主要设备、部件提出磁矩指标要求,并针对各设备、部件磁性特点、结构大小、使用磁性元器件和材料的情况等确定磁试验要求。

8.2 航天器磁性控制措施

8.2.1 材料和元器件选择

材料和元器件选择方面的措施要求如下。

- a) 在保证部件结构强度条件下,应选用钛、铜、铝、不锈钢(磁化系数小于 10^{-5})等材料代替有磁性不锈钢等作为航天器材料。航天器用的螺母、螺栓、螺钉、弹性垫圈、垫片等紧固件, M6 以上一般应选用无磁不锈钢或其他非磁性材料(如 1Cr18Ni9Ti 和钛合金)制成; M6 以上(含 M6)不锈钢紧固件应经退磁处理。对器载磁强计传感器附近结构件及紧固件应采用钛合金等无磁材料。

注: 铝、金、银、钛、锰、镉、铜、锌、银镍合金等为航天器常用的非磁性金属。

- b) 在特性参数相同情况下应尽量选用低磁或无磁的元器件。

8.2.2 结构布局和配置

8.2.2.1 元器件、部组件和设备结构布局

对于元器件、部组件和设备结构布局的要求如下。

- a) 元器件: 由于设备及部件的特殊功能需要,其内部某些元器件仍要采用永磁材料或一些高导磁率材料时,应将这磁性元器件(如继电器等)在设备和部件中进行合理布局,采用相同规格的偶数个元器件使其磁性相互抵消配置。
- b) 部组件: 航天器部组件(如蓄电池组,配电器、飞轮等)在进行结构布局时应充分考虑磁设计因素对其进行合理排列,使其组合磁矩和磁场相互抵消。

- c) 大型部件或分系统:可采用局部和整体配对抵消的方法将大型部件或分系统(如太阳能电池阵、天线阵系统等)中若干相同部件、模块合理配对排列,使它们产生的合成磁矩和磁场最小。
- d) 磁敏感部件:通过例行试验明确磁敏感部件的磁干扰强度阈值,合理安排磁敏感部件安装位置使其尽可能远离星上的主要磁源;在结构可靠性允许条件下,可采用伸展机构模式使磁敏感部件远离航天器本体,以减少或避免航天器磁源对其的影响。

8.2.2.2 布线

控制星上电缆的电流回路面积和限制回路数量并采用单点接地系统是控制航天器杂散磁矩的关键,航天器所用电缆及布局的要求如下。

- a) 设备内的电流回路应尽可能采用绞合线。无法采用绞合线时,电流回路正线和回线应尽量靠拢。
- b) 星体舱内系统间供电电缆走线应采取来回并行走线走向方式,使各供电电缆电流回路围成的面积最小。上述走线设计后,航天器某种工况下杂散磁矩仍很大且星体舱内系统间单机安装位置、接口位置等无法布局改进时,方可采用增加系统间供电电缆长度方法;并针对已知工况下流经该电缆的电流值及该工况下整器某象限轴上产生的杂散磁矩值,反向布局一定面积电缆回路,可实时动态抵消该轴上的杂散磁矩。采用带有标志的卡箍严格敷设绑扎好电缆,确保电缆回路面积固定不变、安全可靠。

注:星体舱内系统间供电电缆走线如充电状态下电源控制器至蓄电池正、负极间供电线路,放电状态下电源控制器至蓄电池正、负极间供电线路,蓄电池间的功率电缆供电线路,电流测量盒至载荷配电间供电线路,载荷配电间至蓄电池负极间供电线路。

- c) 在接地通路中应避免形成较大面积的电流回路。
- d) 太阳能电池阵电缆走线布局要求如下:
 - 1) 单块电池板内采用S形走向,避免构成较大电流回路,并使相邻模块电流回路产生的磁矩相互抵消;
 - 2) 使单翼板与板之间电流回路产生的磁矩相互抵消;
 - 3) 两翼对称阵板之间电流流向应对称布局。
- e) 蓄电池块布线要求如下:
 - 1) 蓄电池组输出端功率电缆应尽量敷设在正负极附近,电缆铺设方向与蓄电池组本体动态磁矩相反,使其产生磁矩的电流回路有效面积最小;
 - 2) 单排电池块功率线电缆应尽量沿正负极连线中间敷设;
 - 3) 温控供电回路电缆正负线应靠近捆扎,使其产生合成磁矩的电流回路有效面积最小。
- f) 天线布线要求如下:
 - 1) 控制天线阵面上各模块的接地线长度,使接地通路形成的电流回路面积最小;
 - 2) 天线阵面的供电和控制电缆正负线均应采用双绞线,板内部件及模块应对称性布局;
 - 3) 散线连接的热控电缆正负线应置于同一束内,并采取对称性布局,使其产生的磁矩相互抵消;
 - 4) 使单翼板与板之间电流回路产生的磁矩相互抵消;
 - 5) 两翼对称阵板之间电流流向应对称布局。

8.2.3 避免磁滞效应、涡流效应措施

避免磁滞效应、涡流效应方面的措施要求如下。

- a) 磁滞效应仅在快速自旋航天器中带有细长的棒状软磁材料中显现,应尽量避免该种形状、材料的产品使用。

- b) 涡流效应仅在快速自旋航天器上显现。通过在航天器结构中插入绝缘材料来阻断涡流通路,避免在通过自旋轴的平面内形成大面积传导电路。航天器涡流磁场效应和磁滞阻尼的计算方法见附录 F。

8.2.4 充磁、退磁处理

8.2.4.1 充磁、退磁原理

为考核某些设备或系统磁敏感度,可将磁敏感部件置于充退磁线圈装置中,充磁是在直流磁场中进行,产品所受的直流磁场量级由任务书规定的指标确定。

航天器及某些部件(如镉镍电池组等)含有较大的磁性(软磁性),可进行退磁处理以减少磁矩。退磁前,应先对产品进行充磁,以更有效地退磁并保证退磁后产品的磁稳定性。退磁是在抵消了地磁场的近零磁场空间中进行。常用的方法是将充退磁线圈置于近零磁场空间中央,产品置于充退磁线圈内,先施加直流磁场进行充磁,然后施加按指数衰减或直线衰减缓慢至零的交流磁场进行退磁。退磁前后产品磁性的变化应进行测定,用以确定退磁效果。航天器典型元器件和部件经充退磁后的磁场数据见附录 G。

8.2.4.2 充磁、退磁试验

充磁、退磁试验按下列步骤进行:

- a) 将航天器置于试验中心区转台上,开启零磁线圈设备及充、退磁程控电源;
- b) 测量充磁前磁矩;
- c) 选择充磁模式、电流、时间等参数后进行充磁;
- d) 测量充磁后磁矩;
- e) 选择退磁模式、电流、频率、时间等参数后进行退磁;
- f) 测量退磁后磁矩。

8.2.5 磁屏蔽

磁屏蔽主要措施如下。

- a) 由于电性能等特殊要求,某些航天器部件应使用一些磁性元器件。造成该部件磁性严重超标、或影响航天器所载磁强计磁场探测功能,或磁性敏感部件受磁干扰后不能正常工作等情况时,在总体结构、重量允许的范围可采用磁屏蔽方法控制其磁性。
 - b) 采用高导磁率金属如坡莫(铁镍)合金、殷钢,或有一定导磁性的不锈钢如 2Cr13 等材料加工的一层或几层屏蔽罩壳对展开机构电机、电机驱动电源开关和射频环形器开关等产品进行磁屏蔽是减少磁矩、降低磁场的有效措施。材料的磁导率越高,罩壁越厚,屏蔽效果就越显著。
 - c) 为了避免部分漏磁以达到更好的磁屏蔽效果,可采用多层屏蔽。
 - d) 产品屏蔽前后需进行磁矩测量以确定有效性,必要时进行充退磁试验。
- 典型电机屏蔽前后磁场和磁矩变化数据见附录 H。

8.2.6 磁补偿

磁补偿主要技术要求如下。

- a) 航天器及其某些部件在经过磁设计、退磁等方法处理后对其进行磁测试,如其磁性指标仍超过要求,应进行磁补偿以降低磁性。磁补偿主要采用机械强度高、居里点温度高、高内禀矫顽力和高磁能积的永磁材料(如钕铁硼、钕钕系列)安装于航天器及其某些部件上,分别对航天器及其某些部件 X、Y、Z 三个正交方向上的磁矩值进行抵消。

- b) 永磁补偿块的布局主要原则如下：
 - 1) 避免对磁场感应灵敏设备的干扰；
 - 2) 尽量选择在磁矩较大的设备附近；
 - 3) 对称性设置。
- c) 航天器磁矩补偿主要方法如下：
 - 1) 根据磁矩测试结果,选定标准磁补偿块量级,标明极性；
 - 2) 在航天器表面选定补偿位置；
 - 3) 用航天专业用结构胶将补偿块粘贴固定；
 - 4) 按工艺文件要求用硅橡胶对磁补偿块外部进行加固。
- d) 航天器及其某些部件在磁补偿前后均应进行磁场和磁矩的测量,以测定其补偿效果。
- e) 航天器产品经过磁性设计和研制后,应进行磁性测试评估和验收。若测试结果超出了任务书规定要求,则按本章所述的相关措施对航天器产品进行磁矩和磁场控制直至满足设计指标。

8.2.7 后续磁性控制措施

后续磁性控制要求如下。

- a) 航天器及其部件在环境试验和运输过程中可能会因设备及其他较强磁源产生的磁场而引起其磁性变化。某些磁敏感部件在进行振动试验时,振动台的较强磁场(小振动台约 5×10^{-4} nT,大振动台约 2×10^{-3} nT)会对其磁性产生一定的影响。若影响较大则应对这些部件进行磁性复测,超过磁性指标要求时应采取退磁措施。航天器磁测试一般应选择在进行振动试验后进行。
- b) 航天器在经最后磁试验后直至发射前,都应避免暴露于较强磁场环境中。对于Ⅰ类磁性控制要求的航天器,在其转运等过程中,建议在其周围装载磁场跟踪报警装置。如遭受强磁污染,应重新对航天器磁性进行评估和控制。

9 航天器磁性测试

9.1 航天器磁矩测试

9.1.1 磁矩测试目的

验证航天器磁设计、磁控制措施后,航天器的磁矩指标是否达到任务书规定要求。

9.1.2 磁矩测试项目

航天器磁矩测试项目如下。

- a) 航天器主要部组件静态、不同通电工况下的磁矩。
- b) 航天器本体外大型部件(太阳阵、天线阵、超大磁矩载荷部件)静态、不同通电工况下的磁矩。
- c) 航天器本体静态、不同通电工况下的磁矩。

9.1.3 磁矩测试方法

航天器磁矩测试方法有力矩法和磁场反演法。磁场反演法,也称磁场作图法,是最常用的方法,主要有偶极子作图法、球面作图法、赤道作图法、柱面作图法。磁场作图法一般在距航天器一定距离处布置若干磁测量仪器,测量航天器赤道面上三个方向磁场强度,经过数学反演获得航天器磁矩。磁性测试和计算方法见附录 I、几种特殊的磁传感器测试布局方法见附录 J、测试中铁磁类工装设备磁矩标定方法见附录 K。

9.1.4 磁矩测试评估报告

航天器产品完成磁矩测试后,编写航天器产品磁测试报告并对产品进行磁性评估、磁矩测试数据误差分析、有效性判定等。测试报告主要内容如下:

- a) 试验目的;
- b) 试验项目;
- c) 试验设备;
- d) 试验方法;
- e) 试验数据误差分析;
- f) 试验数据有效性判定;
- g) 航天器本体与本体外大型部件总的合成磁矩结果。

9.2 航天器干扰磁场测试

9.2.1 干扰磁场测试目的

验证航天器磁设计、磁控制措施后,航天器在磁敏感部件安装位置处的局部磁场值是否达到任务书规定要求。

9.2.2 干扰磁场测试项目

航天器磁场测试项目如下:

- a) 器载磁传感器及磁敏感部件安装位置局部区域所受航天器本体磁场干扰值;
- b) 器载磁传感器及磁敏感部件安装位置局部区域所受航天器本体外大型部件磁场干扰值。

9.2.3 干扰磁场测试方法

9.2.3.1 航天器本体磁场地面实际测试

将地面磁测试仪器置于航天器器载磁传感器及其他磁敏感部件实际安装位置处,直接获取航天器静态、不同工况下磁场值。

9.2.3.2 太阳阵等大型部件磁场地面实际测试

将地面磁测仪器置于距太阳阵等大型部件实际安装位置处,用以模拟器载磁传感器或磁敏感设备与大型部件之间相对位置状态时所受磁场干扰。

9.2.3.3 航天器本体与太阳阵等大型部件磁场的综合获取

根据器载磁传感器及其他磁敏感部件与航天器本体和大型部件之间位置、距离、磁矩、磁场量级等关系,综合计算获取航天器磁场数据。测试和评估要求如下。

- a) 对于探测空间磁场的航天器,器载磁强计传感器的磁性能要求及其安装位置是决定航天器剩磁场指标的两个关键因素。航天器自身磁场应保持在一定水平以下,以防止磁传感器受航天器自身磁场干扰而影响测量目标的磁场数据。根据磁强计分辨率、噪声、量程等参数,以地面磁强计实际读数是否小于任务书规定的干扰指标为判定依据。
- b) 磁敏感部件安装位置区域受到的航天器最大磁干扰值应小于任务书规定的要求。器载磁强计及磁敏感部件干扰试验测试方法见附录 I。

9.2.4 干扰磁场测试评估报告

完成航天器干扰磁场综合测试、计算后,器载磁传感器及其他磁敏感部件产品进行干扰磁场评估,并编写航天器磁测试报告,测试报告主要内容如下:

- a) 试验目的;
- b) 试验项目;
- c) 试验设备;
- d) 试验方法;
- e) 试验数据有效性分析;
- f) 试验结论。

10 航天器磁性测试评估

10.1 系统误差因素及评估

10.1.1 系统误差因素分类

航天器磁性测试误差因素及精度评估与航天器结构尺寸、磁矩量级、内部磁性分布特征,以及所用的磁测试方法和测试设备等相关。系统误差主要因素如下。

- a) 测试方法,包括由航天器尺寸和其自身的磁源分布特征引起的误差;由磁矩计算方法(求解公式、方程阶数的选择等)引起的误差;由磁传感器布局(传感器近场布局模式、数量、传感器与航天器之间测试距离、传感器与传感器之间测距比例等)引起的误差。
- b) 测试仪器、设备技术指标,包括磁场巡测系统性能(灵敏度、分辨率、量程、稳定性);测距仪测量精度;无磁转台角度测量精度;零磁线圈系统性能(线圈均匀性、稳定性)误差。
- c) 中大尺度航天器正置(不侧置)状态下磁测试时垂直分量综合测试误差。
- d) 不同磁环境下由航天器感磁引起的误差。

10.1.2 测试方法引起的误差因素及评估

10.1.2.1 由航天器尺寸和其自身的磁源分布特征引起的误差

航天器尺寸、磁源部件在航天器内部分布特征是近场测试方法中影响中大尺度航天器测试精度重要因素。航天器尺寸越大、磁矩分布越偏离航天器赤道中心,偏心引起的测试误差越大,尤其是大磁矩部件引起的偏心误差。当航天器尺寸增大、传感器至航天器最小距离不变时,测试精度将随着航天器近场传感器测距比参数 S_p 的增加而下降。对于中大尺度航天器,航天器内部磁源越多,测试精度随舱内磁源分布偏心增大而下降,测试误差就越大。中大尺度大磁矩类航天器因磁化、偏心等因素引起的测试误差应进行单机或系统级专项测试分析评估。航天器磁矩量级与尺度分类见附录 L。

10.1.2.2 由近场方程求解的阶数,传感器布局方法引起的误差

相对于航天器尺寸及自身磁源分布特征因素,近场方程求解的阶数、传感器数量及传感器位置布局等误差因素具有较大可预测性,对试验精度的影响小于上述由航天器尺寸和其自身的磁源分布特征引起的误差。

- a) 近场方程磁矩计算简化模型

$$B(r_i)_{\text{theory}} = f[i, r_i, r_{\min}, r_{ij}, B(r_i), B(r_i)_f, B(r_i)_{\max}] (M/r_i^3 + M_k/r_i^{2i+1}) \dots\dots (3)$$

式中：

$B(r_i)_{\text{theory}}$	——由航天器偶极子矩和多极子矩产生的场强值,单位为纳特(nT);
i	——近场方程求解阶数, $i=1,2,3,\dots$;
r_i	——航天器赤道面上传感器距航天器中心的距离,单位为米(m);
r_{\min}	——赤道面上距航天器中心最近的传感器距离,单位为米(m);
r_{ij}	——传感器间测距比, $r_{ij}=r_i/r_j$;
$B(r_i)$	——磁强计采集值,单位为纳特(nT);
$B(r_i)_f$	——磁强计采集波动值,单位为纳特(nT);
$B(r_i)_{\max}$	——磁强计最大采集值,单位为纳特(nT);
$f[i, r_i, r_{\min}, r_{ij}, B(r_i), B(r_i)_f, B(r_i)_{\max}]$	——与方程阶数、测试距离、最小测试距离、传感器间测距比及磁强计采集值等参数相关的系数;
M	——航天器偶极子矩,单位为安平方米($A \cdot m^2$);
M_k	——航天器多极子矩,单位为安米 $2k$ 次方($A \cdot m^{2k}$), $k=1,2,3,\dots$ 。

公式(3)中,距航天器中心不同测试距离处场强由偶极子矩和多极子矩叠加产生,与方程阶数、测试距离、最小测试距离、传感器之间测距比等参数相关;测试距离增大,多源偶极子组合态下偶极矩权重将远大于其他多极矩,采集的场强主要由偶极子矩产生。

b) 磁传感器布局方法

航天器磁测试时,传感器位置布局应满足近场测距比规则: $0.4 < S_p < 1.4$ 。测试距离增大,偶极化程度增强;采集信号会减弱且信噪比减小,测试误差随之将加大。为获得足够高的测试精度,测试距离选择与信噪比两者应综合考量,既要保持适当远距离,又要采集到足够大的信号(测试距离、场强信号最大值、波动值等均与测试误差因子相关);灵敏度决定了磁强计能放置多远距离(尽可能足够远)。表2列出了近场法中传感器“一”字布局方式下几种典型的传感器测距比参考模式。

表2 “一”字布局方式下几种典型的传感器测距比参考模式

传感器探头模式	传感器布局方式	传感器数量	传感器间测距比($r_{ij}=r_i/r_j$)			
			r_{11}	r_{12}	r_{13}	r_{14}
三分量	“一”字式	4	1	1/2	1/3	1/4
			1	2/3	2/4	2/5
			1	5/6	5/7	5/8

在上述“一”字布局模式下,当采集磁场数据理想有效时,近场方程二阶以上条件下由标准磁矩模型校准获取的系统误差优于1%。在试验环境较差条件下,非理想随机数据增大误差,随机误差将远大于方法误差。此时统计意义上的误差主要由非理想随机数据引起(随机误差分析见10.2)。

10.1.3 测试仪器设备引起的误差因素及评估

测试仪器设备引起的测量误差主要有:磁强计测量误差(分辨率、量程、稳定性、传感器正交度);传感器轴取向(无磁转台轴与传感器方向之间正交度)误差;测距仪测量(传感器距离定位)误差;无磁转台

测角刻度误差、转台旋转时指针与角度刻度线同步校准误差、零磁线圈系统(磁场均匀性和稳定性)误差(此项误差因素仅针对零磁环境下中小尺度航天器及产品磁测试)等。

由附录 I 中公式(I.8),取方程阶数为 2,误差扰动简化模型见公式(4)和公式(5):

$$\Delta M/M \approx \Delta B/B + \Delta\theta/\theta + 3\Delta r/r \quad (\Delta r/r \ll 1, \Delta\theta/\theta \ll 1) \quad \dots\dots\dots(4)$$

$$|\Delta M/M| \leq |\Delta B/B| + |\Delta\theta/\theta| + 3|\Delta r/r| \quad \dots\dots\dots(5)$$

式中:

ΔM ——航天器磁矩扰动误差,单位为安平方米(A·m²);

M ——航天器磁矩,单位为安平方米(A·m²);

ΔB ——磁强计综合扰动误差,单位为纳特(nT);

B ——磁强计采集的场强,单位为纳特(nT);

$\Delta\theta$ ——无磁转台角度扰动偏差,单位为度(°);

θ ——无磁转台测角度数,单位为度(°);

Δr ——航天器与传感器间测试距离偏差,单位为米(m);

R ——航天器与传感器间测试距离,单位为米(m)。

磁强计综合测量误差: $\Delta B/B \leq 1\%$ (含分辨率、量程、稳定性、传感器正交度等误差因素,选择中高精度以上类设备)。

传感器轴取向误差:优于 1%,(无磁转台磁轴与传感器磁轴之间正交度误差,利用地磁东西向磁场为零特征,按地磁场 30 000 nT 计算,归零趋近于 10 nT 取向后)。

测距仪测量误差: $\Delta r/r \leq 5\%$ (传感器距离定位误差,取 $\Delta r = 1$ cm、测试距离 $r = 2$ m 中位数计算)。

转台旋转时指针与角度刻度线同步校准误差: $\Delta\theta/\theta \leq 1\%$ (无磁转台测角最小刻度精度 $\Delta\theta$ 取 0.1°、角度间隔 θ 取 10°计算)。由公式(4)和公式(5)可知 $\Delta M/M \leq 2.5\%$ 。

航天器受零磁线圈均匀区内产生的近零磁场的感磁影响:近似为零(此项误差仅针对零磁场中试验产品,零磁线圈系统技术指标取:分辨率为 0.1 nT、稳定度为 ± 2 nT/h、不均匀度为 1×10^{-4} ;按常规使用于传感器、继电器、大磁矩载荷部件中典型软磁体硅钢材料起始磁导率 μ_i 取 450 计算)。测试误差主要由线圈不稳定性的波动场产生(波动场对试验误差影响见 10.2)。

10.1.4 航天器正置态测试时垂向磁矩综合误差及评估

10.1.4.1 正置态测试时垂向磁矩计算方法引起的误差

除 10.1.1 中系统误差因素 a)、b)及 10.2 中随机误差因素外,零/地磁测试环境条件下;航天器正置态磁测试时均存在由水平和垂直分量磁矩计算方法不同而产生的垂向测试结果误差如下。

a) 航天器正/侧置态磁测试计算方法区别

公式(I.4)~公式(I.8)计算方法显示了航天器正置态下水平向和垂向磁矩测试计算方法的差异。在航天器尺度、传感器布局、方程求解阶数等相同条件下,水平向传感器能测得更多的航天器磁场分布信息,获取更有效磁矩结果。垂向传感器测得场强计算仅为简单算术平均,近场法水平向磁测试精度远高于垂直方向。为了获得更真实的航天器垂向磁矩测试结果,对于大尺度航天器(排除分舱测试方法),应尽量采用长轴卧置于赤道面状态下进行测试,以水平向测试计算方法获取垂向磁矩。

b) 航天器正置态磁测试垂向磁矩误差系数

对于大体量航天器,受限于零磁线圈空间及产品可靠性和安全性,中大尺度以上航天器整器均在地磁场环境下正置(不应侧置或倒置)状态进行磁测试。零/地两种磁场环境下垂向固有的测试计算方法误差评估也与航天器尺度大小、舱内所含部件单机磁矩大小和分布情况等相关。垂向磁矩测试计算方法误差系数(K_{sl})数值获取的步骤如下:

- 1) 在不同尺度航天器结构壳体内及象限面上,按航天器舱内近似磁矩分布特征布局不同规格的标准磁矩;建立航天器标准磁矩模型;
- 2) 航天器标准磁矩模型正、侧置态下磁矩测试;
- 3) 航天器标准磁矩模型正、侧置态下水平向/垂直向磁矩测试结果比对分析;
- 4) 侧置态垂向磁矩测试值和正置态垂向磁矩测试值的比值即 K_{SL} 。

考虑上述 K_{SL} 获取和评估的合理性,兼顾最大误差裕度范围;航天器标准磁矩模型应按实际航天器尺寸大小。模型中标准磁矩样布点数量应大于航天器舱内实际磁源部件数量、布局位置应兼顾边缘外层。测试时传感器应接近场布局方式。

10.1.4.2 航天器整器及单机部件垂向地磁感磁引起的误差

航天器整器及单机部件垂向地磁感磁引起的误差如下。

- a) 中小尺度航天器整器及其单机部件垂向地磁感磁引起的误差

中小尺度以下航天器整器及其单机部件的磁性测试既可在零磁线圈中也可在地磁场环境中进行。

零磁线圈中进行常规类磁场、磁矩项目测试可避免地磁对航天器产生的感磁影响,地磁场中测试航天器将遭受地球南北和天地向磁场的磁化作用而感生磁场。感生磁场的大小取决于航天器自身所含软磁产品数量及所处地磁环境场强大小等因素。考虑评估裕度、取地磁场最大强度值 $7 \times 10^{-5} \text{T}$ 计算,在测试地点、测试方法、测试设备确定后;与垂向测试方法计算误差及偏心误差两大因素相比,地磁天地向磁场对航天器感磁引起的误差较小。中小尺度以下航天器整器及单机部件可在零/地磁环境中进行常规磁测试项目磁场和磁矩测定。在相同测试条件和采集数据有效条件下,两种磁环境下的测试结果相差 2% 左右。中大尺度航天器两种磁环境下的测试结果差异可做参考。

- b) 中大尺度航天器整器垂向综合误差系数 K_L

中大尺度航天器整器仅可在地磁场环境中正置态下进行磁性测试,其无法如中小尺度航天器及单机部件可进行正/侧置态和地/零磁两种磁环境下的比对测试验证。垂向测试误差主要为计算方法误差、偏心误差、磁环境波动干扰误差等因素。这一误差评估应与航天器尺度、所含磁性部件材质、数量、分布位置、磁性强度及其舱内磁环境、数据计算处理方法、测试环境等因素综合考虑。

由经验数据统计,常规测试方法(赤道作图法)对于中小尺度及以下类航天器及其系统单机部件产品垂向综合误差系数 K_S 值 90% 置信参考区间在 $[0.3, 0.6]$ 范围之内,中大尺度及以上类航天器垂向综合误差系数 K_L 值 90% 置信参考区间在 $[0.2, 0.4]$ 范围之内。综合评估时,在不同种类航天器垂向综合误差系数 K_S 、 K_L 取值基础上、参考水平分量实测值,最终计算获取航天器垂向磁矩结果。除按上述获取垂向综合误差系数方法外,附录 J.4 提供了一种较为精确获取中大尺度航天器垂向磁矩有效结果的布局测试方法可参考执行。

10.1.5 不同磁环境下航天器感磁影响的评估

不同磁环境下航天器感磁影响的评估如下。

- a) 航天器自身磁场引起的感磁影响

航天器自身磁场引起的感磁大小取决于舱内磁环境、所含单机部件材料特性和数量等因素。常规类航天器内部感磁材料(软磁体)量少质轻,其感生磁场总体较弱;由航天器蓄电池充/放电过程中电流对蓄电池自身及整器产生的感、杂散磁矩综合效应可引起磁矩波动变化达数百毫安平方米($\text{mA} \cdot \text{m}^2$)。非常规大磁矩类航天器内部感磁材料数量较多、磁性变化复杂,增加了整器磁性不稳定性;对于该类软磁材料可预先进行整器或单机部件磁性仿真计算。在综合

考虑和叠加计算航天器内部所受最大磁场环境,进行充退磁及磁饱和度试验;摸清材料及单机部件饱和磁矩的最大量值、感磁矩变化范围等特性。感磁计算方法见附录 D、航天器蓄电池充/放电过程引起的综合磁矩波动效应见附录 M。

b) 航天器在近地轨道磁场中的感磁影响

航天器在地磁场中进行磁测时,在获得永磁矩的同时也获得由地磁场的磁化引起的感磁矩,由附录 D 中公式(D.2)可估算出航天器整器的平均体磁化率;

$$M^* = \frac{dM_I}{dV} = \bar{\chi}B_G \quad \dots\dots\dots(6)$$

$$M_I = \int_V M^* dV = \bar{\chi}B_G V \quad \dots\dots\dots(7)$$

式中:

- M^* ——磁化强度,单位为纳特(nT);
- M_I ——由地面环境磁场引起的航天器感磁矩,单位为安平方米($A \cdot m^2$);
- V ——航天器体积(假定航天器是一个磁性材料连续分布的结构体),单位为立方米(m^3);
- B_G ——航天器在地面磁环境下所受磁感应强度,单位为安每米(A/m);
- $\bar{\chi}$ ——航天器平均磁化率。

通过公式(7)等效转换,得到航天器感磁矩与所处环境磁场之间的估算公式(8):

$$M_{IG} = M_{IS} \times (B_G/B_S) \quad \dots\dots\dots(8)$$

式中:

- M_{IG} ——航天器在地面测得的感磁矩,单位为安平方米($A \cdot m^2$);
- M_{IS} ——航天器空间轨道上估算的感磁矩,单位为安平方米($A \cdot m^2$);
- B_G ——航天器在地面磁环境下所受磁感应强度,单位为安每米(A/m);
- B_S ——航天器在空间轨道上所受磁感应强度,单位为安每米(A/m)。

由公式(8),由于中低轨道的地磁场值与地面地磁场值比较接近,对于围绕地球运行的中低轨道航天器,在地磁场中进行干扰试验时,由地面磁强计测得的干扰场值比在零磁环境中测得的更真实地反映器载磁传感器在轨所受的干扰磁场情况。

c) 其他星球磁环境下的感磁矩

对于探测木星类航天器,通过公式(8)的平均估算,可得到相应磁环境下航天器所受感磁矩量级。虽然该类航天器所处磁环境与地球磁环境相比量值大数倍,但在总体探测技术指标相对误差值不变条件下,其器载磁传感器的量程和分辨率绝对值也相应放大,因此对航天器干扰场的绝对测试误差可适当放宽。

10.2 随机误差因素及评估

10.2.1 环境磁场波动误差因素评估

实际的试验条件下通常较难获取理想的测量数据,排除非常规类航天器测试外,所获得的有效数据结果中,随机误差往往比计算方法产生的误差大得多;随机误差取决于测试仪器设备技术指标和不同磁测试环境条件下传感器布局位置上测得的磁场信号数据,统计意义上的不确定度主要由随机数据引起的。

航天器磁性测试时,随机误差由磁测设备稳定性、零磁线圈磁场波动、环境磁场波动(地磁、航天器周围磁环境)、航天器自身磁场随机性(载荷部件转动、电机转动、电流交变场、各种频率电磁场等)、无磁转台旋转过程中指针与角度读数偏差等引起。在测试方法、测试地点、测试距离明确及转台、测试仪器定型后,随机误差是影响航天器磁矩测试精度的主要因素。在航天器磁测试工作状态不变情况下(同一工作状态多次重复测试),排除无磁转台旋转过程中指针与角度读数偏差等人为因素后,零磁线圈磁场

及环境磁场波动是影响航天器(尤其是大尺度航天器)磁矩测试精度的主要因素之一。环境磁场波动对航天器磁矩测试精度影响见表2。

假定航天器磁矩试验结果参照公式(9)模型进行估算:

$$M = M_{\text{real}} + M_{\text{error}} = \alpha(B_{\text{real}} + B_{\text{flu}}) \times r^3 \alpha \quad \dots\dots\dots (9)$$

式中:

M —— 试验获取的航天器磁矩,单位为安平方米($\text{A} \cdot \text{m}^2$);

M_{real} —— 航天器实际磁矩,单位为安平方米($\text{A} \cdot \text{m}^2$);

M_{error} —— 试验误差产生的磁矩,单位为安平方米($\text{A} \cdot \text{m}^2$);

α —— 与测试距离相关的常数;

B_{real} —— 航天器实际产生的磁感应强度,单位为纳特(nT);

B_{flu} —— 环境磁场波动引起的磁感应强度,单位为纳特(nT);

r —— 探头中心到试件中心的距离,单位为米(m)。

磁矩误差值与磁场波动值及测试距离三次方成正比,对于大尺度航天器,相应测试距离增大,引起的误差也更大。一般在磁测试周期内,需对环境磁场进行同步监测。若转台转动一周($0^\circ \sim 360^\circ$)后传感器测得的环境磁场波动小于3 nT(通常称“回归好”),则测试周期内采集的磁场数据及磁矩计算结果为有效。

测试环境磁场波动小于3 nT的情况下,采用偶极子作图法计算公式得到的测试距离与试验结果不确定度的一组参考值见表3。

表3 环境磁场波动、测试距离与试验结果不确定度参考值

测试环境磁场波动 nT	测试距离 m	试验结果不确定度 $\text{mA} \cdot \text{m}^2$
0.2~0.5	0.3~0.5	1
0.2~0.5	0.5~1.0	1~3
0.2~0.5	1.0~2.0	1~20
0.2~0.5	2.0~2.5	8~39
0.2~0.5	2.5~3.0	15~67
0.2~0.5	3.0~4.0	27~160
0.5~1.0	0.3~0.5	1
0.5~1.0	0.5~1.0	1~5
0.5~1.0	1.0~2.0	3~40
0.5~1.0	2.0~2.5	20~78
0.5~1.0	2.5~3.0	39~135
0.5~1.0	3.0~4.0	67~320
1.0~3.0	0.3~0.5	1~2
1.0~3.0	0.5~1.0	1~15
1.0~3.0	1.0~2.0	5~120
1.0~3.0	2.0~2.5	40~235
1.0~3.0	2.5~3.0	80~405
1.0~3.0	3.0~4.0	135~900

在地磁环境下进行航天器磁测试时,由于数据采集系统采用了环境磁场波动闭环跟踪补偿控制技术,即计算机根据监测环境磁传感器获得的干扰源磁场数据对测试航天器磁场传感器同步获得的磁场数据进行实时补偿和修正,可将补偿和控制后的磁场波动量值限制在 0.2 nT~0.5 nT 范围内,大大减小环境磁场波动对磁矩测试精度的影响。

10.2.2 载荷部件转动误差因素评估

载荷系统活动部件转动是造成载有活动部件航天器磁矩波动的原因之一,常规类航天器载有少量驱动机构电机产生的磁矩波动与整器磁矩相比影响不大。载有众多活动部件特殊遥感类航天器在轨运行时产生的磁矩波动相对较大,其变化范围约 $2 \text{ A} \cdot \text{m}^2$ 左右甚至更高;附录 M 列出了该类航天器在轨运行时产生的磁矩波动供参考。某航天器多载荷转动部件工作模式下在轨磁矩变化波动数据见附录 M。

10.3 测试结果有效性综合评估

10.3.1 磁场测试数据和磁矩计算结果有效性

10.3.1.1 测试系统有效性

测试设备、测试方法、传感器布局等有效性要求如下。

- a) 试验前,用标准磁矩或通电标准线圈对磁测试系统设备进行校核,确认其满足误差小于 1.5% 的要求。
- b) 确定地面测试传感器数量、传感器布局方式,根据航天器尺度,确定传感器测距比 S_p 满足 $0.4 < S_p < 1.4$ 近场布局规定:

$$S_p = D / r_i \quad \dots\dots\dots (10)$$

式中:

- S_p —— 传感器测距比;
- D —— 航天器直径尺寸,单位为米(m);
- r_i —— 传感器至航天器中心距离,单位为米(m)。

确定地面环境监测传感器远离测试中心区,根据航天器预估的磁矩量值大小,用偶极子方法确定其与航天器自身磁场不相干的位置距离 R 应满足:

$$R > (200M_{asses} / dB)^{1/3} \quad \dots\dots\dots (11)$$

式中:

- R —— 监测传感器与航天器距离,单位为米(m);
- M_{asses} —— 航天器预估磁矩,单位为安平方米($\text{A} \cdot \text{m}^2$);
- dB —— 磁传感器的分辨率,单位为纳特(nT)。

- c) 确定地面测试传感器磁轴与地磁场磁轴、航天器磁轴、零位及正交性一致性状态。

10.3.1.2 试验过程中采集数据、计算结果有效性评估

常规的近场测试布局方式是在航天器几何赤道面上距其中心不同距离处呈“一”字排列 4 个传感器。航天器在无磁转台上绕垂直轴转动一周($0^\circ \sim 360^\circ$),传感器采集航天器赤道面上不同角度点的场强值,完成一次完整的测试工况。在确定的近场方程阶数下两两计算传感器采集数据求解出航天器磁矩结果。每次测试工况计算获得一组 6 个(C_4^2)磁矩计算结果(满足 CNAS 实验室规范标准的最小统计样本要求),取中值后作为航天器在某工况下的完整测试结果。

测试过程中,为有效消除系统误差和随机误差对测试结果的影响,获取近场分析法所需的“有效数据信息”,保证航天器磁场测试数据和磁矩计算结果的有效性,应同时满足如下条件。

- a) 无磁转台每旋转一周($0^{\circ}\sim 360^{\circ}$)完成一次完整的工况测试回归后,采集系统中各通道采集数据中 0° 和 360° 始末场强数据变化值应小于 3 nT ,满足磁场测试数据“回归好原则”。
- b) 无磁转台旋转一周($0^{\circ}\sim 360^{\circ}$)完成一次完整的工况测试回归后,近场方程计算获得6个磁矩结果应基本相近,取中值后获得第一次测试结果。
- c) 重复上述步骤b)的测试过程,获取第二次测试结果,评估这两次测试结果一致性,若一致性较好,则该工况测试结束。航天器同一工况下二次测试结果重复一致,满足磁矩测试结果“一致性好原则”。
- d) 否则,重复该工况第三次测试,获得第三次测试结果后,选择两组较接近的测试结果取平均后作为最终有效结果,结束该工况测试。满足磁矩测试结果“三取二原则”。

10.3.2 综合误差的评估

对于中小尺度及以下类航天器,近场法的测试精度受系统误差、随机误差等影响较小。不同测试布局方式下,水平及垂向测试误差受传感器数量、测试距离、测距比等参数影响较小。对中等尺度及以上类航天器,近场法测试精度受系统误差和随机误差的影响明显增大。对于非常规类航天器(大尺度、大磁矩部件类航天器),测试结果满足10.3.1.2中有效性条件下,仍有可能无法得出准确的垂向磁矩结果。测试过程中系统误差和随机误差因子的权重比相互影响牵制,误差分析应对诸因素综合考量。针对含有多种大磁矩部件大尺度类航天器、火箭末子级类平台组合体,采用在航天器几何赤道面上多层或错层布局传感器的非常规测试方法(磁柱面作图法)可有效减少偏心等因素引起的测试误差、有效获取该类航天器垂向磁矩。详细测试布局方法见附录J。

由工程经验和大量试验统计数据,表4给出了不同测试状态、方法下不同尺度航天器磁测试误差预估参考范围。工程上可采用最大磁补偿方法(最大限度减小航天器垂直轴磁矩绝对量值)来改善该轴相对误差偏大所引起的不确定性,以满足整器磁矩总体指标要求。

表4 不同测试状态、方法下不同尺度航天器磁测试误差预估参考范围

航天器 尺度	微小尺度 航天器	小尺度 航天器	中小尺度 航天器	中尺度 航天器	中大尺度 航天器	大尺度 航天器	超大尺度 航天器
本体包络尺寸 m	<0.5	0.5~<1	1~<2	2~<4	4~<6	6~8	>8
测试方法 (推荐)	赤道作图法			磁柱面作图法			
测试状态	正/侧置			正置			
水平面 预估误差	<5%	<5%	<5%	<10%	<10%	<15%	<15%
垂向 预估误差	<5%	<5%	<10%	<15%	<30%	<30%	<30%

附录 A

(资料性)

航天器主要的轨道磁场及特点

A.1 概述

除探月及深空探测类航天器外,绝大部分航天器所处的轨道磁场为地球磁场,下列地球磁场及主要探测星球磁场基本特点供参考。

A.2 地球磁场

A.2.1 地球低轨道(1 000 km 以下)

当航天器星下点处于最高纬度处时,磁感应强度最大,约为 7×10^{-5} T,在赤道附近较弱,磁感应强度约为 3×10^{-5} T。

磁感应强度最小值 $|B|_{\min} = 3 \times 10^{-5}$ T。

磁感应强度最大值 $|B|_{\max} = 7 \times 10^{-5}$ T。

A.2.2 地球同步轨道

磁感应强度 B 约为 1.5×10^{-7} T。

A.2.3 地磁昼夜波动

地磁昼夜波动规律为昼强夜弱,磁场强度变化范围约为 5×10^{-8} T \sim 1×10^{-7} T。

A.2.4 地球磁场环境模型

在稳态时,地球磁场应采用磁位势球谐函数展开模型来描述,但在概念设计阶段也可以采用简化的偶极子模型来描述。球谐分析方法得出经典地磁场模型如下:

地磁磁位函数见公式(A.1):

$$V = R_e \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R_e}{r_d} \right)^{n+1} [g_n^m \cos(m\lambda) + h_n^m \sin(m\lambda)] p_n^m(\cos\theta) \dots\dots\dots (A.1)$$

式中:

- V ——地磁磁位函数,单位为特米(T·m);
- R_e ——地球半径,单位为米(m);
- r_d ——地心距,单位为米(m);
- g_n^m, h_n^m ——高斯系数;
- λ ——地心东经,单位为度($^{\circ}$);
- $p_n^m(\cos\theta)$ —— n 阶 m 次幂函数;
- θ ——地心余纬,单位为度($^{\circ}$)。

使用地心直角坐标系:以地心为原点, X 轴在赤道平面内指向格林尼治子午线方向, Z 轴沿地球平均自转轴并指向北极, Y 轴按右手法则确定。若取公式(A.1)前三项,则得到倾斜的偶极子模型,以 (r, λ, θ) 表示的空间某一点的磁场分量见公式(A.2):

$$\begin{cases} B_x = \frac{1}{r} \frac{\partial V}{\partial \theta} = -\frac{R_e^3}{r^3} [g_1^0 \sin \theta - (g_1^1 \cos \lambda + h_1^1 \sin \lambda) \cos \theta] \\ B_y = -\frac{1}{r \sin \theta} \frac{\partial V}{\partial \lambda} = \frac{R_e^3}{r^3} (g_1^1 \sin \lambda - h_1^1 \cos \lambda) \\ B_z = \frac{\partial V}{\partial r} = \frac{2R_e^3}{r^3} [g_1^0 \cos \theta + (g_1^1 \cos \lambda + h_1^1 \sin \lambda) \sin \theta] \end{cases} \dots\dots\dots (A.2)$$

式中：

B_x ——地磁沿 X 轴方向的磁场强度,单位为特(T)；

$g_1^0, h_1^0, g_1^1, h_1^1$ ——一阶高斯系数；

B_y ——地磁沿 Y 轴方向的磁场强度,单位为特(T)；

B_z ——地磁沿 Z 轴方向的磁场强度,单位为特(T)。

当要求对磁场表示式的精度达到 0.1%量级时还要考虑地球磁场的长期变化,这时球谐函数展开式的系数应随时间更新,可参考国际地磁和高空物理协会(IAGA)最新发表的国际参照磁场模式(IGRF)。

A.3 月球磁场

月球表面磁场一般在 $1 \times 10^{-9} \text{ T} \sim 1 \times 10^{-8} \text{ T}$ 以内。最大磁场强度约为 $1 \times 10^{-7} \text{ T}$ (撞击盆地对峙区域)。

A.4 太阳磁场

太阳一般磁场： $1 \times 10^{-4} \text{ T} \sim 2 \times 10^{-4} \text{ T}$ 。

太阳黑子磁场变化范围： $1 \times 10^{-2} \text{ T} \sim 1 \times 10^{-1} \text{ T}$ ；大约 11 年为一个变化周期。

A.5 部分太阳系行星际磁场

航天器在行星际飞行时的轨道磁场变化范围为 $0 \text{ T} \sim 1 \times 10^{-7} \text{ T}$ 。

A.6 火星磁场

火星表面磁场约为 $1 \times 10^{-7} \text{ T} \sim 1 \times 10^{-6} \text{ T}$ (火星南半球)。

A.7 木星磁场

木星表面磁场约为 $5 \times 10^{-4} \text{ T}$ 。

附录 B

(资料性)

磁场和磁矩的单位制及单位转换系数

通常用来说明磁场特性有多种不同单位制。在高斯制中磁感应强度(B)和磁场强度(H)是可以互换的($B = \mu H$,在真空条件下 B 和 H 数值上是相等的);在航天、地质等领域中 B 通常采用的单位是伽马(导磁率 μ 为 1 时, $1\gamma = 10^{-9}$ nT),它既用于磁场强度,又用于磁感应强度;在国际单位制中,特(T)是磁感应强度(B)的单位,安每米(A/m)是磁场强度(H)的单位。表 B.1 和表 B.2 给出了磁通密度和磁偶极矩的不同单位制转换关系。

表 B.1 不同单位制磁通密度量纲关系

单位制	单位	单位间换算			
		特 T	高斯 Gs	伽马 γ	安每米 A/m
国际制(SI)	韦每平方米 (Wb/m ²) 特(T)	1	10 ⁴	10 ⁹	10 ⁷ /4 π
电磁制(EMU)	高斯(Gs)	10 ⁻⁴	1	10 ⁵	10 ³ /4 π
非单位制	伽马(γ)	10 ⁻⁹	10 ⁻⁵	1	10 ⁻² /4 π

注:在真空导磁率 μ 为 1 时,不同单位制下磁通密度量纲为等价关系;1 毫微特(nT) = 10⁻⁹ 特斯拉(T)。

表 B.2 不同单位制中磁偶极矩量纲关系

单位制	单位	单位间换算			
		环电流 A · m ²	磁偶极矩 Wb · m	环电流 pole · cm	磁偶极矩 mA · m ²
国际制(SI)	安平方米 (A · m ²)	1	4 π × 10 ⁻⁷	10 ³	10 ³
	韦米(Wb · m)	10 ⁷ /4 π	1	10 ¹⁰ /4 π	10 ¹⁰ /4 π
电磁制(EMU)	极 · 厘米 (pole · cm)	10 ⁻³	4 π × 10 ⁻¹⁰	1	1

注:在真空导磁率 μ 为 1 时,不同单位制下磁通密度量纲为等价关系。

附 录 C
(资料性)
航天器的主要磁源

C.1 硬磁材料

航天器主要的硬磁材料磁源有：含有永磁体材料组成的器件或部件如继电器、行波管、磁记录器、铁氧体隔离器、环行器、电机、开关、飞轮、电磁阀、变压器、电感器、大永磁体部件等。

C.2 软磁材料

航天器主要的软磁材料磁源有：含有软磁性材料组成的器件或部件，如电子部件引线、紧固件、轴承、晶体管外壳、金属密封圈、电池、硅钢片、大软磁体部件等。

C.3 电流回路

电流回路是航天器的主要磁源，包括航天器内设备之间和设备内部件之间的供电电缆构成的电流回路、太阳电池阵中的受照发电电流通道和电流回路、天线阵的供电回路、蓄电池充放电回路、温控加热片供电回路、螺线管和环型绕组、变压器和电感器绕组、接地电流通路等。结构部件中的涡流效应也可能产生电流回路。

电流回路产生磁矩的大小与通电电流、回路的面积和线圈匝数成正比。



附 录 D

(资料性)

航天器磁矩的分类和计算

D.1 剩磁矩

航天器不工作时所具有的磁矩,通常用测量的方法加以确定。

D.2 杂散磁矩

由航天器上电流回路产生的磁矩,其量值由公式(D.1)确定:

$$\mathbf{M}_z = nIS_j\mathbf{k} \dots\dots\dots (D.1)$$

式中:

- \mathbf{M}_z ——杂散磁矩,单位为安平方米(A·m²);
- n ——线圈匝数;
- I ——通过线圈的电流,单位为安(A);
- S_j ——载流线圈面积,单位为平方米(m²);
- \mathbf{k} ——单位矢量,垂直于线圈平面,指向由右手规则确定。

D.3 感生磁矩

由软磁材料和线圈产生的感生磁矩计算方法如下。

a) 软磁材料的感生磁矩

软磁材料的矫顽力较小,其磁矩随外磁场强度变化而变化。软磁材料的感生磁矩由公式(D.2)确定:

$$\mathbf{M}_1 = V_a\mathbf{M}^* = \chi_m V_a\mathbf{H} \dots\dots\dots (D.2)$$

式中:

- \mathbf{M}_1 ——软磁材料的感生磁矩,单位为安平方米(A·m²);
- V_a ——材料的体积,单位为立方米(m³);
- \mathbf{M}^* ——磁化强度;
- χ_m ——材料的磁化率;
- \mathbf{H} ——外磁场强度,单位为安每米(A/m)。

b) 线圈的感生磁矩

取 $t=0$ 时刻线圈所在平面重合于 OXY 水平面,其中 X 轴重合于 ω_x ,线圈的感生磁矩参照公式(D.3)计算:

$$\mathbf{M}_g = nI_s S_x \mathbf{k} = \frac{nB_x S_x^2 \omega_x}{R_s} \sin\theta_x \sin(\omega_x t) \mathbf{k} \dots\dots\dots (D.3)$$

式中:

- \mathbf{M}_g ——线圈感生磁矩,单位为安平方米(A·m²);
- I_s ——线圈感应电流,单位为安(A);
- S_x ——线圈面积,单位为平方米(m²);
- B_x ——OXY 平面内环境磁场的磁感应强度,单位为特(T);
- ω_x ——线圈在磁场中角速度,单位为弧度每秒(rad/s);
- R_s ——线圈电阻,单位为欧(Ω);

θ_x —— B 与 ω_x 的夹角,单位为度($^\circ$);

t —— 时间,单位为秒(s)。

D.4 涡流磁矩

航天器上大块金属构件旋转时将感生涡流电流和感生磁矩。取环状体积元 dV_b ,其平面平行于 ω_t 和 $\omega_t \times B_t$ 所在平面,则其感应磁矩见公式(D.4):

$$\mathbf{M}_o = \frac{B_t \omega_t}{\rho} \left(\int_{V_b} \frac{S_t^2}{\ell^2} dV_b \right) \sin \theta_t \sin(\omega_t t) \mathbf{k}_1 \dots\dots\dots (D.4)$$

式中:

\mathbf{M}_o —— 涡流磁矩,单位为安平方米($A \cdot m^2$);

B_t —— 体积元内环境磁场的磁感应强度,单位为特(T);

ω_t —— 金属构件在磁场中角速度,单位为弧度每秒(rad/s);

ρ —— 导体的电阻率;

V_b —— 金属构件的体积,单位为立方米(m^3);

S_t —— 体积元所围的面积,单位为平方米(m^2);

ℓ —— 体积元长,单位为米(m);

θ_t —— B 与 ω_t 的夹角,单位为度($^\circ$);

\mathbf{k}_1 —— 单位矢量,垂直体积元 dV_b 所在平面,指向由右手规则确定。

一般情况下剩磁矩和杂散磁矩是航天器工作时的主要磁矩,与所处磁环境无关。航天器的感生磁矩可经磁性控制设计减小。涡流磁矩是中低轨道自旋航天器设计中需要考虑的因素。



附录 E

(资料性)

航天器单位质量磁矩估值

航天器单位质量的剩磁矩又称为航天器的磁净化度。对于不同类别的磁性控制,可根据表 E.1 来对其剩磁矩的大小进行估值。表 E.1 列举了不同磁性控制类别航天器单位质量磁矩估值供参考。

表 E.1 不同磁性控制类别航天器单位质量磁矩估值

磁性控制类别	航天器磁矩估值 A · m ² /kg	
	非自旋航天器	自旋航天器
I 类	0.5×10^{-3}	0.4×10^{-3}
II 类	2.5×10^{-3}	1.4×10^{-3}
III 类	5×10^{-3} 或更大	4×10^{-3} 或更大

附录 F

(资料性)

自旋航天器的涡流效应和磁滞阻尼

F.1 总则

当空间飞行器或部件相对磁场向量运动时,宜由感生电流(涡流)和导磁材料不可逆的磁化(磁滞效应)所产生的磁力矩。一般来说精确估计其量值是较为困难的,需要对旋转部件的形状和材质磁特性及它与环境磁场相互作用的性质作一些简化的假设,以便近似地估算这些影响的大小。

注:在大多数实际情况下,由于航天器磁性设计的有效实施,航天器及其部件的选材多采用无磁或弱磁性材料,感生电流产生的磁场与环境磁场相比是很小的。即便对于高速旋转的航天器部件,本附录的公式仍可能高估了航天器涡流和磁滞阻尼效应的作用。

F.2 涡流效应



航天器涡流效应产生的磁干扰力矩由公式(F.1)确定,其中 K_e 由公式(F.2)确定。

$$\begin{cases} T_e = K_e(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{B}) \times \mathbf{B} \\ T_{se} = -\omega_s K_e (B_v)^2 \\ T_{ve} = K_e \omega_s B_p B_v \\ \frac{\Delta\omega}{\Delta t} = -\frac{K_e}{I_s} B_v^2 \omega_s \end{cases} \dots\dots\dots (F.1)$$

式中:

- T_e —— 总磁力矩,单位为牛米(N·m);
- K_e —— 取决于旋转物体的几何形状和导电率的常数;
- $\boldsymbol{\omega}$ —— 航天器的角速度,单位为弧度每秒(rad/s);
- \mathbf{B} —— 环境磁通密度,单位为特(T);
- T_{se} —— 磁力矩的消旋分量,单位为牛米(N·m);
- ω_s —— 航天器的自旋角速度,单位为弧度每秒(rad/s);
- B_v —— 垂直于自旋轴的 B 分量,单位为特(T);
- T_{ve} —— 磁力矩的进动分量,单位为牛米(N·m);
- B_p —— 平行于自旋轴的 B 分量,单位为特(T);
- $\Delta\omega$ —— 涡流引起的自旋速度的变化量,单位为弧度每秒(rad/s);
- Δt —— 时间的变化量,单位为秒(s);
- I_s —— 航天器自旋轴惯量矩,单位为千克平方米(kg·m²)。

$$K_e = \begin{cases} \frac{2\pi}{3} r^4 \sigma d & \text{对于半径为 } r, \text{厚度为 } d \text{ 和导电率为 } \sigma \text{ 的球形薄壳} \\ \frac{\pi}{4} r^3 \sigma S & \text{对位于自旋轴平面内半径为 } r, \text{横截面积为 } S, \text{导电率为 } \sigma \text{ 的圆环} \\ \pi \sigma r^3 L \tau \left(1 - \frac{2\tau}{L} \tanh \frac{L}{2\tau}\right) & \text{对长为 } L, \text{半径为 } r, \text{厚度为 } \tau \text{ 及电导率为 } \sigma \text{ 的薄壁圆筒} \end{cases} \dots\dots (F.2)$$

注:对绕通过几何中心的横轴旋转的薄圆筒,所产生的平均干扰力矩是绕圆筒轴旋转的一半。

F.3 磁滞阻尼

当导磁材料在磁场中旋转时,由于磁畴运动而消耗能量。在任意一个完整旋转周期内其能量损失

是常数,它由公式(F.3)给出:

$$\Delta E_h = V_c \left(\oint H dB_i \right) \dots\dots\dots (F.3)$$

式中:

ΔE_h ——能量损失常数,单位为焦耳每库(J/C);

V_c ——材料体积,单位为立方米(m^3);

$\oint H dB_i$ ——磁滞回线面积(磁能积),单位为焦每立方米(J/m^3);

H ——外磁场强度,单位为安每米(A/m);

B_i ——材料中感生的磁场,单位为特(T)。

由于每周的能量损失与转速无关,所以转速随时间线性地减少并且在有限时间内可减少到零(相对于环境磁场)。航天器不工作时所具有的磁矩,通常用测量的方法加以确定。



附录 G

(资料性)

航天器典型元器件和部件经充退磁后的磁场数据

对航天器部件、组件进行充退磁是控制航天器磁矩、减少某些特定位置上磁场的一项重要技术手段,在航天器部、组件验收试验中,一项重要内容就是绘制该产品充、退磁试验前后的磁场图。表 G.1 列举了国内外一些航天器典型元、部件充退磁磁场数据供参考。

表 G.1 国内外一些航天器典型元、部件充退磁磁场数据

器件	规格	30 cm 处的磁场强度值 nT		
		初始化	15 高斯磁化后	50 高斯退磁后
电容	GL65CG 137D	8	20	1
接插件	DDM-50P-NMC76	1	1	1
滤波器	1200-025	1	2	1
继电器	PDT 420-1025	3	10	2
晶体管	2N697	5	7	2
微电路	MEM5014	5	6	1
变压器	DO-T4	6	37	1
二极管	IN3070-4AB	1	6	1
电阻器	NHG-50	1	6	1
导线	同轴 PVF	1	1	1
螺栓	M6	5	8	<1
钢丝螺套	φ10	2	5	<1
螺母	M10	3	6	<1
垫圈	φ8	2	3	<1
飞轮	YJK310-1	100	160	22
试验载荷	ZS01-01	200	320	40
能源控制器	NY001-1	700	1 050	140
镍镉电池组件	27AH	2 100	3300	420

附录 H

(资料性)

航天器典型电机磁屏蔽前后磁性数据

H.1 概述

电机的磁性由其结构和构件成分决定。永磁体电机其漏磁大小和方向随永磁体磁性能参数、安装位置、磁路走向而变化。不含永磁体电机仅在其绕组通电时产生杂散磁场,漏磁大小和方向随电机结构及磁路分布状态差异而有所变化。针对不同类型电机,磁屏蔽设计合理性需进行理论分析、实测验证和优化调整。表 H.1 列出某混合式步进电机磁屏蔽前后、轴向水平面不同测角处漏磁场数据,表 H.2 列出某混合式步进电机磁屏蔽前后磁矩数据供参考。

表 H.1 混合式步进电机磁屏蔽前后、轴向水平面不同测角处漏磁场数据

角度 (°)	铝合金壳体电机(磁屏蔽前)		铝合金+10 [#] 钢壳体电机(磁屏蔽后)	
	轴向水平面不同测角处漏磁场		轴向水平面不同测角处漏磁场	
	H 轴向 1 nT	H 轴向 2 nT	H 轴向 1 nT	H 轴向 2 nT
0	-4 516	-2 100	-234	-104
30	-3 850	-1 825	-199	-101
60	-2 381	-1 133	-131	-66
90	-461	-220	-30	-18
120	1 652	798	96	41
150	3 565	1 662	206	103
180	4 702	2 173	250	132
210	4 537	2 084	219	109
240	3 059	1 383	140	71
270	690	290	20	17
300	-1 846	-801	-81	-32
330	-3 714	-1 716	-176	-84

表 H.2 混合式步进电机磁屏蔽前后磁矩数据

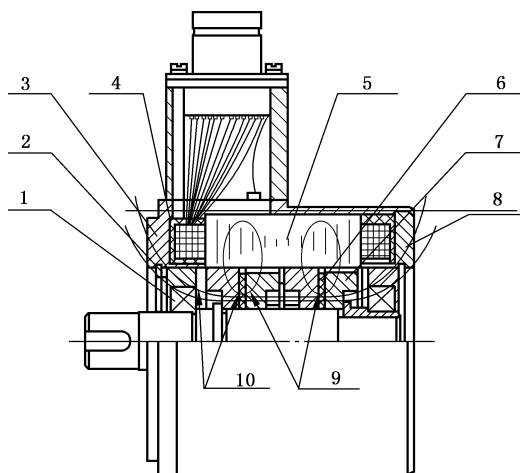
电机编号	状态		磁矩值 mA·m ²			壳体状态
	通电/不通电	通电	M _{轴向}	M _{径向1}	M _{径向2}	
1#	通电 (永+杂散)	26 V,1 A 两相双四拍	-2 118	-263	<100	铝合金壳体
2#	通电 (永+杂散)	26 V,0.5 A 两相双四拍	-2 129	-306	<100	铝合金壳体

表 H.2 混合式步进电机磁屏蔽前后磁矩数据 (续)

电机编号	状态		磁矩值 mA·m ²			壳体状态
	通电/不通电	通电	M _{轴向}	M _{径向1}	M _{径向2}	
3#	不通电 (静态)	—	-2 149	-231	<100	铝合金壳体
4#	通电 (永+杂散)	26 V, 1 A 两相双四拍	-125	-26	<10	铝合金+10#钢壳体
5#	不通电 (静态)	—	-167	0	<10	铝合金+10#钢壳体

H.2 磁屏蔽前电机磁状态

磁屏蔽前,步进电机外壳采用铝合金壳体、内部永磁体轴向充磁。主磁路从永磁体起始经转子铁芯、气隙、定子铁芯、气隙、转子铁芯后返回至永磁体形成闭合;主要漏磁通经轴承、轴承座向电机壳外空间扩散后闭合,磁屏蔽前电机结构及磁路分布示意图 H.1。表 H.2 数据表明步进电机磁轴为轴向。



标引序号说明:

- 1 —— 轴承;
- 2 —— 挡圈;
- 3 —— 机壳;
- 4 —— 轴承座;
- 5 —— 定子铁心;
- 6 —— 永磁体;
- 7 —— 转子铁心;
- 8 —— 后端盖;
- 9 —— 漏磁路;
- 10 —— 主磁路。



图 H.1 磁屏蔽前电机结构及磁路分布示意

H.3 磁屏蔽后电机磁状态

为降低步进电机壳外漏磁通量,以减少电机磁矩量值,在原电机机壳、后端盖、轴承座外部(见

图 H.2)采用等比例方式加工制成新外壳(10# 钢导磁材质)进行全包覆屏蔽措施,使电机漏磁通封闭在新外壳内部,见图 H.3、图 H.4。表 H.2 数据表明步进电机经磁屏蔽处理后,轴向磁矩大幅下降,屏蔽效果显著。

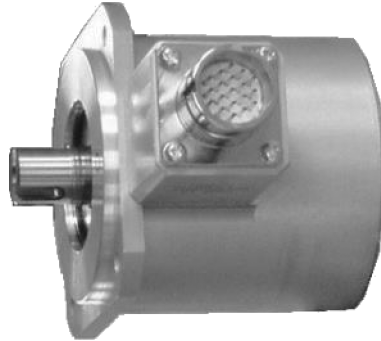
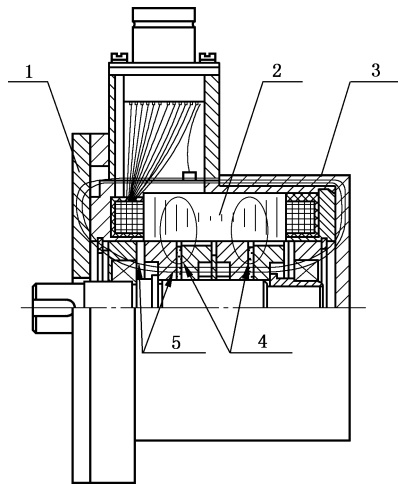


图 H.2 磁屏蔽前电机(铝合金壳体)实物



- 标引序号说明:
- 1——屏蔽端板;
 - 2——电机;
 - 3——屏蔽机壳;
 - 4——主磁路;
 - 5——漏磁路。

图 H.3 磁屏蔽后电机结构及磁路分布示意



图 H.4 磁屏蔽后电机(10# 钢壳体)实物

H.4 步进电机磁屏蔽前后磁场磁矩变化数据

磁屏蔽前后步进电机通电和不通电两种状态下磁矩变化差异不大、电流大小引起的磁矩变化不明显。通常屏蔽材料的磁导率越高,厚度越厚屏蔽效果越好;但选材时矫顽力指标不宜太小以免磁化后成为额外磁源而增加产品磁性不确定性。



附 录 I

(资料性)

航天器磁性测试方法

I.1 概述

航天器主要磁矩由剩磁矩、杂散磁矩和感生磁矩构成。轨道地磁场产生的感磁矩不构成姿控的干扰力矩。因此,航天器磁矩测试值应不含地磁场产生的感磁矩,所用的方法应能满足这一要求。在零磁线圈中测试航天器磁性,由于航天器置于地磁场屏蔽的零磁线圈中,故不存在地磁感生磁性的问题。在地磁场中测试航天器磁性,由于航天器置于地磁场中,航天器将遭受地球南北和天地方向磁场的磁化作用而感生磁场;其中,水平方向感生的磁性可通过地磁东西和地磁南北方向上磁传感器不同布局和地磁场中测试方法获取剔除了地磁场感磁影响后的磁特性,天地方向感生磁场可通过试件的侧置或倒置的测试方法获取。

常规的磁矩测试方法有力矩法和磁场作图法等,其中磁场作图法是最常用的方法。干扰磁场测试方法一般采用地面磁强计放置到航天器所承载的磁强计、磁敏感部件位置处(以下简称“敏感部位”),由地面磁强计的读数来计算判断其所受航天器的磁干扰。

I.2 磁试验环境和试验设备

I.2.1 磁试验环境条件

I.2.1.1 试验环境分类

航天器磁试验环境条件可分为三类:零磁线圈系统产生的零磁环境、地磁环境和屏蔽室环境(高导磁材料作为外壳的相对封闭空间)。航天器磁试验主要在零磁环境和地磁环境下进行。

I.2.1.2 零磁环境

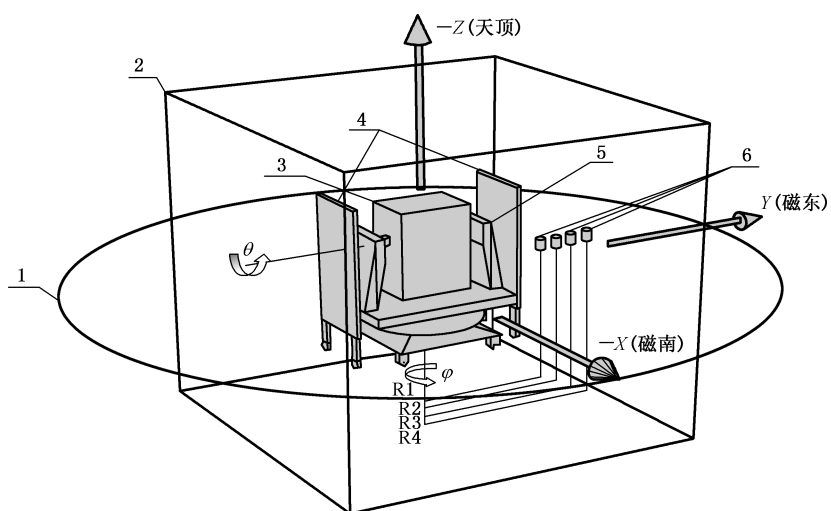
采用线圈系统,它可以在一个相当大的容积中建立一个均匀、稳定而可控的磁场(直流稳定磁场、交流磁场、旋转磁场等),控制这些磁矢量即可产生零(或弱)磁环境、任意磁场环境和旋转磁场环境,航天器置于这些磁环境中进行任务书要求的各项磁试验,见图 I.1。零磁环境要求如下。

- a) 稳定度: $-2 \text{ nT/h} \sim 4 \text{ nT/h}$ 。
- b) 分辨率: 1 nT 。
- c) 抵消地磁后,零磁空间中心区内磁场总量小于 5 nT 。

I.2.1.3 地磁环境

通过选择适当的试验场所,提供一个均匀稳定的环境磁场,航天器置于该环境磁场中进行任务书要求的各项磁试验,见图 I.2。地磁环境要求如下。

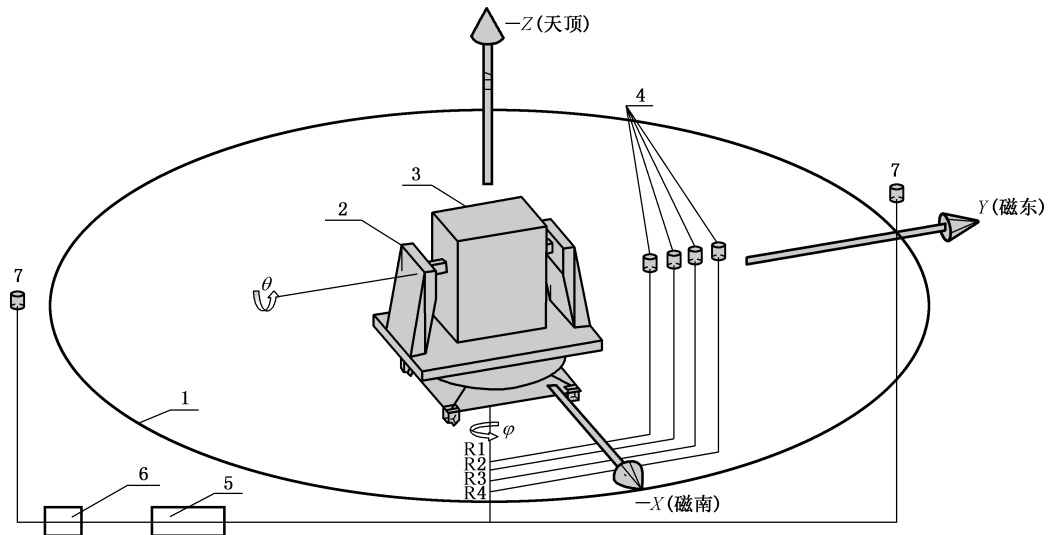
- a) 环境磁场范围: $0 \text{ nT} \sim 60\,000 \text{ nT}$ 。
- b) 环境场波动幅值: $-2 \text{ nT/h} \sim +2 \text{ nT/h}$ (在进行环境磁场干扰抑制情况下)。
- c) 无磁暴等太阳活动事件期。
- d) 磁性物品远离测试中心。



标引序号说明：

- 1——赤道面；
- 2——可控磁场线圈装置(含外干扰控制系统)；
- 3——航天器；
- 4——充退磁线圈；
- 5——无磁转台；
- 6——磁强计传感器阵列。

图 I.1 零磁场中航天器磁试验示意



标引序号说明：

- 1——赤道面；
- 2——无磁转台；
- 3——航天器；
- 4——磁强计传感器阵列；
- 5——磁场采集系统；
- 6——环境磁场波动闭环跟踪补偿控制；
- 7——磁监测传感器。

图 I.2 地磁场中航天器磁试验示意

I.2.2 磁试验设备要求

航天器磁试验前所有仪器设备应经计量部门检定合格并在有效使用期内。主要仪器设备技术指标参考如下。

- a) 零磁场设备：
 - 1) 均匀区中心磁感应强度：小于 5 nT；
 - 2) 均匀区范围：大于被试航天器的外形尺寸；
 - 3) 通道尺寸：大于被试航天器的外形尺寸与过渡支架和产品车尺寸之和；
 - 4) 磁场噪声：小于磁场测试要求的分辨率；
 - 5) 恒流电源精度： 10^{-5} FS \sim 10^{-4} FS。
- b) 试验转台：
 - 1) 功能：承载航天器或部件；
 - 2) 自由度：一维或二维；
 - 3) 磁性指标：无磁或自身磁化率小于 5×10^{-6} ；
 - 4) 承载力：不小于试验件质量 1.5 倍；
 - 5) 指针精度： 1° 。
- c) 充退磁线圈系统：
 - 1) 充磁场变化范围： $(0\sim 3\times 10^{-4})$ T、 $(3\times 10^{-4}\sim 2\times 10^{-3})$ T；
 - 2) 退磁场变化范围： $(0\sim 5\times 10^{-4})$ T、 $(5\times 10^{-4}\sim 3\times 10^{-3})$ T；
 - 3) 退磁场衰减特性：直线及指数衰减；
 - 4) 退磁交流频率：0.1 Hz \sim 3 Hz(频率调节细度为 0.1 Hz)。
- d) 单分量磁强计：
 - 1) 测量范围： $\pm 10^5$ nT；
 - 2) 稳定度：1 nT/h \sim 3 nT/h；
 - 3) 分辨率：0.2 nT。
- e) 三分量磁强计：
 - 1) 测量范围： $\pm 10^5$ nT；
 - 2) 正交度误差($\Delta\theta$)：小于 0.15° ；
 - 3) 分辨率： ± 0.2 nT；
 - 4) 稳定度：1 nT/h \sim 2 nT/h。
- f) 高斯计：
 - 1) 测量范围： ± 100 mT；
 - 2) 分辨率： ± 0.1 mT；
 - 3) 稳定度：0.1 mT/h。
- g) 数据采集系统：
 - 1) 测量范围： $\pm 10^5$ nT；
 - 2) 噪声：0.5 nT；
 - 3) 稳定性：2 nT/2h；
 - 4) 不确定度：量程的 1‰；
 - 5) 数据采集器：40 路。
- h) 屏蔽筒：
 - 1) 材料：坡莫合金；
 - 2) 屏蔽层数：大于 3 层；

- 3) 内层有效空间:通常为直径大于 30 cm、长 45 cm 圆柱筒;
- 4) 有效空间内剩磁:近似为零。
- i) 标准螺旋管线圈:
 - 1) 线圈常数:以中国计量科学研究院计量证书为准;
 - 2) 线圈常数不确定度:0.02%($k=2$)(以中国计量科学研究院计量证书为准)。

I.3 航天器磁矩测试方法

I.3.1 磁场作图法

航天器磁矩测试一般采用磁场作图法。在此方法中,航天器放置在地磁场中或零磁线圈系统中央的无磁转台上旋转(见图 I.1、图 I.2),在至航天器一定距离处放置若干台磁强计传感器,测试航天器周围空间的磁场,对作为转角函数的分布磁场进行一定数学反演,求得其磁矩。

I.3.2 偶极子作图法

偶极子作图法的基础是假设航天器磁性是由其几何中心点偶极子源产生的,不考虑多极子矩。使用此法时,距离应充分大,以保证各高阶多极子产生的磁场与偶极子场相比可以忽略。磁传感器距航天器的距离一般为其最大线性尺寸的 3 倍~6 倍,测试航天器三个方向上磁感应强度分量后,计算求得航天器磁矩。

磁矩参照公式(I.1)计算:

$$\begin{cases} M_x = -B_{xiP} \times R_i^3 \times 10^{-2} \\ M_y = \frac{1}{2} B_{yiP} \times R_i^3 \times 10^{-2} \\ M_z = -B_{ziP} \times R_i^3 \times 10^{-2} \end{cases} \dots\dots\dots (I.1)$$

式中:

- M_x, M_y, M_z ——航天器在 X、Y、Z 方向的磁矩分量,单位为安平方米($A \cdot m^2$);
- $B_{xiP}, B_{yiP}, B_{ziP}$ ——在距离 R_i 处磁传感器测得的 X、Y、Z 方向的磁感应强度峰值,单位为纳特(nT);
- $R_i (i=1, 2)$ ——磁传感器中心到航天器中心的距离,单位为米(m)。

I.3.3 球面作图法

球面作图法适用于可倒置的航天器及组件的磁试验,此方法要点是在一定距离 r 处通过磁传感器测试包围航天器球面上各点偶极子磁场磁感应强度的径向分量 $B_r(r, \theta, \varphi)$,然后利用公式(I.2)经数学反演计算出航天器磁偶极矩 M_x, M_y, M_z 。被测件磁矩大小和磁强计的分辨率决定距离 r 的大小。当测试较小的偶极子矩时,要求磁强计放置距产品相对较近位置。

$$\begin{cases} M_x = \frac{3\pi r^3}{4NA} \times 10^{-2} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^A B(i, j) \sin\left(\frac{2\pi(j-1)}{A}\right) \times \cos\left(\frac{\pi(j-1)}{N}\right) \times \left| \sin\left(\frac{2\pi(j-1)}{A}\right) \right| \\ M_y = \frac{3\pi r^3}{4NA} \times 10^{-2} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^A B(i, j) \sin\left(\frac{2\pi(j-1)}{A}\right) \times \sin\left(\frac{\pi(i-1)}{N}\right) \times \left| \sin\left(\frac{2\pi(j-1)}{A}\right) \right| \\ M_z = \frac{3\pi r^3}{4NA} \times 10^{-2} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^A B(i, j) \cos\left(\frac{2\pi(j-1)}{A}\right) \times \left| \sin\left(\frac{2\pi(j-1)}{A}\right) \right| \end{cases} \dots\dots\dots (I.2)$$

式中:

- r ——探头中心到试件中心的距离,单位为米(m);
- N ——测试平面总个数;

- A —— 测试平面上的测试点总数；
- i —— 测试平面的序号；
- j —— 测试平面上测试点的序号；
- $B(i, j)$ —— 试件在第 i 个测试平面上, 第 j 个测试点的磁感应强度, 单位为纳特(nT)。

1.3.4 赤道作图法

赤道作图法是球面作图法当取 θ 为 $0, \pi/2, \pi$ 时的特定情况。在一定距离 r 处测试包围试件赤道平面上的磁场, 经数学反演求出航天器磁矩。距离选择原则见公式(I.3):

$$0.4 < \frac{D_s}{r} < 1.4 \quad \dots\dots\dots(I.3)$$

式中:

D_s —— 试件的包络直径, 单位为米(m)。

此法要点是建立一组无穷级数形式的线性代数方程, 其未知量是待求的偶极矩和多极矩, 方程的常数项是航天器磁场的傅里叶级数展开的直流、基波正弦和基波余弦分量, 各项系数是测点距离 r 的函数。这一方法是相对大体积航天器磁矩测试的主要方法。它可在零磁环境中进行也可在地磁环境中进行。

在零磁环境中测试可以不必将航天器做 90° 的侧置, 这对于大体积航天器简化了操作、提高了安全性。工程实施时通常采用大型部件(如太阳阵)和航天器本体分开进行测试, 然后通过组合计算得到航天器的总磁矩的模式。

零磁场磁矩参照公式(I.4)计算:

$$\begin{cases} M_x = \frac{r_1^3}{A_2} \times 10^{-2} \left[\frac{1}{2} \sum_{j=1}^{A_2} B_x^{(3)}(j) \sin\varphi_j + \sum_{j=1}^{A_2} B_y^{(3)}(j) \cos\varphi_j \right] \\ M_y = \frac{r_1^3}{A_2} \times 10^{-2} \left[\frac{1}{2} \sum_{j=1}^{A_2} B_x^{(3)}(j) \cos\varphi_j - \sum_{j=1}^{A_2} B_y^{(3)}(j) \sin\varphi_j \right] \quad \dots\dots\dots(I.4) \\ M_z = -\frac{r_1^3}{A_2} \times 10^{-2} \left[\sum_{j=1}^N B_z^{(3)}(j) \right] \end{cases}$$

式中:

- r_1 —— 第一个探头中心到试件中心的距离, 单位为米(m);
- A_2 —— 试件转动一周的测试点数, 取 $A_2 = 36$;
- j —— 试件转动一周的测试点序号;
- $B_x^{(3)}(j), B_y^{(3)}(j), B_z^{(3)}(j)$ —— 试件在第 j 个测试点经第三次偶极化处理的磁感应强度, 单位为纳特(nT);
- φ_j —— 第一个测试点到第 j 个测试点所转动的角度, 单位为度($^\circ$)。

第一次偶极化磁感应强度参照公式(I.5)计算:

$$\begin{cases} B_x^{(1)}(D, j) = \frac{1}{2} [B_x(D, j) - B_x(D, j + 18)] \\ B_y^{(1)}(D, j) = \frac{1}{2} [B_y(D, j) - B_y(D, j + 18)] \quad \dots\dots\dots(I.5) \\ B_z^{(1)}(D, j) = \frac{1}{2} [B_z(D, j) + B_z(D, j + 18)] \end{cases}$$

式中:

$B_x^{(1)}(D, j), B_y^{(1)}(D, j), B_z^{(1)}(D, j)$ —— 分别为第 D 个探头测试的试件在第 j 个测试点的 X、Y 和

Z 方向的第一次偶极化磁感应强度,单位为纳特(nT);
 $B_x(D,j)$ 、 $B_y(D,j)$ 、 $B_z(D,j)$ ——分别为第 D 个探头测试的试件在第 j 个测试点的 X 、 Y 和 Z 方向磁感应强度,单位为纳特(nT);
 D ——分别为第 1、第 2 和第 3 个探头的序号, $D=1,2,3$ 。

第二次偶极化磁感应强度参照公式(I.6)计算:

$$B_i^{(2)}(e,j) = \frac{\left(\frac{r_e}{r_1}\right)^5 B_i^{(1)}(e,j) - B_i^{(1)}(1,j)}{\left(\frac{r_e}{r_1}\right)^2 - 1} \dots\dots\dots (I.6)$$

式中:

$B_i^{(2)}(e,j)$ ——第二次偶极化磁感应强度,单位为纳特(nT);
 i ——分别表示试件磁感应强度的 X 、 Y 和 Z 方向, $i=1,2,3$;
 e ——分别表示第 2 和第 3 个探头, $e=2,3$;
 r_e ——表示第 2 或第 3 个探头中心到试件中心的距离,单位为米(m)。

第三次偶极化磁感应强度参照公式(I.7)计算:

$$B_i^{(3)}(j) = \frac{\left(\frac{r_3}{r_2}\right)^2 B_i^{(2)}(3,j) - B_i^{(2)}(2,j)}{\left(\frac{r_3}{r_2}\right)^2 - 1} \dots\dots\dots (I.7)$$

式中:

$B_i^{(3)}(j)$ ——第三次偶极化磁感应强度,单位为纳特(nT);
 r_2 、 r_3 ——分别表示第 2 和第 3 个探头中心到试件中心的距离,单位为米(m)。

在地磁环境中测试要点是利用在测试区地磁东西方向磁场近似为零的特点,通过对东西和南北向测得的航天器磁场数据进行处理后,同样可消除地磁场南北向产生的感磁场和感磁矩。但是因为垂直地面的地磁分量在绝大部分测试区都有一个不能忽略的值,因此为了得到航天器与地面垂直轴不含地磁产生的感磁矩的磁矩,应使该轴处于磁东西平面内(即将航天器 90° 的侧置)。

在去除地磁场影响下,地磁场中磁矩参照公式(I.8)计算:

$$\begin{cases} A_1(i,1,0) = 10^2 \sum_{k=1}^{\infty} (-1/2)^{k-1} \frac{2k(2k-1)!!}{(k-1)!} \frac{1}{r_i^{2k+1}} a_{2k-1,1} \\ A_2(i,2,0) = 10^2 \sum_{k=1}^{\infty} (-1/2)^{k-1} \frac{(2k-1)!!}{(k-1)!} \frac{1}{r_i^{2k+1}} a_{2k-1,1} \\ A_2(i,1,0) = 10^2 \sum_{k=1}^{\infty} (-1/2)^{k-1} \frac{2k(2k-1)!!}{(k-1)!} \frac{1}{r_i^{2k+1}} b_{2k-1,1} \dots\dots\dots (I.8) \\ -A_1(i,2,0) = 10^2 \sum_{k=1}^{\infty} (-1/2)^{k-1} \frac{(2k-1)!!}{(k-1)!} \frac{1}{r_i^{2k+1}} b_{2k-1,1} \\ -A_0(i,3,0) = 10^2 \sum_{k=1}^{\infty} (-1/2)^{k-1} \frac{(2k-1)!!}{(k-1)!} \frac{1}{r_i^{2k+1}} a_{2k-1,0} \end{cases}$$

式中:

k ——试件多极子的极数。当 $k=1$,为偶极子; $k=2$ 时, $a_{3,1}$ 为四极子; $k=2k-1$ 时, $a_{2k,1}$ 为 $2k$ 极子;
 $a_{2k-1,1}$ ——航天器 X 向磁偶极子矩和多极子矩, $A \cdot m^{2k}(M_x = a_{1,1})$;
 $b_{2k-1,1}$ ——航天器 Y 向磁偶极子矩和多极子矩, $A \cdot m^{2k}(M_y = b_{1,1})$;
 $a_{2k-1,0}$ ——航天器 Z 向磁偶极子矩和多极子矩, $A \cdot m^{2k}(M_z = a_{1,0})$ 。

富里埃级数展开系数见公式(I.9):

$$\begin{cases} A_0(i, j, 0) = \frac{1}{N} \sum_{m=1}^{N-1} B\left(r_i, j, m \frac{2\pi}{N}\right) \\ A_1(i, j, 0) = \frac{2}{N} \sum_{m=0}^{N-1} B\left(r_i, j, m \frac{2\pi}{N}\right) \cos\left(m \times \frac{2\pi}{N}\right) \\ A_2(i, j, 0) = \frac{2}{N} \sum_{m=0}^{N-1} B\left(r_i, j, m \frac{2\pi}{N}\right) \sin\left(m \times \frac{2\pi}{N}\right) \end{cases} \dots\dots\dots (I.9)$$

式中：

- N —— 航天器绕 Z 轴一周的测点数；
- i —— 磁传感器所处位置号；
- j —— 磁传感器 X 、 Y 、 Z 向分量号 ($j=1$ 代表 X 分量； $j=2$ 代表 Y 分量； $j=3$ 代表 Z 分量)；
- $B(r_i, j, \varphi)$ —— 位置 r_i 处第 j 个磁传感器分量测得的包围航天器赤道面上各点的磁感应强度值，单位为纳特(nT)；
- r_i —— 位置 i 处磁传感器与航天器中心距离，单位为米(m)；
- φ —— 航天器绕无磁转台垂直轴旋转角，单位为度(°)。

根据每台磁强计测得的磁感应强度值，参照公式(I.9)计算富里埃系数，然后参照公式(I.8)经数学反演得到磁矩值。

1.4 航天器干扰磁场试验方法



1.4.1 试验目的

航天器干扰磁场试验主要测试航天器在静态和加电态下产生的磁场对其所承载的磁强计、磁敏感部件的影响程度，是以在部件所处部位的磁场来表征。

1.4.2 航天器本体干扰场测试方法

1.4.2.1 一般采用地面磁强计放置到航天器所承载的磁强计、磁敏感部件位置处(以下简称“敏感部位”)，由地面磁强计的读数来判断其所受航天器本体的磁干扰。

1.4.2.2 包括以下零磁场中试验方法：

- a) 按有关试验要求和设备操作规程调试零磁设备，获得试验需要的零磁场；
- b) 地面磁强计置于测试区的无磁支架上，航天器置于无磁试验转台上，并将转台推至测试中心；
- c) 调节地面磁强计位置，使地面磁强计靠近航天器载磁强计位置；
- d) 地面磁强计归零，试验转台推离试验中心；
- e) 记录地面磁强计变化量 $B_{\text{本体干扰}}$ ，即航天器本体的磁干扰；
- f) 按试验技术文件要求，选择航天器不同工作状态；
- g) 重复 a) 至 e) 步骤直至完成所有测试工况；
- h) 依次记录地面磁强计读数；
- i) 若干扰超过大纲规定指标，则查干扰原因并采取整体和局部综合磁补偿等方法减少其磁矩和干扰磁场。

1.4.2.3 包括以下地磁场中试验方法：

- a) 地面磁强计置于测试中心附近无磁的支架上，航天器置于无磁试验转台上，并将转台推至测试中心；
- b) 转台指针刻度位置对准南或北；
- c) 调节地面磁强计位置，使地面磁强计靠近航天器载磁强计位置；
- d) 地面磁强计归零，试验转台推离试验中心；

- e) 记录地面磁强计读数 B_0 ;
- f) 试验转台绕 Z 轴旋转 180° , 推至测试中心;
- g) 调节地面磁强计位置, 使地面磁强计靠近航天器载磁强计位置;
- h) 地面磁强计归零, 试验转台推离试验中心;
- i) 记录地面磁强计读数 B_{180} ;
- j) 得到航天器本体干扰场为: $B_{\text{本体干扰}} = (B_0 - B_{180})/2$;
- k) 根据航天器所承载磁强计量程与分辨率及上述数据来判断干扰程度;
- l) 按试验技术文件要求, 选择航天器不同工作状态;
- m) 重复 a) 至 l) 步骤直至完成所有测试工况;
- n) 若干扰超过大纲规定指标, 则查干扰原因并采取整体和局部综合磁补偿等方法减少其磁矩和干扰磁场。

I.4.3 航天器大型部件(太阳阵、天线阵)干扰场测试方法

I.4.3.1 与航天器整器相比, 大型部件(太阳阵、天线阵)软磁材料占比很小, 由地磁场对两者产生的感磁影响可忽略不计, 两者的主要磁性干扰源为机构部件中电机(硬磁材料)与其阵面中相关电流回路产生的直流磁场。在零磁场和地磁场测试状态下, 两者的干扰测试方法相同。

I.4.3.2 将地面磁强计放置在器载磁强计或磁敏感部件相同位置处, 由地面磁强计的读数来判断其所受航天器大型部件的磁干扰, 试验方法见 I.4.2。

I.4.4 干扰磁场数据获取及后续措施

I.4.4.1 依据 I.4.2 及 I.4.3 的测试结果, 结合器载磁传感器及其他磁敏感部件与航天器本体和大型部件之间位置、距离、磁矩、磁场量级等关系, 综合计算获取航天器干扰磁场数据。

I.4.4.2 在排除磁敏感部件附近结构紧固件磁性等影响因素后, 航天器产生的干扰场总模值仍大大高于器载磁传感器允许指标阈值, 则在航天器磁控制软件未定型状况下, 可采用软件补偿修正措施以代替磁补偿方法; 或在结构上采用使器载磁传感器远离航天器本体及主要磁干扰源方法降低其受干扰影响程度, 软件补偿修正量值通常用测量的方法加以确定。



附录 J

(资料性)

近场分析法中几种特殊的磁传感器测试布局方法

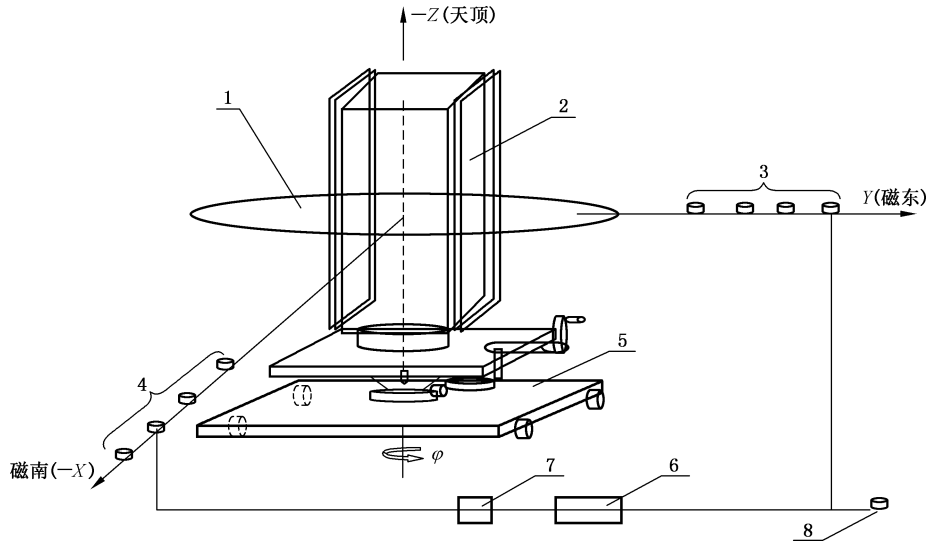
J.1 概述

针对非常规状态下、特殊磁性分布特征航天器及系统产品,本附录近场分析法中几种特殊磁传感器布局测试方法采用将航天器或相关标定产品放置在测试中心区无磁转台或类似的无磁平台上。在航天器赤道面沿地磁东-西、南-北方向上单层或上下多层布局一定数量磁采集传感器,依次测试相关赤道面周围空间磁场;利用磁环境监测传感器对作为转角函数的分布磁场信号进行一定滤波和数学反演,求得整器、系统及相关标定产品不同工作模式下的磁矩。常规类航天器磁测试传感器测试布局方法可参照附录 I 进行。

J.2 航天器感磁矩测试“L”式测试布局方法

J.2.1 布局与测试原理

“L”式布局的航天器感磁矩测试原理为:利用测试中心区地磁东-西向磁场近似为零特征,对航天器赤道面磁东-西及南-北向上磁采集传感器进行“L”式布局;合理布局磁监测传感器后对磁东-西和南北向测得航天器磁场数据进行滤波、组合计算,获得磁东-西向(不含地磁影响)和南北向(含地磁影响)航天器磁矩结果,差值处理后获得消除地磁影响的航天器永、杂散磁矩和受地磁影响的感磁矩。“L”式测试布局示意图见图 J.1。



标引序号说明:

- 1——航天器赤道面;
- 2——航天器;
- 3——磁东向磁采集传感器阵列;
- 4——磁南向磁采集传感器阵列;
- 5——无磁转台;
- 6——磁场采集系统;
- 7——环境磁场波动闭环跟踪补偿控制;
- 8——磁监测传感器。

图 J.1 “L”式测试布局示意

J.2.2 布局与测试流程

J.2.2.1 测试设备及被测产品准备

测试设备及被测产品准备如下：

- a) 磁场采集系统就位；
- b) 航天器正置固定于无磁转台上；
- c) 无磁转台推移至磁测试中心区。

J.2.2.2 磁采集传感器布局

磁采集传感器布局如下：

- a) 在航天器赤道面上过航天器赤道面中心沿地磁东-西向东向端及地磁南-北向南向端各放置承载传感器的支撑架；
- b) 在支撑架上依次放置多台三分量磁采集传感器；
- c) 磁采集传感器布局方式(传感器数量、与航天器之间测距比参数)应符合表 2 及公式(10)规定的近场测距比规则。

J.2.2.3 磁环境监测传感器布局

磁环境监测传感器布局如下：

- a) 在远离航天器中心足够远的距离 R 处布局一台三分量磁监测传感器监测测试区域环境磁场波动；
- b) 根据航天器磁矩预估的冗余量值和磁监测传感器分辨率,预设距离 R 值应满足公式(11)规定的预设条件。

J.2.2.4 磁轴一致性检查

确定磁采集传感器磁轴、磁监测传感器磁轴、地磁场磁轴、航天器磁轴、无磁转台零位轴等一致性状态。

J.2.2.5 巡测

巡测包括以下内容：

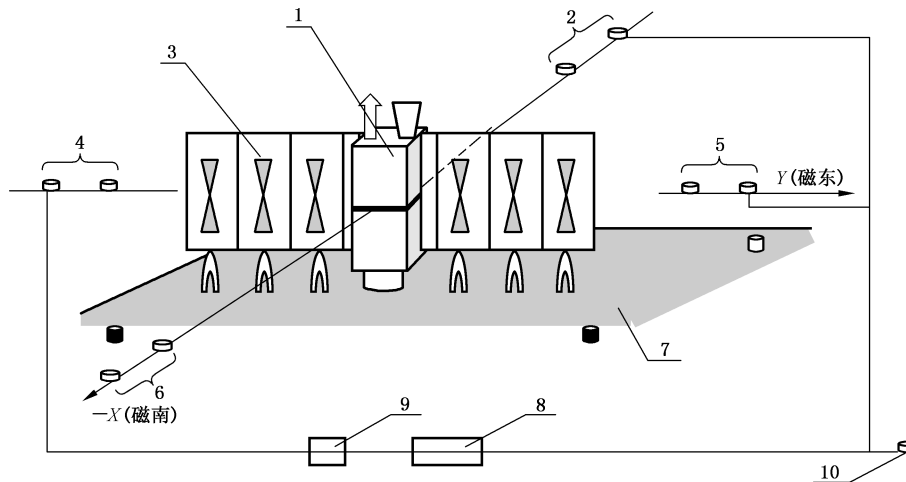
- a) 无磁转台推移至测试中心区外；
- b) 启动磁场采集系统；
- c) 采集系统起始归零；
- d) 无磁转台推移至测试中心区；
- e) 采集系统完成 0° 测角点数据采集；
- f) 无磁转台旋转至下一间隔测角点,直至($0^\circ \sim 360^\circ$)一周,系统依次采集各测角点场强,完成一次完整的工况测试、获得东西向(不含地磁影响)和南北向(含地磁影响)航天器的磁矩结果；
- g) 对两者结果进行组合差值处理,得到航天器永、杂散和感磁矩；
- h) 按 10.3.1.2 判定测试结果。

J.3 航天器天线阵杂散磁矩测试“十”式测试布局方法

J.3.1 布局与测试原理

航天器天线系统与其他系统间连接的低频电缆构成的供电回路是航天器杂散磁矩最主要组成部

分,尤其是含有高功耗(几千至上万瓦)大电流载荷类航天器。在地面对天线展开状态下大电流工况进行模拟测试,可验证航天器相关电缆布局走线等的设计合理性。考虑到天线展开状态下,航天器无法置于无磁转台上旋转;因此,天线阵杂散磁矩测试布局采用方式为将航天器安置于气浮平台上,在航天器赤道面地磁东-西及南-北向“十”式布局传感器方式,一次性同步获取航天器天线阵通电态下场强数据。利用磁监测传感器对环境干扰场滤波处理计算后,获得航天器天线阵通电态杂散磁矩。“十”式测试布局示意图J.2。



标引序号说明:

- 1 —— 航天器本体;
- 2 —— 磁北向磁采集传感器阵列;
- 3 —— 天线阵;
- 4 —— 磁西向磁采集传感器阵列;
- 5 —— 磁东向磁采集传感器阵列;
- 6 —— 磁南向磁采集传感器阵列;
- 7 —— 气浮平台;
- 8 —— 磁场采集系统;
- 9 —— 环境磁场波动闭环跟踪补偿控制;
- 10 —— 磁监测传感器。

图 J.2 “十”式测试布局示意

J.3.2 布局与测试流程

J.3.2.1 测试设备及被测产品准备

测试设备及被测产品准备如下:

- a) 磁场采集系统就位;
- b) 将航天器正置于气浮平台上;
- c) 将航天器两翼天线在气浮平台上摆成展开状态。

J.3.2.2 磁采集传感器布局

磁采集传感器布局如下:

- a) 在航天器赤道面上过航天器赤道面中心沿地磁东-西向两端及地磁南-北向两端各放置承载传感器的支撑架;

- b) 在东-西两端及南-北两端支撑架上依次对称放置多台三分量磁采集传感器；
- c) 磁采集传感器布局方式应符合表 2 及公式(10)规定的近场测距比规则。

J.3.2.3 磁环境监测传感器布局

磁环境监测传感器布局如下：

- a) 在远离航天器中心足够远的距离 R 处布局一台三分量磁监测传感器监测测试区域环境磁场波动；
- b) 根据航天器永磁矩及天线通电态杂散磁矩预估的冗余量值和磁监测传感器分辨率,预设距离 R 值应满足公式(11)规定的预设条件。

J.3.2.4 磁轴一致性检查

确定磁采集传感器磁轴、磁监测传感器磁轴、地磁场磁轴、航天器磁轴、天线阵磁轴等一致性状态。

J.3.2.5 巡测

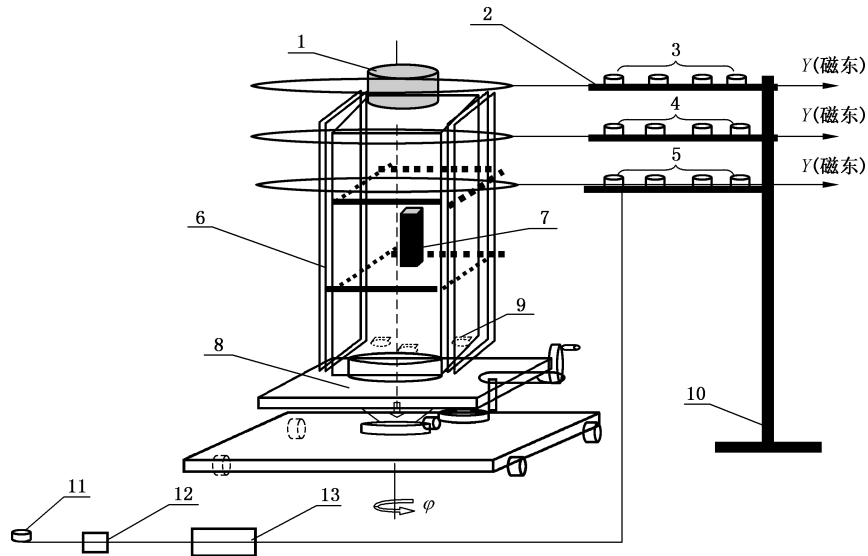
巡测包括以下内容：

- a) 启动磁场采集系统；
- b) 采集系统起始归零；
- c) 天线系统通电；
- d) 采集系统同步采集场强信号,滤波处理后计算获得磁矩结果(磁矩计算方法参照附录 I 执行,计算公式中航天器绕垂直轴一周的测点参数 N 取 4、旋转角间隔 φ 取 90°)；
- e) 按 10.3.1.2 判定测试结果。

J.4 中大尺度、大量级磁矩类航天器磁矩测试多层式测试布局方法

J.4.1 布局与测试原理

对于中大尺度航天器,为避免磁仿真设计、分舱测试、拟合计算过程中带来的不确定性,通常采用正置态下整器实测和验证方法。当大量级磁矩航天器垂向含有多种较大磁矩偏心载荷部件时,垂向测试误差将增大;常规赤道面单层布局测试方法无法得出航天器垂向真实磁矩,甚至无法评估整器磁测试结果。本附录多层式布局测试方法(柱面作图法)采用在距航天器垂向上下舱段典型区域赤道面上多层布局传感器方式代替几何赤道面单一布局传统方式,快速巡测航天器垂向各区域赤道面场强信号;确定整器垂向磁性分布特征后(排除航天器非磁赤道分布特征,该分布特征下磁矩测试评估方法仍按常规近场分析法执行),逐次逼近捕获整器垂向磁赤道面区域位置处场强作为有效计算磁矩结果。大量的工程实践经验表明:多层式布局捕获航天器磁赤道面方法可有效减少大尺度航天器磁矩偏心引起测试误差,大幅提高垂向磁矩准确性及裕度控制范围。中大尺度大磁矩类航天器磁矩测试多层式传感器布局示意图 J.3。



标引序号说明：

- 1 ——大磁矩载荷部件；
- 2 ——传感器平台；
- 3 ——磁采集传感器阵列 1；
- 4 ——磁采集传感器阵列 2；
- 5 ——磁采集传感器阵列 3；
- 6 ——航天器；
- 7 ——软磁体；
- 8 ——无磁转台；
- 9 ——大磁矩部件；
- 10 ——传感器平台支撑架；
- 11 ——磁监测传感器；
- 12 ——环境磁场波动闭环跟踪补偿控制；
- 13 ——多路高精度磁场采集系统。

图 J.3 中大尺度大磁矩类航天器磁矩测试多层式传感器布局示意

J.4.2 布局与测试流程

J.4.2.1 测试设备及被测产品准备

测试设备及被测产品准备如下：

- a) 磁场采集系统就位；
- b) 航天器正置固定于无磁转台上；
- c) 无磁转台推移至测试中心区。

J.4.2.2 磁采集传感器布局

磁采集传感器布局如下：

- a) 在航天器赤道面上过航天器赤道面中心沿地磁东-西向东向端放置承载传感器平台的支撑架；
- b) 在支撑架上安装固定好三层传感器平台；
- c) 每层平台上依次放置多台采集各平台赤道面磁场信号的三分量磁采集传感器；
- d) 各平台赤道面上布局的磁采集传感器与各平台赤道面中心之间测距比参数应符合表 2 及公

式(10)规定的近场测距比规则。

J.4.2.3 磁环境监测传感器布局

磁环境监测传感器布局如下：

- a) 在远离航天器中心足够远的距离 R 处布局一台三分量磁监测传感器监测测试区域环境磁场波动；
- b) 根据航天器磁矩预估的冗余量值和磁监测传感器分辨率，预设距离 R 值应满足公式(11)规定的预设条件。

J.4.2.4 磁轴一致性检查

确定磁采集传感器磁轴、磁监测传感器磁轴、地磁场磁轴、航天器磁坐标轴、转台零位轴一致性状态。

J.4.2.5 巡测

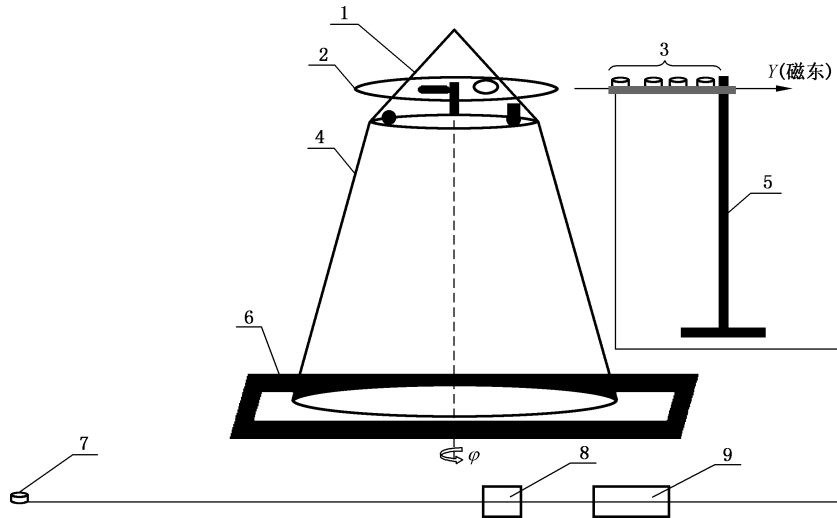
巡测包括以下内容。

- a) 无磁转台推移至测试中心区外。
- b) 启动磁场采集系统。
- c) 采集系统起始归零。
- d) 无磁转台推移至测试中心区。
- e) 采集系统完成 0° 测角点数据采集。
- f) 无磁转台旋转至下一间隔测角点，直至 $(0^\circ \sim 360^\circ)$ 一周，系统依次采集各测角点场强，完成一次完整的工况测试、获得航天器三组赤道面上磁矩结果。
- g) 按 10.3.1.2 判定测试结果。
- h) 若结果有效，按一定落差逐次下移传感器平台，参照 J.4.2.2 b)～d) 步骤重新布局好磁采集传感器。
- i) 开始下一轮测试，直至完成航天器垂向全高度场强、磁矩巡测。
- j) 分析垂向场强和磁矩结果，确定整器垂向磁性分布特征。
- k) 磁赤道分布特征下磁赤道区域测得的磁矩值即为垂向有效结果；非磁赤道分布特征下按常规近场测试方法评估处理。

J.5 火箭末子级类平台组合体磁矩测试错层式测试布局方法

J.5.1 布局与测试原理

平台组合体尺寸大，上舱为载荷舱；除个别发动机管路部件外下舱为磁性很小的（相对载荷舱磁性可忽略）大型铝圆筒空腔体。为简化测试流程避免平台拆装，减小常规测试布局方法因壳体尺度大而引起的偏心误差大缺陷；错层式布局测试方法采用在无超大型测磁转台设备条件下，仅将平台组合体安置于测试中心区地面上画有 $0^\circ \sim 360^\circ$ 角度刻度线的塑料平板上，借助吊具和行车对组合体进行角度旋转操作。在组合体载荷舱赤道面磁东-西向东端布局磁采集传感器，测试载荷舱赤道面周围场强；用磁监测传感器对环境干扰场滤波处理计算后获得平台组合体磁矩。火箭末子级类平台组合体磁矩测试错层式传感器布局示意图 J.4。



标引序号说明：

- 1——火箭末子级载荷舱；
- 2——火箭末子级载荷舱赤道面；
- 3——磁采集传感器阵列；
- 4——火箭末子级平台；
- 5——传感器支撑架；
- 6——塑料平板；
- 7——磁监测传感器；
- 8——环境磁场波动闭环跟踪补偿控制；
- 9——磁场采集系统。

图 J.4 火箭末子级类平台组合体磁矩测试错层式传感器布局示意

J.5.2 布局与测试流程

J.5.2.1 测试设备及被测产品准备

测试设备及被测产品准备如下：

- a) 磁场采集系统就位；
- b) 在测试中心区地面铺设好标注有 $0^{\circ}\sim 360^{\circ}$ (每间隔 100°) 角度刻度线的塑料平板；
- c) 将行车移至离测试中心区最远端；
- d) 将平台组合体正置于测试中心区地面塑料平板上。

J.5.2.2 磁采集传感器布局

磁采集传感器布局如下：

- a) 在平台组合体载荷舱赤道面上,过赤道面中心沿地磁东-西向东端位置处放置磁采集传感器支撑架；
- b) 在支撑架上依次放置多台三分量磁采集传感器；
- c) 磁采集传感器与载荷舱赤道面中心间测距比参数应符合表 2 及公式(10)规定的近场测距比规则。

J.5.2.3 磁环境监测传感器布局

磁环境监测传感器布局如下：

- a) 在远离平台组合体中心预设距离处布局一台三分量磁监测传感器监测测试中心区环境磁场波动；
- b) 根据平台组合体预估的冗余磁矩量值及磁监测传感器分辨率,预设距离值应满足公式(11)规定的预设条件。

J.5.2.4 磁轴一致性检查

确定磁采集传感器磁轴、磁监测传感器磁轴、地磁场磁轴、火箭末子级平台组合体磁坐标轴、塑料平板零位轴一致性状态。

J.5.2.5 巡测

巡测包括以下内容：

- a) 组合体产品安装吊具；
- b) 行车起吊组合体产品远离中心区；
- c) 拆卸吊具；
- d) 行车移至远离中心区末端处；
- e) 启动磁场采集系统；
- f) 采集系统起始归零；
- g) 组合体产品安装吊具；
- h) 行车起吊组合体产品至中心区塑料平板处并对准 0° 标志起始轴；
- i) 拆卸吊具；
- j) 行车移至远离中心区末端处；
- k) 采集系统完成 0° 测角点磁场数据采集；
- l) 组合体产品安装吊具；
- m) 行车起吊组合体产品并使产品旋转至下一测角点位置处；
- n) 拆卸吊具；
- o) 行车移至远离中心区末端处；
- p) 采集系统完成下一测角点磁场测试；
- q) 重复上述 l)~p) 测试步骤直至产品在塑料平台上 ($0^\circ \sim 360^\circ$) 旋转一周完成一次完整的工况测试；
- r) 滤波处理后计算获得磁矩结果(磁矩计算方法参照附录 I,公式中航天器绕垂直轴一周旋转测角点间隔按 $d\varphi$ 度计算,测点参数 N 取 $360/d\varphi$)；
- s) 按 10.3.1.2 判定测试结果。



附录 K

(资料性)

磁测试中铁磁类工装设备磁矩标定方法

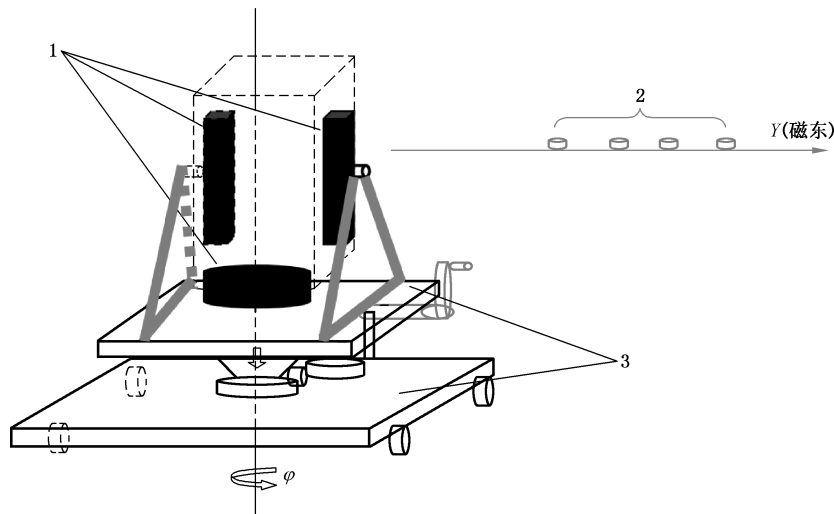
K.1 概述

随着航天器研制数量增加,综合航天器研制周期、研制经费、结构强度和可靠性等因素,在许多研制流程和试验中均使用铁磁类工装。由于试验工装不属于航天器组成部分,原则上磁测试时工装要求为无磁性;为使这些铁磁工装通用于磁测试等试验流程中,减少铁磁工装对航天器磁测试精度影响,铁磁工装磁矩与航天器自身磁矩应严格有效分离,航天器磁试验前应对铁磁工装进行磁性标定。

K.2 标定方法

标定方法采用磁矩位移等效性原理,即在航天器、铁磁工装与磁采集传感器三者间位置参数(航天器与铁磁工装安装布局位置、传感器近场测试布局位置)相对固定状态下,不同磁测试流程中测得的铁磁工装和航天器磁矩值可近似线性等效组合计算。其他如铁磁类转台设备等也可参考执行。

铁磁工装单独标定时的测试布局示意图 K.1,标定步骤和技术要求参照 K.3 执行;后续航天器和铁磁工装组合体测试布局与前者应严格保持一致,组合体测试结果与铁磁工装标定结果(含偏心误差)两者近似线性差值处理后得到航天器磁矩值。



标引序号说明:

- 1——铁磁工装在整器上安装位置;
- 2——传感器布局区;
- 3——无磁转台。

图 K.1 铁磁性工装标定测试布局示意

K.3 标定流程

K.3.1 测试设备及被测产品准备

测试设备及被测产品准备步骤如下:

- a) 转台推移至测试装配区;

- b) 按铁磁工装在航天器上状态和安装位置用木制支架将其固定于无磁转台上。

K.3.2 磁采集传感器布局

磁采集传感器布局要求如下：

- a) 在虚拟航天器的赤道面过赤道面中心沿地磁东-西向东端处放置承载传感器支撑架；
- b) 在支撑架上依次放置多台三分量磁采集传感器；
- c) 磁采集传感器布局方式(传感器数量、传感器间间距、摆放高度和离中心测试距离)应同后续航天器和铁磁工装组合体测试布局严格保持一致；
- d) 磁采集传感器与航天器间测距比参数应符合表 2 及公式(10)规定的近场测距比规则。

K.3.3 磁环境监测传感器布局

磁环境监测传感器布局要求如下：

- a) 在远离虚拟航天器中心预设距离处布局一台三分量磁监测传感器监测测试中心区环境磁场波动；
- b) 根据铁磁工装预估的冗余磁矩量值和磁监测传感器分辨率,预设距离值应满足公式(11)规定的预设条件。

K.3.4 磁轴一致性检查

确定磁采集传感器磁轴、磁监测传感器磁轴、地磁场磁轴、虚拟航天器磁坐标轴、铁磁工装坐标轴、无磁转台零位轴一致性状态。

K.3.5 巡测

巡测步骤如下：

- a) 无磁转台推移至测试中心区外；
- b) 启动磁场采集系统；
- c) 采集系统起始归零；
- d) 无磁转台推移至测试中心区；
- e) 采集系统完成 0° 测角点数据采集；
- f) 无磁转台旋转至下一间隔测角点,直至 $(0^\circ \sim 360^\circ)$ 一周,系统依次采集各测角点场强,完成一次完整的工况测试、获得铁磁工装磁矩结果(含偏心误差)；
- g) 按 10.3.1.2 判定测试结果。

附 录 L

(资料性)

航天器磁矩量级与尺度分类

航天器磁性控制和评估有效程度与其自身结构尺度及磁矩量级密切相关,不同尺度及磁矩量值的航天器对磁性设计、测试方法、测试设备等有不同技术要求。根据航天器磁设计、磁测试惯用工程术语表述方式,表 L.1 对航天器磁矩量值与结构尺度进行分类供参考。

表 L.1 航天器磁矩量级分类

单位为安平方米

航天器 分类名称	微小量级 磁矩 航天器	小量级 磁矩 航天器	中小量级 磁矩 航天器	中量级 磁矩 航天器	中大量级 磁矩 航天器	大量级 磁矩 航天器	超大量级 磁矩 航天器
航天器 磁矩量级	<0.1	0.1~<1	1~<5	5~<10	10~<25	25~100	>100

附录 M

(资料性)

某航天器多载荷转动部件工作模式下在轨磁矩变化波动数据

M.1 概述

对于装载有多种载荷系统含众多转动部件的航天器,在载荷工作态下,各类活动部件磁性在局部区域呈多极化形态,各载荷系统产生的动态磁场叠加后对整器产生复杂影响;使整器各向磁矩呈动态周期性随机波动变化(磁矩振幅取决于器载转动部件数量、转动频率、转动部件永磁矩大小、载荷工作电流量值等因素对整器各向磁矩产生的综合叠加效果),众多载荷系统活动部件转动是造成该类航天器磁矩波动主要因素。与此同时,航天器蓄电池充/放电过程中电流对蓄电池自身及整器产生的感、杂散磁矩综合效应也是引起航天器磁矩波动变化的另一因素。航天器在轨运行载荷工作态下杂散磁矩呈现一定范围的波动变化。

M.2 驱动机构不同工况下磁矩动态变化数据

通常,驱动机构电机转子位置不变状态下各向永磁矩基本保持一致;一旦电机转子停止在不同位置时,永磁矩有一定随机变化。大电流低转速工作模式杂散磁矩明显大于小电流高转速模式,电机转动时,磁矩呈周期性波动变化。表 M.1 列出了某驱动机构不同工况下磁矩动态变化数据。

表 M.1 某驱动机构不同工况下磁矩动态变化数据

测试序号	运行状态	传感器距离 m		磁矩 $A \cdot m^2$		备注
		R_1	R_2	M_X	M_Y	
2047	静态	0.4	0.7	-0.624	-0.008	
2051	静态			-0.614	-0.012	
2053	通电、转速3.5 rad/min			-0.669	-0.005	
2054	通电、转速3.5 rad/min			-0.654	-0.015	
2068	通电、转速 10 rad/min			-0.864	-0.008	电机电流 0.66 A
2069	通电、转速 10 rad/min			-0.862	-0.008	电机电流 0.66 A
2070	静态			-0.705	-0.011	
2071	静态			-0.700	-0.008	
2077	通电、转速 10 rad/min			-0.890	-0.012	电机电流 0.66 A
2078	通电、转速 10 rad/min			-0.885	-0.031	电机电流 0.66 A
2088	静态	0.7	1.2	-0.587	-0.039	
2089	静态			-0.585	-0.035	
2090	通电、转速 10 rad/min			-0.825	-0.011	电机电流 0.66 A
2091	通电、转速 10 rad/min			-0.824	-0.001	电机电流 0.66 A
2094	静态			-0.612	-0.024	
2095	静态			-0.610	-0.018	

M.3 航天器不同工况下磁矩动态变化数据

M.3.1 航天器光照工况下磁矩动态变化数据

表 M.2、表 M.3、表 M.4 列出了某遥感类航天器在蓄电池充/放电过程中,当器载红外分光计、微波温度计、微波湿度计、中分辨率成像光谱仪、扫描辐射计等含有多种活动部件的单机转动运行时航天器滚动轴、偏航轴磁矩波动变化情况(表中数据均为磁场波动小于 3 nT 的有效测试环境下获取)。

表 M.2、表 M.3 数据显示,航天器在轨运行光照模式下滚动轴、偏航轴向磁矩波动变化情况。蓄电池不充电态下、平台加电、载荷及活动部件不工作状态磁矩波动相对较小;“蓄电池充电、平台加电、载荷及活动部件不工作”和“蓄电池充电/不充电、平台加电、载荷及活动部件工作”三种模式中,同一工况下航天器滚动轴及偏航轴磁矩变化波动从数百至上千毫安平方米($\text{mA} \cdot \text{m}^2$)甚至更高。

表 M.2 某航天器(正置)通电光照工况下磁矩动态变化数据

测试序号	蓄电池充/放电状态	传感器距离 m		磁矩 $\text{A} \cdot \text{m}^2$		备注
		R_1/R_3	R_2/R_4	M_{bx}	M_{bz}	
1723	充电	3.475	4.858	-0.946	4.884	平台加电、载荷及活动部件不工作
1725	充电			-0.773	4.216	
1760	充电			-0.742	3.322	
1804	不充电			-2.084	-1.217	平台加电、载荷及活动部件不工作
1805	不充电			-2.426	-1.185	
1807	不充电			-1.308	3.043	平台加电、载荷及活动部件工作
1808	不充电			-1.174	2.791	
1809	不充电			-2.835	2.179	

表 M.3 某航天器(侧置)通电光照工况下磁矩动态变化数据

测试序号	蓄电池充/放电状态	传感器距离 m		磁矩 $\text{A} \cdot \text{m}^2$		备注
		R_1/R_3	R_2/R_4	M_{bx}	M_{bz}	
1763	充电	3.475	4.098	-3.333	3.964	平台加电、载荷及活动部件工作
1764	充电			-4.386	5.180	
1765	充电			-2.921	3.321	
1766	充电			-2.477	5.863	

M.3.2 航天器阴影工况下磁矩动态变化数据

表 M.4 数据显示,航天器在轨运行阴影模式下滚动轴、偏航轴方向磁矩波动变化情况。平台加电、蓄电池放电、载荷及活动部件工作状态时同一工况下磁矩变化波动达两千毫安平方米($\text{mA} \cdot \text{m}^2$)甚至更高。

表 M.4 某航天器(正置)通电光照工况下磁矩动态变化数据

测试 序号	蓄电池 充/放电状态	传感器距离 m		磁矩 $A \cdot m^2$		备注
		R_1/R_3	R_2/R_4	M_{bX}	M_{bZ}	
1727	放电	3.475	4.630	-1.576	4.813	平台加电、载荷及活动部件工作
1728	放电			-0.642	2.862	
1729	放电			-0.411	5.179	
1730	放电			-1.927	2.003	
1755	放电			-0.232	2.627	
1756	放电			-0.365	1.935	
1757	放电			-0.638	3.776	

