

QJ

中华人民共和国航天行业标准

FL 1610

QJ 20716—2018

航天器结构力学分析指南 静力

Spacecraft structural analysis guidance—Static analysis

2018—01—18 发布

2018—05—01 实施

国家国防科技工业局 发布

前 言

本标准的附录A和附录B为资料性附录。

本标准由中国航天科技集团有限公司提出。

本标准由中国航天标准化研究所归口。

本标准起草单位：中国航天科技集团有限公司第五研究院总体部。

本标准主要起草人：张立新、刘国青、孙 维、马 凯、石文静、梁东平。

航天器结构力学分析指南 静力

1 范围

本标准规定了航天器结构静力分析的目的、分析流程、载荷工况、分析方法、分析模型、分析内容以及分析结果评价。

本标准适用于航天器结构系统级静力分析，分析范围为线弹性变形。其他次级结构、部（组）件级设备的静力分析可参照使用。

2 规范性引用文件

下列文件中的条款通过本标准的引用而成为本标准的条款。凡是注日期的引用文件，其随后所有的修改单（不包含勘误的内容）或修订版均不适用于本标准，然而，鼓励根据本标准达成协议的各方研究是否可使用这些文件的最新版本。凡是不注日期的引用文件，其最新版本适用于本标准。

GB/T 29081—2012 航天器模态计算方法

QJ 20714—2018 航天器结构力学分析指南 模型建立及检验

3 术语和定义

GB/T 29081—2012 确立的术语和定义适用于本标准。

4 分析目的

航天器研制中结构静力分析的目的如下：

- a) 指导航航天器构型方案的选择；
- b) 为结构方案的选择和参数的确定提供依据；
- c) 验证结构设计是否满足航天器静力强度的要求；
- d) 验证结构设计是否满足航天器静力稳定性的要求；
- e) 验证结构设计是否满足航天器精度的要求；
- f) 用于结构故障分析与改进设计；
- g) 指导开展相关的结构力学试验。

5 分析流程

航天器结构静力分析的一般流程见图 1。

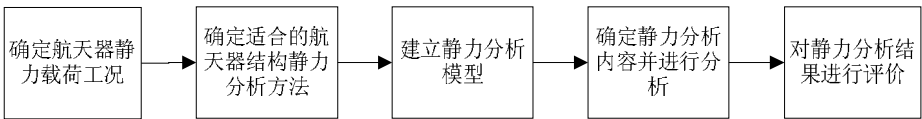


图 1 航天器结构静力分析的一般流程

6 载荷工况

6.1 静力载荷工况

航天器结构在生产、总装、起吊、运输、试验、发射、在轨运行、返回及着陆过程中需要承受多种

静力载荷形式，常见的载荷工况如下：

- a) 准静态惯性载荷：发射过程中由运载火箭产生的综合载荷，是结构设计的基本载荷工况，也是多数航天器结构承受的最大载荷工况，载荷量级通常由运载火箭给出，边界条件一般是与运载火箭连接界面固定；
- b) 内压载荷：由在轨工作时密封舱体内部气体产生的载荷，是密封舱体结构设计的基本载荷，边界条件一般是自由状态，对于非密封结构不存在该载荷类型；
- c) 热载荷：由在轨工作温度与地面装配温度不同以及在轨工作时不同部位之间的温度梯度产生的载荷，载荷形式为温度场，边界条件一般是自由状态；
- d) 起吊载荷：对航天器进行起吊产生的载荷，边界条件一般是自由状态。

6.2 动态等效载荷工况

航天器结构在生产、总装、起吊、运输、试验、发射、在轨运行、返回及着陆过程中承受的多种动态响应载荷可以等效为静载荷考虑，常见的等效静力载荷工况如下：

- a) 振动试验等效载荷：航天器在地面进行正弦或随机振动试验产生的载荷，边界条件一般是与运载火箭连接界面固定；
- b) 对接载荷：航天器在轨组装对接过程中产生的载荷，边界条件一般是自由状态；
- c) 开伞载荷：具有大气再入功能的航天器（如：返回式卫星、飞船返回舱等）制动开伞过程中产生的载荷，边界条件一般是自由状态；
- d) 着陆载荷：具有着陆功能的航天器（如：返回式卫星、飞船返回舱等）着陆过程中产生的载荷，边界条件一般是自由状态；
- e) 其他载荷：包括地面停放、运输惯性载荷、风载荷等，边界条件一般是与地面架车连接界面固定。

7 分析方法

7.1 载荷工况安全系数

针对不同的载荷工况，计算时应考虑不同的安全系数，具体要求由型号设计与建造规范规定。其中典型载荷工况宜采用的安全系数如下：

- a) 准静态惯性载荷、非载人密封结构内压载荷、振动试验等效载荷工况的安全系数一般取 1.4～1.5；
- b) 载人密封结构内压载荷、起吊、对接、停放、运输、风等载荷工况的安全系数一般取 2；
- c) 开伞、着陆等载荷工况的安全系数一般取 1.25～1.5；
- d) 热载荷针对最恶劣的工况并考虑一定的拉偏，安全系数一般取 1。

7.2 工程简化方法

7.2.1 概述

对常用的典型结构，从基本的力学概念出发，结合已有经验，对结构的强度、刚度性能进行估算。采用理论估算时，可以把航天器各部分简化为利用材料力学、结构力学等理论方法分析的典型问题，如：可以把航天器简化为典型的板、壳、杆、梁等构件，根据其承载特点采用理论公式进行估算。工程简化方法简便、快速，但是难以准确分析结构设计细节，通常用于航天器初步设计时的结构性能预估与比较。

7.2.2 工程简化方法计算公式

常用的工程简化方法计算公式参见附录 A。

7.3 有限元方法

7.3.1 概述

对于常见的复杂结构，一般采用有限元方法。有限元方法对结构进行离散后，结构静力平衡问题转化为以节点位移为基本未知量的一组线性代数方程，通过求解代数方程组获得静力计算结果。

7.3.2 分析软件的选择

分析软件的选择按 QJ 20714—2018 中 6.1 执行。

8 分析模型

航天器结构静力分析有限元建模及检验方法见 QJ 20714—2018 中第 6 章和第 7 章。针对结构静力分析的特点，在建模时还应注意以下几点：

- a) 静力分析模型应对结构刚度和结构质量分布进行准确模拟；
- b) 静力分析模型建立时不能忽略局部开口影响，应将局部进行细化，并根据计算结果评价其强度、刚度是否满足使用要求；
- c) 对于静力稳定性分析，一个失稳波形内单元数量应足够多，能反映失稳特性；
- d) 对于热变形分析，不能采用局部刚化的方式模拟设备和结构连接状态；
- e) 对于结构界面、结构间连接等影响结构刚度较大的因素，建模时应根据相关试验数据对模拟方式进行确定；
- f) 对于有一定继承性的结构，可根据以往研制试验结果对模型进行修正，以提高静力分析结果的精确度，模型修正内容一般为位移，分析结果与试验结果误差一般要求在 10% 以内；
- g) 对于新研制结构，可建立单独构件模型并开展有针对性的局部试验，同时充分利用试验数据修正静力分析模型，提高分析结果的精度；
- h) 地面工装对结构性能有影响时，应建立工装的有限元模型，并与航天器模型一起进行计算；
- i) 对于应力集中点，应建立局部详细模型进行计算。

9 分析内容

9.1 初步设计

在初步设计时，分析内容如下：

- a) 获取主要结构的整体应力水平和应力分布；
- b) 获取主要结构的稳定性系数和失稳波形；
- c) 获取航天器主传力连接点承受的力（弯矩）载荷；
- d) 获取大型部件或关键设备安装点承受的力（弯矩）载荷。

9.2 详细设计

在详细设计时，分析内容如下：

- a) 获取所关注部位的位移，判断结构是否存在异常变形；
- b) 获取所关注结构的应力、力（弯矩）；
- c) 获取所关注结构的应变；

- d) 获取所关注结构的稳定性系数和失稳波形;
- e) 获取航天器主传力接头的力(弯矩);
- f) 获取所关注设备安装点处的力(弯矩)。

9.3 静力试验

在航天器结构静力试验预示时,分析内容如下:

- a) 获取结构所关注位置的位移响应;
- b) 获取结构与试验工装的位移响应;
- c) 获取结构所关注位置的应力、力(弯矩)响应;
- d) 获取结构所关注位置的应变响应;
- e) 获取所关注结构的稳定性系数和失稳波形。

10 分析结果评价

10.1 设计

10.1.1 概述

对静力分析结果的评价一般包括应力、力(含力矩)、应变、位移和稳定性等方面。

10.1.2 应力分析

根据静载荷下应力计算结果,与材料的相应许用应力进行比对,计算结构的强度安全裕度,评价结构强度是否满足设计要求。对于不同类型的结构材料,强度校核准则如下:

- a) 对于弹塑性金属材料,一般采用第四强度理论对应的等效应力,按照屈服极限进行强度校核,等效应力强度准则计算公式参见附录 B 的 B.1,强度安全裕度一般不应小于 0;
- b) 对于采用弹塑性金属材料制作的密封舱结构,在内压载荷工况下,允许出现局部点屈服强度安全裕度小于 0,但不许出现沿舱壁方向的贯穿性屈服(即塑性区不得穿越壁厚);
- c) 对于纤维增强层合复合材料,可采用霍夫曼(Hoffman)准则、蔡希尔(Tsai-Hill)准则等强度准则,强度准则计算公式参见附录 B 的 B.2 和 B.3。按照首层破坏的准则进行强度校核时,一般采用霍夫曼(Hoffman)准则、蔡希尔(Tsai-Hill)准则,强度安全裕度一般不应小于 0.25。推荐采用霍夫曼(Hoffman)强度准则;
- d) 对于颗粒增强金属基复合材料,一般采用第四强度理论对应的等效应力,按照屈服极限进行强度校核,等效应力强度准则计算公式参见附录 B 的 B.1,强度安全裕度一般不应小于 0.15;
- e) 对于蜂窝夹层板中蜂窝材料,除通过 d) 中层合板强度准则进行校核外,还应根据静载分析的剪切应力与许用剪切应力进行剪切强度校核,剪切强度安全裕度一般不应小于 0;
- f) 对于特殊构件,其强度安全裕度要求由型号设计与建造规范规定。

10.1.3 力(含力矩)分析

对于器箭接口、舱段间的承力接头、舱板间连接接口、仪器设备与结构的连接接口等重要的连接部位,通过静载荷下单点力(含力矩)的计算结果,与其具有相同连接形式及设计参数的局部结构进行强度试验而得到的线性段承载能力数据进行对比,得到连接接头及接口的强度安全裕度。不同接口的强度安全裕度要求如下:

- a) 对于器箭连接接口、结构主承力接头及其他对系统刚度起决定作用的接头(如:中心接头等),

强度安全裕度一般不应小于 0.15;

- b) 对于一般仪器设备接口与结构的连接接口, 根据相同材料、相同板厚、相同规格埋件的局部试验数据线性段承载能力进行校核, 强度安全裕度一般不应小于 0;
- c) 对于其他特殊接口, 其强度安全裕度要求由型号设计及建造规范规定。

10.1.4 应变分析

对于纤维增强复合材料结构、允许进入塑性区且已进入塑性区的结构及某些特殊结构, 通过静载荷下结构应变的计算结果与设计允许变形量进行对比, 计算结构应变安全裕度, 评价结构变形是否满足设计要求, 要求如下:

- a) 对于金属结构, 应变安全裕度一般不应小于 0;
- b) 对于复合材料结构, 应变安全裕度一般不应小于 0.25。

10.1.5 位移分析

在评价航天器总装、运输、停放过程中(辅助工装)结构状态是否合理以及具有高精度接口要求的结构设计是否满足要求时, 通过计算结构在静力载荷作用下的平动位移和角位移, 与设计要求进行对比, 评价结构变形是否满足设计要求, 位移安全裕度一般不应小于 0。对于密封界面接口位移计算结果, 按照密封舱设计文件评价结构变形是否满足设计要求。对于航天器在轨工作状态载荷(如: 温度、压力、轨道机动等)下的位移计算结果, 按照总体要求对其变形是否满足要求进行评价。

10.1.6 稳定性分析

计算结构在静载荷下的稳定性, 包括稳定性系数和失稳模式, 评价结构是否满足设计要求及设计余量, 对于金属材料结构整体稳定性安全裕度一般不应小于 0.3, 对于复合材料结构整体稳定性安全裕度一般不应小于 0.35。

10.2 静力试验预示

10.2.1 概述

对航天器结构静力试验预示分析结果的评价包括位移、应力、力(含力矩)、应变、稳定性以及静力试验预示分析综合等方面, 评价的主要目的是判断试验状态与真实受力状态的差异, 确定试验方案是否合理。

10.2.2 位移分析

获取结构所关注位置的位移响应, 判断试验状态是否与真实受力状态存在较大差异, 一般要求两种状态的偏差不大于 10%。

获取结构与试验工装的位移响应, 判断试验工装设计及安装是否与设计要求存在差异, 要求工装实际加载状态不增加附加扭矩、弯矩。

10.2.3 应力分析

获取结构所关注位置的应力响应, 判断试验状态是否与真实受力状态存在较大差异, 一般要求两种状态的偏差不大于 10%。

10.2.4 力(力矩)分析

获取结构所关注位置的力(弯矩)响应, 判断试验状态是否与真实受力状态存在较大差异, 一般要求两种状态的偏差不大于 10%。

10.2.5 应变分析

获取结构所关注位置的应变响应，判断试验状态是否与真实受力状态存在较大差异，一般要求两种状态的偏差不大于 10%。

10.2.6 稳定性分析

获取所关注结构的稳定性系数和失稳波形，判断试验状态是否与真实受力状态存在较大差异，一般要求两种状态的偏差不大于 10%。

10.2.7 静力试验预示分析综合

综合上述分析结果，确定结构静力试验方案是否合理，给出试验中需要关注的重点部位，并给出需要布置应变、位移传感器的具体位置等。

附录 A

(资料性附录)

工程简化方法常用计算公式

A.1 杆件拉压应力计算

杆件拉压应力计算见公式 (A.1)。

$$\sigma = \frac{F_N}{A} \dots\dots\dots (A.1)$$

式中:

 σ ——拉伸(压缩)应力,单位为帕(Pa); F_N ——轴力,单位为牛顿(N); A ——杆件截面积,单位为平方米(m²)。

A.2 欧拉梁弯曲应力计算

欧拉梁弯曲应力计算见公式 (A.2)。

$$\begin{cases} \sigma_{\max} = \frac{M}{W} \\ W = \frac{I_Z}{y_{\max}} \end{cases} \dots\dots\dots (A.2)$$

式中:

 $\sigma_{\max}$ ——弯曲应力,单位为帕(Pa); M ——弯矩,单位为牛顿·米(N·m); W ——抗弯截面系数,单位为立方米(m³); I_Z ——惯性矩,单位为米四次方(m⁴); $y_{\max}$ ——横截面上离中性轴最远点的距离,单位为米(m)。

A.3 欧拉杆失稳载荷计算

欧拉杆失稳载荷计算见公式 (A.3)。

$$F_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{(\mu l)^2} \dots\dots\dots (A.3)$$

式中:

 F_{cr} ——失稳载荷,单位为牛顿(N); E ——杨氏模量,单位为帕(Pa); I ——惯性矩,单位为米四次方(m⁴); μ ——边界修正系数,无量纲; l ——杆件长度,单位为米(m)。在不同的边界条件下,边界修正系数 μ 取值如下:a) 两端铰支时, $\mu=1$;b) 一端固定,另一端自由时, $\mu=2$;

- c) 两端固定时, $\mu=0.5$;
 d) 一端固定, 一端铰支时, $\mu\approx 0.7$ 。

A.4 蜂窝夹层结构主要失效模式

A.4.1 蜂窝夹层板面板皱曲失稳

蜂窝夹层板面板的临界皱曲应力计算经验公式见公式 (A.4)。

$$\sigma_{cr1} = K \sqrt{\frac{E_f E_c t_f}{(1 - \nu_x \nu_y) h_c}} \dots\dots\dots (A.4)$$

式中:

- σ_{cr1} ——面板的临界皱曲应力, 单位为帕 (Pa);
 K ——失稳系数, 无量纲, 一般取 0.33~0.82;
 E_f ——面板的弹性模量, 单位为帕 (Pa);
 E_c ——芯子抗压模量, 单位为帕 (Pa);
 t_f ——面板厚度, 单位为米 (m);
 ν_x ——面板材料 x 方向泊松比, 无量纲;
 ν_y ——面板材料 y 方向泊松比, 无量纲;
 h_c ——芯子高度, 单位为米 (m)。

A.4.2 蜂窝夹层板剪切皱折

当蜂窝芯子的剪切刚度较小时, 芯子的剪切破坏引起夹层板整体的剪切皱折失稳, 面板的临界剪切皱折应力计算见公式 (A.5)。

$$\sigma_{cr2} = \frac{h^2 G_c}{(t_{1f} + t_{2f}) h_c} \dots\dots\dots (A.5)$$

式中:

- σ_{cr2} ——面板的临界剪切皱折应力, 单位为帕 (Pa);
 h ——两面板中面之间的距离, 单位为米 (m);
 G_c ——芯子剪切模量, 单位为帕 (Pa);
 t_{1f} ——上面板厚度, 单位为米 (m);
 t_{2f} ——下面板厚度, 单位为米 (m)。

A.4.3 蜂窝孔间的面板凹陷

蜂窝夹层面板在蜂窝孔间的临界凹陷应力计算经验公式见公式 (A.6)。

$$\sigma_{cr3} = \frac{2E_f}{(1 - \nu_x \nu_y)} \left(\frac{t_f}{S}\right)^2 \dots\dots\dots (A.6)$$

式中:

- σ_{cr3} ——临界凹陷应力, 单位为帕 (Pa);
 S ——蜂窝芯格内切圆直径, 单位为米 (m)。

A.4.4 蜂窝剪切失效

对于蜂窝剪切失效, 剪切强度安全裕度计算见公式 (A.7)、公式 (A.8) 及公式 (A.9)。

$$MOS_x = \frac{F_{sul} K_{sscf}}{Q_x / h_{eff}} - 1 \dots\dots\dots (A.7)$$

$$MOS_y = \frac{F_{suw} K_{sscf}}{Q_y / h_{eff}} - 1 \dots\dots\dots (A.8)$$

$$MOS_i = \frac{K_{sscf} h_{eff}}{\sqrt{\left(\frac{Q_x}{F_{sul}}\right)^2 + \left(\frac{Q_y}{F_{suw}}\right)^2}} - 1 \dots\dots\dots (A.9)$$

式中:

MOS_x ——芯子 L 向剪切强度安全裕度, 无量纲;

F_{sul} ——芯子 L 向面外剪切强度, 单位为帕 (Pa);

K_{sscf} ——芯子剪切强度修正系数, 无量纲;

Q_x ——板壳元 XZ 向单元剪力, 单位为牛顿每米 (N/m);

h_{eff} ——夹芯板等效厚度, 单位为米 (m);

MOS_y ——芯子 W 向剪切强度安全裕度, 无量纲;

F_{suw} ——芯子 W 向面外剪切强度, 单位为帕 (Pa);

Q_y ——板壳元 YZ 向单元剪力, 单位为牛顿每米 (N/m);

MOS_i ——同时考虑 L 向及 W 向耦合效应后的剪切强度安全裕度。

A. 4. 5 埋件拉脱

对于蜂窝板所使用的连接埋件, 按公式 (A.10) 校核耦合载荷下的强度。

$$\left(\frac{P}{P_{cr}}\right)^2 + \left(\frac{T}{T_{cr}}\right)^2 \leq 1 \dots\dots\dots (A.10)$$

式中:

P ——埋件面外拉拔力, 单位为牛顿 (N);

P_{cr} ——埋件面外承载能力, 单位为牛顿 (N);

T ——埋件面内剪切力, 单位为牛顿 (N);

T_{cr} ——埋件面内剪切承载能力, 单位为牛顿 (N)。

A. 5 密封壳体的应力计算

A. 5. 1 圆柱

圆柱形密封结构轴向应力计算见公式 (A.11), 圆柱形密封壳环向应力计算见公式 (A.12)。

$$\sigma_z = \frac{qR}{2t} \dots\dots\dots (A.11)$$

$$\sigma_H = \frac{qR}{t} \dots\dots\dots (A.12)$$

式中:

σ_z ——轴向应力, 单位为帕 (Pa);

q ——密封舱内部和外部的压力差, 单位为帕 (Pa);

R ——半径, 单位为米 (m);

t ——壁厚，单位为米（m）；

σ_H ——环向应力，单位为帕（Pa）。

A.5.2 球形

球形壳的轴向应力和环向应力相同，计算见公式（A.13）。

$$\sigma_Z = \sigma_H = \frac{qR}{2t} \dots\dots\dots (A.13)$$

A.5.3 圆锥形

圆锥密封壳轴向应力计算见公式（A.14），圆锥密封壳环向应力计算见公式（A.15）。

$$\sigma_Z = \frac{qR}{2t \cos \alpha} \dots\dots\dots (A.14)$$

$$\sigma_H = \frac{qR}{t \cos \alpha} \dots\dots\dots (A.15)$$

式中：

α ——锥角（母线与轴线夹角），单位为度（°）。

A.6 星箭连接面单位长度支反力计算

星箭连接面单位长度支反力计算见公式（A.16）。

$$\left\{ \begin{array}{l} \varphi = \frac{N}{2\pi R} + \frac{F_{LA} H_{CG}}{\pi R^2} \\ N = M a_{LO} \\ F_{LA} = M a_{LA} \end{array} \right. \dots\dots\dots (A.16)$$

式中：

φ ——星箭连接面单位长度支反力，单位为牛顿每米（N/m）；

N ——底面正压力，单位为牛顿（N）；

F_{LA} ——作用在质心处的力，单位为牛顿（N）；

H_{CG} ——整器质心高度，单位为米（m）；

M ——整器质量，单位为千克（kg）；

a_{LO} ——质心处纵向加速度，单位为米每秒平方（m/s²）；

a_{LA} ——质心处横向加速度，单位为米每秒平方（m/s²）。

附 录 B
(资料性附录)
常用强度准则计算公式

B.1 第四强度理论等效应力强度准则

第四强度理论等效应力强度准则计算见公式 (B.1)。

$$\sqrt{\sigma_{1J}^2 + \sigma_{2J}^2 + \sigma_{3J}^2 - \sigma_{1J}\sigma_{2J} - \sigma_{3J}\sigma_{2J} - \sigma_{1J}\sigma_{3J}} < [\sigma] \cdots \cdots \cdots (B.1)$$

式中:

- σ_{1J} ——第一主应力, 单位为帕 (Pa);
- σ_{2J} ——第二主应力, 单位为帕 (Pa);
- σ_{3J} ——第三主应力, 单位为帕 (Pa);
- $[\sigma]$ ——材料单向拉伸时的许用应力, 单位为帕 (Pa)。

B.2 Hoffman 准则

Hoffman 强度准则计算见公式 (B.2)。

$$\left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}\right)\sigma_1 + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}\right)\sigma_2 + \frac{\sigma_1^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t Y_c} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X_t X_c} + \frac{\tau_{12}^2}{Q^2} < 1 \cdots \cdots \cdots (B.2)$$

式中:

- X_t ——纤维方向拉伸许用正应力, 单位为帕 (Pa);
- X_c ——纤维方向压缩许用正应力, 单位为帕 (Pa);
- σ_1 ——纤维方向的正应力, 单位为帕 (Pa);
- Y_t ——垂直纤维方向拉伸许用正应力, 单位为帕 (Pa);
- Y_c ——垂直纤维方向压缩许用正应力, 单位为帕 (Pa);
- σ_2 ——垂直纤维方向的正应力, 单位为帕 (Pa);
- τ_{12} ——1、2 平面内的剪应力, 单位为帕 (Pa);
- Q ——1、2 平面内单层的许用剪切应力, 单位为帕 (Pa)。

B.3 Tsai-Hill 准则

Tsai-Hill 强度准则计算见公式 (B.3)。

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X^2} + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{Q}\right)^2 < 1 \cdots \cdots \cdots (B.3)$$

式中:

- X ——纤维方向许用正应力, 单位为帕 (Pa);
- Y ——垂直纤维方向许用正应力, 单位为帕 (Pa)。

中华人民共和国航天行业标准

航天器结构力学分析指南 静力

QJ 20716—2018

*

中国航天标准化研究所出版

北京市丰台区小屯路 89 号

邮政编码：100071

中国航天标准化研究所

印务发行部印刷、发行

版权专有 不得翻印

*

2018 年 5 月出版

定价：28 元