

QJ

中华人民共和国航天行业标准

FL 1610

QJ 20717—2018

航天器结构力学分析指南 正弦振动

Spacecraft structural analysis guidance—Sinusoidal vibration

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：高峰、张少辉、王晓宇、周浩、王刚、盛聪。

航天器结构力学分析指南 正弦振动

1 范围

本标准规定了基于模态叠加法的航天器结构正弦振动分析目的、分析流程、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系统级基础正弦加速度激励下的正弦振动分析。部(组)件级设备可参考使用。

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

QJ 20716—2018 航天器结构力学分析指南 静力

3 术语和定义

GB/T 29081—2012 确立的以及下列术语和定义适用于本标准。

3.1

粘性阻尼系数 **viscous damping coefficient**

c

线性粘性阻尼力与速度的比值。

3.2

临界粘性阻尼系数 **critical viscous damping coefficient**

c_c

对于单自由度系统，处于自由振动中振荡衰减和非振荡衰减间的临界状态的粘性阻尼值。

3.3

临界阻尼比 **critical damping ratio**

ζ

在粘性阻尼系统中，实际阻尼系数 c 与临界粘性阻尼系数 c_c 的比值。

3.4

模态阻尼比 **modal damping ratio**

ζ_r

单独施加于每阶模态的阻尼，即每阶模态的临界阻尼比。

3.5

品质因子 **quality factor**

Q

表示单自由度机械共振系统的共振程度大小的量值。

3.6

半功率带宽 half-power bandwidth

响应幅值为峰值能量一半处（0.707 倍峰值）的前后频率之差。

4 分析目的

航天器研制中结构正弦振动分析的目的和作用如下：

- a) 获取航天器所关注部位的位移、加速度、载荷、应力、应变响应特性；
- b) 指导并验证结构设计；
- c) 指导并优化设备布局；
- d) 确定接口载荷并指导接口优化设计；
- e) 对航天器正弦振动试验进行预示分析；
- f) 作为辅助手段进行模态辨识。

5 分析流程

航天器正弦振动分析的一般流程见图1。

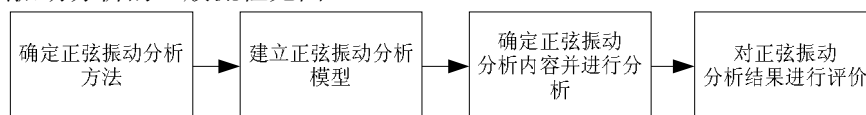


图1 航天器正弦振动分析的一般流程

6 分析方法

航天器结构正弦振动分析一般采用模态叠加法，其基本方法如下：

- a) 基本假设。对结构作如下假设：
 - 1) 结构线性；
 - 2) 只考虑模态阻尼。
- b) 基本方程。航天器的基础加速度激励可转换为由该加速度所引起的惯性力，航天器结构运动方程见公式（1）：

$$M\ddot{x}_r + C\dot{x}_r + Kx_r = -M\ddot{x}_b \cdots \cdots \cdots (1)$$

式中：

M ——质量矩阵， $n \times n$ 阶；

x_r 、 $\dot{x}_r$ 、 $\ddot{x}_r$ ——分别为相对于基础的位移向量、速度向量、加速度向量， $n \times 1$ 阶；

C ——阻尼矩阵， $n \times n$ 阶；

K ——刚度矩阵， $n \times n$ 阶；

$\ddot{x}_b$ ——基础加速度向量， $n \times 1$ 阶。

- c) 特征值和特征向量。特征方程见公式（2）：

$$\det(K - \omega^2 M) = 0 \cdots \cdots \cdots (2)$$

式中：

ω ——固有圆频率；

求解上述方程, 得到特征值 ω_i^2 (ω_i 为第 i 阶固有圆频率) 和相应的特征向量 ψ_i ($i=1,2,\dots,n$)。

d) 坐标变换。将位移向量表示为特征向量的线性组合, 见公式 (3):

$$\begin{cases} x - x_b = \Psi q \\ x = x_r + x_b \\ \Psi = [\psi_1, \psi_2, \dots, \psi_n] \end{cases} \dots\dots\dots (3)$$

式中:

x ——位移向量, 也称为物理坐标, $n \times 1$ 阶;

x_b ——基础位移向量, $n \times 1$ 阶;

Ψ ——模态矩阵;

q ——模态坐标向量;

ψ_i ——第 i 阶特征向量。

e) 模态坐标下的运动方程。利用特征向量的正交性, 多自由度系统的运动方程可解耦成 n 个独立的模态坐标 q_i 下的单自由度方程, 见公式 (4):

$$\begin{cases} \ddot{q}_i + 2\zeta_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = \frac{p_i}{m_i} \\ m_i = \psi_i^T M \psi_i \\ p_i = -\psi_i^T M \ddot{x}_b \end{cases} \dots\dots\dots (4)$$

式中:

q_i ——第 i 阶模态坐标;

ζ_i ——第 i 阶模态的临界阻尼比;

ω_i ——第 i 阶固有圆频率;

p_i ——第 i 阶模态力;

m_i ——第 i 阶模态质量 (或第 i 阶主质量)。

ζ_i 与品质因子 Q_i 的关系见公式 (5):

$$\zeta_i = \frac{1}{2Q_i} \dots\dots\dots (5)$$

式中:

Q_i ——第 i 阶模态的品质因子。

f) 正弦激励下单自由度运动方程的解。稳态正弦基础激励时, 激励力可写为公式 (6):

$$p_i = p_{ic} e^{j\Omega t} \dots\dots\dots (6)$$

式中:

p_{ic} ——第 i 阶模态力幅值;

j ——虚数单位;

Ω ——激励的圆频率;

t ——时间变量。

公式 (4) 的解可写成公式 (7):

$$\begin{cases} q_i = q_{ic} e^{j\Omega t} \\ q_{ic} = \frac{1}{\omega_i^2 - \Omega^2 + j2\omega_i\Omega\zeta_i} \times \frac{p_{ic}}{m_i} \end{cases} \dots\dots\dots (7)$$

式中:

q_{ic} ——第*i*个模态坐标的幅值。

- g) 正弦激励下多自由度运动方程的解。稳态正弦激励时, 物理坐标下多自由度运动方程的解可写成公式(8)。

$$x = \sum_{i=1}^n \psi_i q_i + x_b \dots\dots\dots (8)$$

7 分析模型

7.1 通则

航天器正弦振动分析有限元模型的建模及模型检验分别见 QJ 20714—2018 中第 6 章和第 7 章。

7.2 质量模拟

质量模拟要求如下:

- 航天器有限元模型的质量、质心位置应与技术要求规定的上限值保持一致;
- 航天器正弦振动试验预示的有限元模型应与试验技术状态保持一致;
- 为准确获取较大尺寸结构板动态响应, 应保持结构板单板质量及质量分布方式与设备布局状态一致;
- 进行航天器贮箱充液状态下正弦振动分析时, 如有需要, 可考虑贮箱内液体对航天器刚度的影响, 进行流固耦合分析, 如采用虚拟质量法。

7.3 模型装配

模型装配要求如下:

- 对于距安装面质心较高或偏心严重的带有支架的设备(如动量轮、星敏感器等), 为准确提取其连接点的加速度与载荷响应, 应建立能较好模拟其质量、刚度和响应特性的有限元模型, 必要时, 单机模型应经过试验验证与修正;
- 如天线、相机、太阳翼等部(组)件有限元模型过于庞大, 为提高计算效率, 可建立能够表征其主要动态特性的简化模型, 也可先将其进行缩聚(如模态综合), 再与航天器本体有限元模型连接后进行正弦振动分析。

7.4 激励条件

7.4.1 加速度与位移换算关系

正弦振动分析输入的位移幅值和加速度幅值一般分频段表示, 频率范围一般为 2Hz~100Hz (由航天器研制技术要求规定), 低频用位移表示, 高频用加速度表示, 在分析中应统一成加速度, 基础加速度与基础位移的转换关系见公式(9):

$$a = (2\pi f)^2 s \dots\dots\dots (9)$$

式中:

a ——基础加速度的数值, 单位为米每秒平方 (m/s^2);

f ——激励频率的数值, 单位为赫兹 (Hz);

s ——基础位移的数值，单位为米（m）。

7.4.2 加速度激励量级

对于初样阶段的正弦振动分析，输入一般采用鉴定级正弦振动试验条件；对于正样阶段的正弦振动分析，输入一般采用验收级正弦振动试验条件，或根据具体试验条件选择输入，如平台首发星及原型飞行件可采用准鉴定级正弦振动试验条件作为分析输入。

7.5 边界条件模拟

边界条件模拟见 QJ 20714—2018 中 6.11.3。

7.6 模态截断频率

对于航天器，前几阶主要模态（模态有效质量较大的模态）对航天器响应贡献较大。分析所用的模态频率范围应根据激励频率范围来确定，为得到更好的计算精度，模态求解时的截止频率应高于激励频率上限，一般不应低于激励频率上限的 1.5 倍，或者模态有效质量百分比累积达到 90% 以上的频率，并保留刚体运动模态。

当大型部（组）件采用模态综合法缩聚时，其模态截断频率一般不应低于激励频率上限的 2 倍。

7.7 阻尼比选取

模态阻尼比的选取一般根据试验数据或经验来确定，一般情况下，金属结构阻尼较小，复合材料结构和组合结构阻尼较大，阻尼与振动频率和应变水平高低也有一定关系。航天器正弦振动分析的模态临界阻尼比（ ζ ）在主频处建议取值范围为 3%~5%，且横向与纵向一般取值不同，见表 1。在非主频处，模态阻尼比可根据试验结果取相对较小的数值。模态阻尼比可根据正弦振动试验结果进行修正，具体可根据航天器主结构上的加速度峰值响应分析与试验结果的对比情况进行选取。

表 1 航天器结构主频处临界阻尼比

典型航天器结构形式	临界阻尼比	
	横向	纵向
纯板式小卫星	0.04~0.05	0.04~0.05
半高式中心承力筒结构	0.035~0.04	0.04~0.05
全高式中心承力筒结构	0.04	0.04
金属壳体密封式结构	0.035	0.035

7.8 频率输出间隔

采样频率要求如下：

- a) 为提高正弦振动分析的计算效率，可在谐振频率附近采用较小的频率间隔，而在非谐振频率处采用较大的频率间隔；
- b) 为得到较准确的峰值响应，对每个半功率带宽应至少输出 5 个频点。

7.9 运输状态建模

依据航天器整器或分舱运输状态，建立运输状态下有限元模型。在航天器与运输支架连接界面处施加激励条件。如有必要，应建立包含运输支架、减振系统及航天器的组合体运输状态有限元模型，并对该组合体施加运输激励条件。

8 分析内容

8.1 初步设计

在初步设计时，分析内容如下：

- a) 获取所关注部位的加速度响应，判断结构动态放大特性，指导结构构形设计；
- b) 获取天线、相机、太阳翼等部（组）件安装处加速度响应，指导部（组）件及设备布局设计；
- c) 获取关键界面载荷，如器箭连接点、舱段连接处、部（组）件与航天器结构接口，进行接口设计与优化，以降低部（组）件动态响应，减小界面载荷量级；
- d) 获取天线、相机、太阳翼等部（组）件的界面载荷（轴力、剪力及弯矩），提出部（组）件设计载荷；
- e) 根据响应计算结果，确定航天器大尺寸结构板设计载荷，如通信卫星南北板及对地板的单板过载系数，用于结构板强度设计与校核。

8.2 详细设计

在详细设计时，分析内容如下：

- a) 获取器箭连接面界面载荷（轴力、剪力及弯矩），判断主结构在正弦振动条件下的响应特性；
- b) 获取航天器主传力接头的载荷响应，指导主传力接头设计，校核接头强度；
- c) 获取所关注结构的应力、应变、力（弯矩），指导结构设计，校核结构强度；
- d) 获取多舱段航天器舱间界面加速度与载荷响应，作为单个舱段设计与试验的依据；
- e) 获取天线、相机、太阳翼等部（组）件质心处的加速度响应，视情况折算为惯性过载，进行安装处结构强度校核；
- f) 获取天线、相机、太阳翼等部（组）件安装处加速度响应，为单机正弦振动试验条件制定提供参考；
- g) 获取天线、相机、太阳翼等部（组）件安装处加速度响应，进行设备布局调整与优化，降低设备响应；
- h) 获取天线、相机、太阳翼等部（组）件的界面载荷（轴力、剪力及弯矩），指导结构接口设计，校核接口强度；
- i) 获取航天器结构运输状态下的界面载荷，校核航天器结构强度并指导运输包装箱设计。

8.3 试验验证

在试验验证时，分析内容如下：

- a) 获取器箭界面载荷，以不超过准静态设计载荷作用下的界面载荷为依据，确定整器正弦振动试验下凹量级上限值与带谷宽度；器箭界面载荷可采用激励向弯矩/单位长度最大支反力/应力应变/单元力表征，对于采用点式连接的器箭接口，可采用单点最大轴力来表征；
- b) 获取航天器主传力接头载荷响应，包括峰值和发生频率，以不超过准静态设计载荷作用下的接口载荷为依据，确定试验下凹量级上限值；对于不明确以准静态载荷作为设计依据的小型航天器结构，可按照不超过该主传力接头的实际承载能力，确定试验下凹量级上限值与带谷宽度；
- c) 获取天线、相机、太阳翼等部（组）件接口界面的载荷响应，包括峰值和发生频率，与单机设计载荷下的界面载荷或航天器结构接口的承载能力进行比较，综合考虑后确定试验下凹量级上限值；
- d) 获取天线、相机、太阳翼等部（组）件的安装面加速度响应，将其与组件级试验条件比对，综

- 合考虑后确定试验下凹量级上限值；
- e) 以不低于器箭耦合分析结果 1.25 倍为依据，确定试验下凹量级下限值；
 - f) 综合 a)、b)、c)、d) 及 e)，确定航天器整器正弦振动试验下凹条件预示曲线，图 2 列出了某卫星正弦振动试验下凹条件预示曲线；
 - g) 通过正弦振动试验预示分析，指导加速度传感器及应变片布置；
 - h) 针对正弦振动试验中出现的异常问题，可以借助正弦振动分析进行异常问题定位与机理分析。

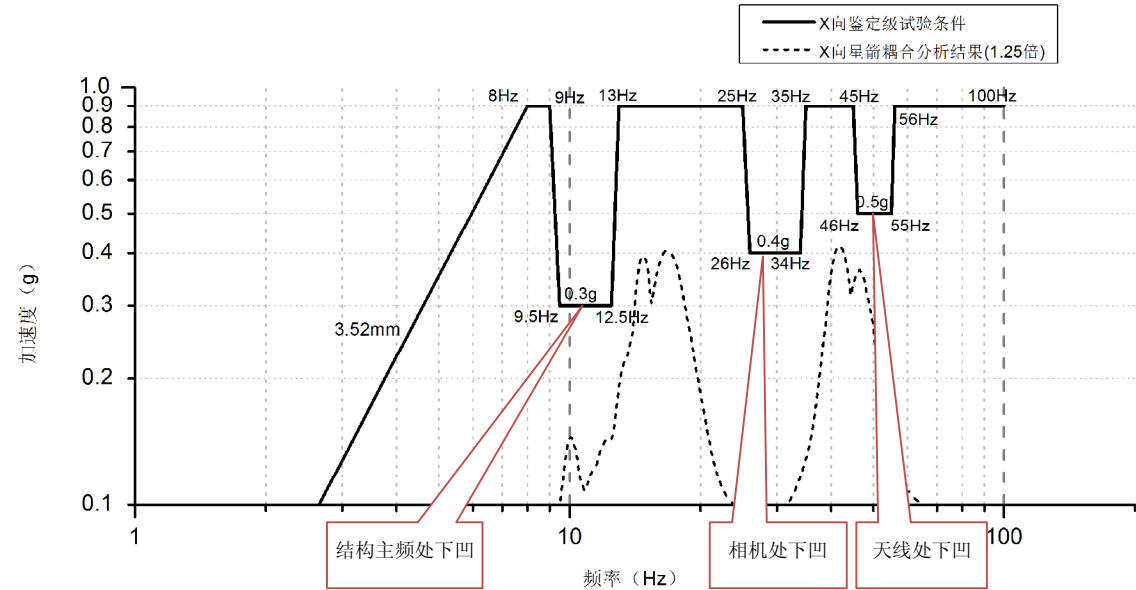


图 2 某卫星正弦振动试验下凹条件预示曲线

9 分析结果评价

9.1 概述

对分析结果的评价一般包括加速度结果评价、力及力矩结果评价、应力及应变结果评价、位移结果评价。正弦振动分析侧重于加速度分析与载荷分析，以获取的加速度或载荷结合静力分析结果或试验结果进行强度评价。

9.2 结果合理性判断

正弦振动分析结果合理性判断要求如下：

- a) 应在充分理解整器模态以及天线、相机、太阳翼等主要部（组）件局部模态分析结果的前提下，对响应结果进行判读；
- b) 应对响应曲线整体趋势的合理性进行判读，如是否存在响应异常放大现象，响应峰值对应的频率是否为相应的固有频率等。

9.3 加速度

加速度分析结果评价要求如下：

- a) 根据天线、相机、太阳翼等主要部（组）件的响应结果，验证其是否与整器存在共振放大效应；
- b) 结合部（组）件级正弦振动环境条件，对天线、相机、太阳翼等部（组）件安装界面加速度响应进行评价；
- c) 典型位置加速度响应曲线峰值对应的频率可作为模态识别的参考依据。

9.4 力及力矩

力及力矩分析结果评价要求如下：

- a) 如天线、相机、太阳翼等部（组）件有界面载荷要求，应结合该要求，对其安装界面的载荷响应进行评价；
- b) 对于天线、相机、太阳翼等部（组）件，可使用其安装界面的载荷响应作为输入分别进行航天器主结构接口强度校核和部（组）件接口强度校核；
- c) 对于蜂窝夹芯板埋件连接，可通过面外拉拔力或面内剪切力分别校核埋件强度，或在二者耦合效应下校核埋件强度，见 QJ 20716—2018 附录 A 中 A.4.5；
- d) 对于蜂窝芯剪切强度，可使用单元剪切力作为表征方式校核，见 QJ 20716—2018 附录 A 中 A.4.4；
- e) 典型界面载荷响应曲线峰值对应的频率可作为模态识别的参考依据。

9.5 应力及应变

应力及应变分析结果评价要求如下：

- a) 对各向同性材料，可输出应力结果进行强度评价，详见 QJ 20716—2018 中 10.1.2；
- b) 对于层合复合材料，在不能直接输出单层应力时，可输出应变值或单元力作为强度评价的直接或间接依据，详见 QJ 20716—2018 中 10.1.2。

9.6 位移

位移分析结果评价要求如下：

- a) 输出关注点的位移来预估响应的动态包络；
- b) 对于动态响应下可能发生相互碰撞的部（组）件，可输出二者相对位移，判断布局是否合理。

中华人民共和国航天行业标准

航天器结构力学分析指南

正弦振动

QJ 20717—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：22 元