框架面板式构型卫星冲击响应特性分析方法

安洋^{1,2}, 林宝军^{1,2,3*}, 刘佳伟^{2*}

1. 中国科学院微小卫星创新研究院, 上海 201203;

2. 上海微小卫星工程中心, 上海 201203;

3. 上海科技大学信息科学与技术学院, 上海 201210

*联系人, 林宝军, E-mail: linbaojun@aoe.ac.cn; 刘佳伟, E-mail: liujiawei_jlu@126.com

收稿日期: 2020-06-30; 接受日期: 2020-11-05; 网络出版日期: 2020-12-15

青年创新促进会项目(编号: Y9ZKRC DH)资助

摘要 框架面板式构型卫星火工品作动时产生的高量级、高频响冲击载荷会导致星上单机设备的损伤, 然而板杆耦合的力学特性导致冲击载荷的传递及衰减特性差异很大, 分析评估关键部件的响应准确性差. 本文通过直接积分法和模态叠加法对框架面板式构型卫星进行瞬态响应分析, 比对两种求解方法优缺点并分析影响计算结果精度和时长的可能因素. 仿真数据表明, 对于爆炸冲击这类作用时间极短、高频成分占激起响应较大比重的载荷, 模态叠加法虽然可以通过截断模态选取范围, 调整时间步长解决直接积分法计算量大、运算次数多、计算时间长的问题, 但易忽略高阶模态、影响计算结果的准确性. 通过与地面试验验证结果比对, 直接积分法更适应于框架面板式构型卫星的冲击响应分析.

关键词 框架面板式构型卫星, 冲击响应分析, 直接积分法, 模态叠加法

PACS: 07.87.+v, 46.15.-x, 46.70.De

1 引言

卫星上多使用不同类型的火工装置来进行卫星与火箭的分离以及太阳电池阵、天线等展开设备锁定机构的解锁^[1]. 这些火工装置工作时会产生较大的爆炸冲击载荷, 具有高量级、高频响的特性, 往往会引起轻质结构的形变、脆性材料的碎裂、星上单机安装点的松动、电连接件节点的断裂以及起爆物的污染等^[2].

由于爆炸冲击载荷引起的上述故障极大地影响发

射任务和卫星的在轨稳定运行^[2-6], 在研制卫星的过程中, 有必要对卫星进行爆炸冲击分析, 正确评估爆炸冲击环境对卫星关键部件的影响, 以便采取相应的措施进行防护.

新一代北斗导航卫星采用框架面板式构型, 星箭分离的解锁采用火工装置, 在开展地面试验前需对星箭分离时的冲击响应特性进行分析预示. 本文在建立较为准确的框架面板式构型卫星有限元模型的基础上, 通过力学仿真的技术手段计算比对了直接积分法

引用格式: 安洋, 林宝军, 刘佳伟. 框架面板式构型卫星冲击响应特性分析方法. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2021, 51: 019503

An Y, Lin B J, Liu J W. A method for analyzing the shock response characteristics of a satellite with frame-panel configuration (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2021, 51: 019503, doi: 10.1360/SSPMA-2020-0244

和模态叠加法两种瞬态响应分析方法的优缺点, 并分析影响计算精度和时长的可能因素, 解决了常规瞬态动力学分析结果与地面试验结果相差较大、耗时较长的问题, 更精确可靠、真实地反映了框架面板式构型卫星的冲击响应特性.

下面将重点介绍针对框架面板式构型卫星冲击响应特性分析方法的研究, 包括卫星构型的力学特性和分析难点、工程用冲击信号在分析中的时频转换、直接积分法和模态叠加法的理论及优缺点、计算精度和时长的影响因素以及计算数据与地面试验的结果对比等.

2 卫星冲击响应特性分析难点

2.1 火工装置爆炸冲击特性

火工装置作动产生的爆炸载荷是卫星结构中存在的最主要和最严重的冲击载荷类型. 典型的火工冲击载荷具有高振幅的振型, 是在零轴周围以某种对称的方式指数衰减的多频正弦信号, 在毫秒级时间内通过结构减弱.

卫星用火工装置产生的爆炸冲击往往是具有非常高频率(超过10 kHz)、非常高振幅(超过1000g)、发生时间非常短(少于20 ms)的瞬态动态负载. 由于其瞬态脉冲持续时间比卫星承力结构的第一阶固有频率周期短得多, 这使得它比结构响应快得多, 结构继续自由振动, 甚至在冲击脉冲过后才达到其峰值响应. 因此, 离冲击源近的区域, 爆炸冲击能量分布在很宽的频率范围中并且不被结构模态所影响.

另外, 火工装置爆炸产生的高频高幅值的压力波会迅速传递于整个结构. 在距离冲击源相对远一些的区域, 巨大的能量已经在传递过程中慢慢变成了低频的结构响应, 此时的加速度等级是爆炸近场区的五分之一^[7]. 在卫星冲击响应谱中我们甚至可以观察到由于与卫星结构主模态频率共振, 其加速度能量水平在开始衰减之前达到最大, 产生的加速度峰值响应会对星上单机设备造成损伤^[8].

2.2 框架面板式构型卫星分析难点

整星构型设计时分为平台舱和载荷舱两个模块. 平台舱和载荷舱均为框架面板式结构. 框架面板式卫星构型(图1)包括四棱柱框架以及蜂窝结构板: 四棱柱

框架作为主支撑结构, 可以很好地适应运载新型的四点连接接口, 通过平台底部的四个对接接头与运载连接, 承受较大的轴向载荷; 四棱柱的各侧面安装蜂窝结构板, 为单机设备提供安装面的同时, 为四棱柱框架提供面内剪切刚度. 该构型一方面可以缩短传力路径, 另一方面四棱柱框架与蜂窝结构板相互加强, 实现结构效率最优化. 该构型具有承载能力强、散热能力强、抗冲击能力强、空间利用率高、开敞性好、电缆走向便利等优点. 卫星的传力路线如下: 底板上设备通过底板直接传递到对接段上, 再传递到四个对接接头上; 卫星侧板设备通过侧板传递到主框架上, 再直接传递到四个对接接头上; 载荷舱设备通过载荷舱侧板及顶板传递到载荷舱框架上, 再经由平台框架传递到四个对接接头上^[9].

卫星与运载火箭采用四点连接的方式, 每个对接接头安装一个F12A火工分离装置, 在星箭分离时, 火工分离装置产生大量级的冲击响应, 实测星箭分离界面处冲击响应达到6000g–12000g. 为了保护星内单机设备, 需要对卫星进行隔冲设计. 将四个对接接头设计成具有复杂空腔的马蹄形结构, 与框架面板结构的竖杆存在界面且在传力过程中会有微弱的变形, 可以大幅度衰减运载火箭上面级与卫星分离时的冲击. 为了检验隔冲设计的有效性, 需要对设计结果进行验证, 传统的试验方法成本高时间长, 因此采用仿真分析的方法对隔冲设计进行分析. 冲击响应分析属于瞬态动力学分析范围, 分析难度高, 误差相对静力学分析较大, 因此, 需要比对多种冲击仿真分析方法, 找出针对框架面板式构型卫星最准确的冲击仿真分析方法.

图 1 (网络版彩图)基于导航卫星的框架面板式卫星构型
Figure 1 (Color online) The frame-panel configuration based on navigation satellite.

3 冲击响应特性分析方法

卫星结构中常用的瞬态动力学分析方法有两类: 直接积分法和模态叠加法^[10]. 直接积分法是直接使用数值积分求解动力学方程组, 模态叠加法是利用模态位移解耦方程组并缩减方程组的规模. 下面具体介绍卫星工程中冲击信号用以进行仿真分析的时域合成算法, 及直接积分法和模态叠加法两种分析理论.

3.1 冲击响应谱时频转换

卫星工程中冲击信号常常用加速度谱表示, 用谱表示这种方式能够简化输入, 因为对于特定类型的冲击, 谱的曲线往往一致, 只是幅值会有差别. 但在分析中如果使用冲击响应谱作为输入载荷, 计算类型是频域上的谱响应分析而非时域上的瞬态响应分析, 需要用结构的模态来预测结构的最大响应, 不能得到结构响应的时间历程. 而地面冲击试验出于直观便于分析的考虑, 试验结果均为时域上的加速度响应曲线, 为了利用瞬态响应分析计算与地面试验数据进行比对修正需将频域冲击响应谱转换为时域冲击信号作为输入载荷^[11].

本文采用合成小波的方法进行冲击响应谱的时频转换^[12], 时域信号表示为

$$w(t) = \sum_{i=1}^n w_i(t), \quad (1)$$

$$w_i(t) = \begin{cases} 0, & (0 < t < t_{di}), \\ A_i \sin[2\pi f_i(t - t_{di})] \\ \cdot \sin\left[2\pi \frac{f_i}{N_i}(t - t_{di})\right], & (t_{di} \leq t \leq t_{di} + T_i), \\ 0, & (t > t_{di} + T_i), \end{cases} \quad (2)$$

$$n = \frac{6 \times \lg\left(\frac{f_{\max}}{f_{\min}}\right)}{\lg 2} + 1, \quad (3)$$

$$T_i = \frac{N_i}{2f_i}, \quad (4)$$

其中 A_i 为基波幅值, f_i 为基波频率, N_i 为半正弦波数目, t_{di} 为基波的波形延迟时间, T_i 为基波的持续时间, $f_{\min}/f_{\max}$ 分别为冲击响应谱的频率最值.

基波幅值参数 A_i 需经过迭代计算获得. 预设 A_i 初值

$$A_i^{(0)} = \frac{1}{10} S(f_i), \quad (5)$$

其中 $S(f_i)$ 为响应冲击谱中分析频率 f_i 所对应的响应谱值. 利用递归滤波法进行冲击响应谱值计算, 得到分析响应谱 $W^{(0)}(f_i)$, 与实际冲击响应谱进行比较, 若在 $S(f_i)$ 的容差范围外, 再反复迭代新的幅值参数^[13]

$$A_i^{(k)} = \frac{S(f_i)}{W^{(k-1)}(f_i)} A_i^{(k-1)}, \quad (6)$$

直到分析冲击响应谱在实际冲击响应谱容差范围内为止.

表1和图2给出了导航卫星星箭分离时受到的标准冲击响应谱信号, 坐标轴刻度为对数刻度.

对于火工分离装置的爆炸螺栓产生的冲击, 利用上述时域波形合成算法计算近似的时域加速度载荷, 通过按比例的时间、降低幅值不断尝试修正后得到的冲击时域信号曲线如图3所示.

在冲击试验中采用标准冲击响应谱, 若输出的冲击信号满足容差范围, 就可以认为实际结构受到了这种冲击. 将修正后的时域冲击信号再次作为输入进行冲击响应分析, 计算后加载点的频域加速度谱信号如图4所示. 红色实线为修正得到的分析加速度谱, 蓝色实线为标准冲击响应谱, 绿色实线为理想谱信号的典型容差, 其中振幅容差为 ± 6 dB.

3.2 直接积分法理论

在进行瞬态动力学分析时, 结构的动响应满足式(7), 是一个二阶微分方程组, 如下所示:

$$[\mathbf{M}]\{\ddot{\mathbf{u}}(t)\} + [\mathbf{B}]\{\dot{\mathbf{u}}(t)\} + [\mathbf{K}]\{\mathbf{u}(t)\} = \{\mathbf{P}(t)\}, \quad (7)$$

其中, $\mathbf{u}$ 为结构随时间变化的动响应函数, $[\mathbf{M}]$, $[\mathbf{B}]$, $[\mathbf{K}]$ 分别为结构的质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵, $\mathbf{P}(t)$ 为随时间变化的载荷向量.

在直接积分法涉及的理论方法中, 中心差分法表达式简单, 易于编程实现, 特别当时间步长保持不变时, 矩阵只需分解一次, 计算效率高, 对于大型结构是

表 1 冲击谱载荷

Table 1 Shock response spectrum

频率范围 (Hz)	冲击响应谱 ($Q=10$)
100–1500	9.0 dB/octave
1500–6000	4000g

图 2 冲击谱曲线

Figure 2 Shock response spectrum.

图 3 修正后的冲击时域信号曲线

Figure 3 The modified time-domain shock signal curve.

图 4 修正后的冲击频域信号曲线

Figure 4 The modified frequency-domain shock signal spectrum.

行之有效的方法.

中心差分法是对响应进行Taylor展开, 忽略二阶以后的高阶项^[14]得

$$\mathbf{u}_{n+1} = \mathbf{u}_n + \Delta t \dot{\mathbf{u}}_n + \frac{\Delta t^2}{2} \ddot{\mathbf{u}}_n, \quad (8)$$

$$\mathbf{u}_{n-1} = \mathbf{u}_n - \Delta t \dot{\mathbf{u}}_n + \frac{\Delta t^2}{2} \ddot{\mathbf{u}}_n,$$

两式相减得

$$\dot{\mathbf{u}}_n = \frac{1}{2\Delta t}(\mathbf{u}_{n+1} - \mathbf{u}_{n-1}), \quad (9)$$

$$\ddot{\mathbf{u}}_n = \frac{1}{\Delta t^2}(\mathbf{u}_{n+1} - 2\mathbf{u}_n + \mathbf{u}_{n-1}),$$

代入得

$$\begin{aligned} & \left[\frac{M}{\Delta t^2} \right] (\mathbf{u}_{n+1} - 2\mathbf{u}_n + \mathbf{u}_{n-1}) + \left[\frac{\mathbf{B}}{2\Delta t} \right] (\mathbf{u}_{n+1} - \mathbf{u}_{n-1}) \\ & + \left[\frac{\mathbf{K}}{3} \right] (\mathbf{u}_{n+1} + \mathbf{u}_n + \mathbf{u}_{n-1}) \\ & = \frac{1}{3}(\mathbf{P}_{n+1} + \mathbf{P}_n + \mathbf{P}_{n-1}), \end{aligned} \quad (10)$$

整理得

$$[A_1]\{\mathbf{u}_{n+1}\} = [A_2] + [A_3]\{\mathbf{u}_n\} + [A_4]\{\mathbf{u}_{n-1}\}, \quad (11)$$

其中

$$\begin{aligned} [A_1] &= \left[\frac{M}{\Delta t^2} + \frac{B}{2\Delta t} + \frac{K}{3} \right], \\ [A_2] &= \frac{1}{3} \left\{ \mathbf{P}_{n+1} + \mathbf{P}_n + \mathbf{P}_{n-1} \right\}, \\ [A_3] &= \left[\frac{2M}{\Delta t^2} - \frac{K}{3} \right], \\ [A_4] &= \left[-\frac{M}{\Delta t^2} + \frac{B}{2\Delta t} - \frac{K}{3} \right]. \end{aligned} \quad (12)$$

由于上式是多步显式的计算式, 因此只需初始位移 $\mathbf{u}_0$ 和 $\dot{\mathbf{u}}_1$ 即可求解. $\mathbf{u}_0$ 为系统给出的初值, 补充式(7)得到 $\dot{\mathbf{u}}_1$

$$\begin{cases} \mathbf{u}_1 = \mathbf{u}_0 + \Delta t \dot{\mathbf{u}}_0 + \frac{\Delta t^2}{2} \ddot{\mathbf{u}}_0, \\ [\mathbf{M}]\ddot{\mathbf{u}}_0 = \mathbf{P}_0 - [\mathbf{B}]\dot{\mathbf{u}}_0 + [\mathbf{K}]\mathbf{u}_0. \end{cases} \quad (13)$$

3.3 模态叠加法理论

对于卫星结构这样具有较多单元和自由度的大规模结构, 采用直接法进行求解计算往往需要花费大量的时间. 模态叠加法优势在于, 并不需要使用卫星结构系统的所有模态参与求解, 因此本节考虑采用模态叠加法来缩减规模, 使得在计算精度和计算时间上达到平衡.

位移用模态坐标表示

$$\{\mathbf{u}(t)\} = [\Phi]\{\zeta(t)\}, \quad (14)$$

其中 $[\Phi]$ 为固有振型矩阵, 代入方程(7)得

$$[\mathbf{M}][\Phi]\{\ddot{\zeta}(t)\} + [\mathbf{B}][\Phi]\{\dot{\zeta}(t)\} + [\mathbf{K}][\Phi]\{\zeta(t)\} = \{\mathbf{P}(t)\}, \quad (15)$$

左乘 $[\Phi]^T$ 得

$$[\Phi]^T[\mathbf{M}][\Phi]\{\ddot{\zeta}(t)\} + [\Phi]^T[\mathbf{B}][\Phi]\{\dot{\zeta}(t)\} + [\Phi]^T[\mathbf{K}][\Phi]\{\zeta(t)\} = [\Phi]^T\{\mathbf{P}(t)\}, \quad (16)$$

其中 $[\Phi]^T[M][\Phi]$ 为广义质量矩阵, $[\Phi]^T[B][\Phi]$ 为模态阻尼矩阵, $[\Phi]^T[K][\Phi]$ 为广义刚度矩阵, $[\Phi]^T\{P(t)\}$ 为广义力向量.

由于 $[\Phi]$ 上关于 $[M]$ 和 $[K]$ 加权正交, 因此 $[\Phi]^T[M][\Phi]$, $[\Phi]^T[B][\Phi]$ 和 $[\Phi]^T[K][\Phi]$ 均为对角矩阵, 故运动方程可写为一系列相互无关的微分方程

$$m_i \ddot{\xi}_i(t) + b_i \dot{\xi}_i(t) + k_i \xi_i(t) = p_i(t). \quad (17)$$

方程(16)可由中心差分法求解, 解得的结果代入式(14)中即可求出位移.

4 分析方法比对

4.1 计算精度和时长影响因素

采用直接积分法和模态叠加法会引入两类计算误差^[15]: 一类是分析模态阶数的选取会导致运算次数差异的截断误差; 另一类是不同的分析时间步长会导致计算数据中的无理数用有理数进行四舍五入替代产生舍入误差; 另外, 根据运动微分方程式(7), 除了质量矩阵和刚度矩阵, 阻尼矩阵也可能对卫星结构响应准确度造成影响.

下面讨论截取模态的分析阶数、时间步长以及临界阻尼比对两种算法瞬态响应分析准确度和计算时间的影响.

(1) 模态阶数截断

在模态叠加法中, 是通过截取并叠加若干阶数的模态信息来表示位移响应的, 如取前 p 阶求得的近似位移响应 $u_d(t)$ 为

$$\{u_d(t)\} = \sum_{i=1}^p \xi_i(t) \{\phi_i\}, \quad (18)$$

其中, $\xi_i(t)$ 为每阶模态响应, ϕ_i 为每阶对应振型. 参与叠加的模态阶数会直接影响计算结果的截断误差. 截取的模态阶数过少造成分析计算所需的高阶模态信息不充分, 则会导致错误的结果, 并且有时较低频的冲击信号会让卫星结构产生较大的高阶模态力, 因此在这种情况下, 选取截断模态时忽略高阶部分会引起较大的误差^[15]. 一般在卫星系统动力学分析中每个主方向的加速度响应计算中都要至少包含90%以上的结构模态参与质量^[16]. 因此首先对卫星模型进行约束模态分析, 观测不同阶数各个方向有效模态质量参与的百分比,

表 2 不同阶模态对于各方向有效模态质量参与度

Table 2 The modal effective mass fraction of different modes in all directions

模态阶数	X方向参与度 (%)	Y方向参与度 (%)	Z方向参与度 (%)
前20阶	66.60	87.60	86.40
前50阶	88.70	89.90	89.30
前80阶	93.10	92.60	90.90

如表2所示.

由上表可见, 若要满足卫星瞬态响应动力学分析的要求, 截取模态至少应包含前80阶. 同时还要考虑截取的分析模态频率应落在冲击响应谱的频率范围内, 本文仅从冲击响应谱的频谱特性考虑高阶模态对模态叠加法计算结果造成的影响.

依据本文冲击响应谱频率范围, 模态叠加法的截断模态分析频率依次选取0–50, 0–100, 0–1000, 0–6000 Hz, 任取一个星上单机安装测点, 同时输出比对X方向模态叠加法与直接积分法的时域冲击加速度响应曲线. 其中阻尼比按工程经验取0.05, 时间步长设为 1.0×10^{-5} s, 如图5所示.

由图5可以发现, 当截断模态的分析频率选取在0–50 Hz时, 由于有效模态参与质量百分比不满足工程经验上对于类似卫星大规模多自由度系统的瞬态动力学响应分析规定, 模态叠加法得到的加速度响应曲线与直接积分法得到的曲线趋势上相差较大, 可认为计算结果出现了明显的错误; 当截断模态的分析频率选取在0–100 Hz时, 两种计算方法得到的加速度响应曲线的趋势上仍有较明显的误差; 当截断模态的分析频率选取在0–1000和0–6000 Hz时, 两种计算方法得到的趋势几乎完全一致, 结果较为准确可信. 同时观察发现, 随着截断模态的增多, 加速度响应曲线上在同一位置处的振荡也越多且幅值越高, 印证了模态叠加法的分析理论本质是根据结构各阶固有振型的线性组合^[17].

通过上述多次仿真运算可以得到模态叠加法模态阶数截断对计算结果准确性的影响规律, 但无法找到不同卫星结构下准确的截断模态分析频率, 仍有可能过滤掉保证计算准确性的高频信息^[18]. 由于直接计算法无需对结构系统动力学方程进行坐标变换, 因此可完整反映冲击响应谱信号作用在卫星结构上激励出的

图 5 任一测点模态法与直接法的时域加速度响应曲线. 模态法的分析频率依次选取 0–50 Hz (a), 0–100 Hz (b), 0–1000 Hz (c), 0–6000 Hz (d)

Figure 5 Time-domain acceleration response curves of modal method and direct method at arbitrary measurement point. The truncated modal analysis frequency is 0–50 Hz (a), 0–100 Hz (b), 0–1000 Hz (c), 0–6000 Hz (d).

模态信息. 根据直接积分法进行瞬态响应分析, 输出任意 3 个测点的 X 方向频域冲击加速度谱响应曲线, 阻尼比和时间步长同上述参数选取保持一致, 如图 6 所示.

由图可以看出, 当频率到达 600 Hz 左右时, 冲击加速度谱响应曲线趋于稳定, 也就是说, 该爆炸冲击响应谱信号作用到卫星结构激励出来的模态频率几乎都落在 0–600 Hz 范围内, 因此在选择模态叠加法进行瞬态响应分析时截取模态的分析频率保证落在此频率区间即可保证计算结果的准确性^[7]. 选取截取模态的分析

频率为 0–600 Hz 时, 输出比对模态叠加法与直接积分法的时域加速度响应曲线, 其中阻尼比和时间步长同上述参数选取仍保持一致, 如图 7 所示.

在保证瞬态响应分析准确度的基础上, 比较模态选取对于计算时间的影响, 如表 3 所示.

从表 3 中可以看出, 模态叠加法的计算时间基本上与截取模态的阶数正相关. 采用直接积分法的计算时间为 114 min 16 s, 而模态叠加法选取 0–600 Hz 截断模态分析频率只需 15 min 51 s, 大幅缩减了计算时间^[7].

图 6 任意测点直接法的频域加速度谱响应曲线

Figure 6 The spectral response curves of acceleration in frequency domain with the direct method at arbitrary measurement points.

图 7 截取 0–600 Hz 范围内结构模态的计算结果

Figure 7 The time-domain acceleration response curves of the modal method with modal analysis frequencies of 0–600 Hz and the direct method.

表 3 不同截取模态模态法计算时间

Table 3 The calculation time of different intercept modes with modal method

截取模态 (Hz)	计算时间
0-50	4 min 33 s
0-100	4 min 1 s
0-600	15 min 51 s
0-1000	20 min 41 s
0-6000	236 min 44 s

(2) 时间步长

模态叠加法瞬态响应分析的时间步长选取可大致按下面的公式来选取:

$$\Delta t = \frac{1}{(4 \sim 20)f_a}, \quad (19)$$

其中, Δt 表示时间步长, f_a 代表分析频率.

这里我们选取截断模态分析频率 0-1000 Hz 作为研究对象, 那么通过式(19)可以算出时间步长的可能选取范围为 $1.25 \times 10^{-5} \sim 2.5 \times 10^{-4}$ s. 表 4 输出任一测点在可能范围内时间步长取极值进行模态叠加法分析的计算时间.

发现时间步长在可能范围内的取值对模态叠加法分析的计算时间相差不多, 图 8 输出比不同时间步长取值得到的模态叠加法与直接积分法计算结果.

由图 8 可见, 在可能的时间步长取值范围内虽然仿真计算时间相近, 但随着时间步长的增加, 模态叠加法与直接积分法得到的结果差异越来越大, 当增加到最大取值 2.5×10^{-4} s 时已观察到计算结果出现较大偏差.

(3) 临界阻尼比

由于卫星结构本身的阻尼比很小, 根据工程经验取临界阻尼比为 0.05, 0.06, 0.07, 分别采用模态叠加法和直接积分法计算各个方向上测点的时域加速度响应曲线.

(4) 模态叠加法

表 4 在可能范围内选取的时间步长计算时间

Table 4 The calculation time of different time steps with modal method

选取的时间步长 (s)	计算时间
1.25×10^{-4}	21 min
2.50×10^{-4}	21 min 4 s

图 8 模态叠加法不同时间步长取值与直接法瞬态响应分析加速度响应曲线. 时间步长 1.25×10^{-5} s (a); 2.5×10^{-4} s (b)

Figure 8 The time-domain acceleration response curves of the modal method with different time steps and the direct method. Time steps 1.25×10^{-5} s (a); 2.5×10^{-4} s (b).

任取 1 个测点输出在 3 种阻尼比取值下、任一方向上的时域加速度响应曲线, 蓝色、红色、绿色分别代表临界阻尼比取 0.05, 0.06, 0.07 的曲线, 如图 9 所示.

(5) 直接积分法

任取 1 个测点输出在 3 种阻尼比取值下、各个方向上的时域加速度响应曲线, 蓝色、红色、绿色分别代表 X, Y, Z 方向曲线, 如图 10 所示.

图 9 模态叠加法不同临界阻尼比任一测点任一方向加速度响应曲线

Figure 9 The acceleration response curves with modal superposition method and different critical damping ratios at random measurement point in random direction.

针对模态叠加法和直接积分法两种不同算法, 通过观察在不同阻尼比下上述任意一个测点、任一方向或各个方向的加速度响应曲线, 发现对于同一种算法加速度响应趋势一致, 相对于加速度(g)的量级来说, 不同阻尼比曲线几乎重合. 说明对于框架面板式构型卫星的冲击响应特性分析, 在一定工程取值范围内不同的临界阻尼比取值对分析结果的准确性影响很小, 可以任意取阻尼比来进行瞬态响应分析. 同时也侧面印证了框架面板式构型卫星在工程上可被近似认为是线性系统的假设合理性.

4.2 计算方法优缺点对比

(1) 优点

对于卫星用火工装置爆炸冲击这类作用时间极短、激起响应中高频成分占较大比重的瞬态载荷, 直接积分法无需进行坐标变换从而解耦方程组, 可以直接在离散的时域上求数值解^[19].

模态叠加法当可以分析出截断模态频率范围时, 计算结果准确度较高, 可以大幅缩短计算规模、节省计算时间.

(2) 缺点

直接积分法运算次数与时间步数正相关, 每一步运算量与带宽和阶数正相关, 计算时间较长, 计算量大^[20].

模态叠加法先求解系统的特征解再进行坐标变换, 且要实现系统方程解耦, 只有在阻尼矩阵为对角矩阵或者其他少数情况下才可以.

模态叠加法不依靠其他技术手段难以分析截断模

态频率范围, 易过滤掉高频信息从而造成计算结果失真.

模态叠加法只对线性系统才适用, 而难以将它推广使用于非线性系统的动力学方程求解.

在求解卫星结构模态时发现, 由于新一代导航卫星上单机布局影响, 卫星结构存在很多局部模态, 局部模态对整体响应的贡献很小, 且各阶模态之间差别较小, 采用模态积分法较难凭借工程经验找到截断模态频率, 需依靠其他技术手段分析, 且花大量时间提取很多没必要的模态. 另外, 在正弦振动试验时, 卫星出现随振动量级增加频率下移的现象, 经分析, 造成“频率漂移”的原因主要是振动过程中的几何非线性及铝蜂窝板的材料非线性因素^[21]. 模态叠加法只是将卫星结构近似线性系统进行求解, 势必会影响计算结果的准确性. 直接积分法虽然其计算过程常比模态叠加法长, 但它能克服模态叠加法的三个缺点. 随着计算机运算性能的发展, 直接积分法已能在可接受范围内缩短运算时间.

4.3 冲击试验结果验证

通过上述比对分析, 对于框架面板式构型卫星采用直接积分法进行瞬态冲击响应特性分析更为合适, 挑选卫星典型敏感部位的测点, 按距离火箭分离点火工品爆炸冲击源位置由近到远的顺序、从上到下依次比对计算分析数据与真实试验实测数据, 如表5所示.

由表5可知, 距离火工品冲击源由近到远, 基于导航卫星的框架面板式构型的测点对于冲击的衰减特性越来越明显, 能有效地吸收降低传递到单机的冲击响应.

另外, 通过比对两种算法的计算值与试验值可知, 利用直接积分法进行冲击响应特性分析的结果与趋势与试验真实数据更一致且精度更高, 除去个别出现局部模态的位置(如支架除、电源控制器等)偏差基本在15%以内, 能较为真实地反映卫星对冲击载荷的响应特性, 衰减规律与试验数据吻合.

5 总结

通常为了实现卫星与运载火箭的分离、伸展机构的展开以及卫星上单机运行工作等一系列目的, 在卫星的研制过程中会采用在各个部位安装火工装置的方

图 10 直接积分法不同临界阻尼比任一测点各方向加速度响应曲线

Figure 10 The acceleration response curves with direct integration method and different critical damping ratios at random measurement point in all directions.

表 5 分析数据与试验数据比对

Table 5 Comparison of analysis data and test data

测点位置	试验最大值 (g)	模态叠加法 分析最大值 (g)	模态叠加法与 试验值偏差 (%)	直接积分法 分析最大值 (g)	直接积分法与 试验值偏差 (%)
火箭对接头1	587	737	26	584	1
火箭对接头2	577	727	26	574	1
火箭对接头1附近	616	703	14	612	1
火箭对接头2附近	367	466	27	401	9
推力器支架	125	216	73	106	15
陀螺支架	126	203	61	175	39
贮箱支架	120	221	84	138	15
动量轮支架	106	204.3	93	114	8
电源控制器	165	247	50	107	35
计算机	88	125	42	94	7
SADE	62	102	65	64	3
星敏支架	71	118	66	99	39
主配电器	46	78	70	44	4
RNSS天线	20	41	105	21	5
铷钟	14	35	150	16	14

法. 当这些火工装置工作时会产生剧烈的爆炸冲击载荷, 这些爆炸冲击载荷易导致卫星上部分单机零部件不同程度上的损坏. 鉴于此, 在研制卫星的过程中, 有必要对卫星进行爆炸冲击瞬态响应分析, 瞬态响应分析中计算响应最常用的两种分析方法就是直接积分法和模态叠加法.

本文在建立较为准确的框架面板式构型卫星有限元模型的基础上, 计算对比了直接积分法和模态叠加法的优缺点并分析影响计算结果的可能因素. 最后得

出对于框架面板式构型卫星, 在承受爆炸冲击这种作用时间较短、含有高频信号的载荷, 对其进行瞬态响应分析时, 模态叠加法虽然可以通过截断模态选取范围, 调整时间步长解决直接积分法计算量大、运算次数多、计算时间长的问题, 但易忽略高阶模态、影响计算结果的准确性. 采用直接积分法, 结果更精确可靠、能更真实地反映卫星冲击响应特性. 通过地面试验验证结果比对, 直接积分法更适应于框架面板式构型卫星的冲击响应分析.

参考文献

- 1 Jin X S. Description of the NASA-STD-7003 explosive impact test specifications (in Chinese). *Spacecraft Eng*, 2000, 3: 62–73 [金炯叔. 美国 NASA-STD-7003爆炸冲击试验规范简述. *航天器工程*, 2000, 3: 62–73]
- 2 Jin X S. The environment of spacecraft explosion impact and its simulation test technology (in Chinese). *Environ Tech*, 1999, 3: 1–12 [金炯叔. 航天器爆炸冲击环境及其模拟试验技术. *环境技术*, 1999, 3: 1–12]
- 3 Cui D, Zhao J, Yan S, et al. Analysis of parameter sensitivity on dynamics of satellite separation. *Acta Astronaut*, 2015, 114: 22–33
- 4 Choi M. Experimental prediction of shock response spectra of point-wise explosive pyroshock in a space launcher composite structure using laser pulse excitation and in-line filtering. *SAE Int J Aerosp*, 2013, 6: 65–69
- 5 Iwasa T, Shi Q. Simplified analysis model for predicting pyroshock responses on composite panel. *J Space Eng*, 2008, 1: 79–90
- 6 Mao Y J, Li Y L. Advances in simulation techniques of pyroshock environments. *Missiles Space Vehicl*, 2007, 4: 11
- 7 Filippi E, Attouman H, Conti C. Pyroshock simulation using the alcatel etca test facility. In: *Proceedings of the 1st European Conference. CNES Launch Vehicle Vibrations*. Toulouse, 1999

- 8 Siam N. Development of an Efficient Analysis Method for Prediction and Structural Dimensioning of Space Structures Subjected to Shock Loading. Dissertation for Doctoral Degree. London: Cranfield University, 2010
- 9 Wang B. Analysis of Mode and Frequency Transfer Characteristic for the Satellite Structure (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Changsha: National University of Defense Technology, 2011 [汪彬. 卫星结构的模态与频率传递特性分析. 硕士学位论文. 长沙: 国防科学技术大学, 2011]
- 10 Shen H Y. Theoretical and Experimental Research on Parameter Identification and Time-History Analysis of A Convolutionary Damped System (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010 [沈洪宇. 卷积型阻尼模型参数识别与结构响应的理论与试验研究. 博士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010]
- 11 Lee D O, Park G, Han J H. Experimental study on on-orbit and launch environment vibration isolation performance of a vibration isolator using bellows and viscous fluid. *Aerospace Sci Tech*, 2015, 45: 1–9
- 12 He W J. Research on Equivalence of Shock Test Condition and Its Conversion Method (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Shanghai: Fudan University, 2012 [何文杰. 冲击试验条件等效性及其转换方法的研究. 硕士学位论文. 上海: 复旦大学, 2012]
- 13 Gao X, Xie L, He X. A time-domain waveform synthesis method for impulse response spectrum (in Chinese). *Environ Tech*, 2018, 21: 191–194 [高旭, 解龙, 贺旋. 冲击响应谱的一种时域波形合成方法. 环境技术, 2018, 21: 191–194]
- 14 Deng S G. Research on Analysis Platform for Dynamic Response of Flexible Body Undergoing Large Overall Motion (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Changchun: Jilin University, 2015 [邓圣光. 空间大范围运动柔性体动力响应分析平台研究. 硕士学位论文. 长春: 吉林大学, 2015]
- 15 Xu Y P, Li S Y, Wu L Y. Analysis of solving methods of structural dynamic response (in Chinese). *Mech Design Manufact*, 2009, 6: 12–14 [徐医培, 李素有, 吴立言. 结构动态响应的求解方法分析. 机械设计与制造, 2009, 6: 12–14]
- 16 Chen L L. Numerical Method for Dynamic Analysis of Engineering Structures (in Chinese). Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2006 [陈玲莉. 工程结构动力分析数值方法. 西安: 西安交通大学出版社, 2006]
- 17 Abdelal G F, Abulfoutouh N, Gad A H. Finite Element Analysis for Satellite Structures. London: Springer, 2013
- 18 Liu J W. Research on Transient Response Analysis Methods of Satellite Structure under Pyrotechnic Shock (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Changchun: Jilin University, 2016 [刘佳伟. 卫星结构爆炸冲击载荷下的瞬态响应分析方法研究. 硕士学位论文. 长春: 吉林大学, 2016]
- 19 Gherlone M, Lomario D, Mattone M, et al. Application of wave propagation to pyroshock analysis. *Shock Vib*, 2004, 11: 145–156
- 20 Zhou L L. Dynamic Response Analysis of Structures Using Wavelet Transforms (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Chongqing: Chongqing University, 2006 [周莉莉. 用小波变换求解结构动力响应. 硕士学位论文. 重庆: 重庆大学, 2006]
- 21 Chen C Y, Song H W, Wang D Y, et al. Research on nonlinear vibration test and parameter identification of aluminum honeycomb sandwich plate in satellite structure (in Chinese). *J Vib Shock*, 2004, 23: 8–11 [陈昌亚, 宋汉文, 王德禹, 等. 卫星结构铝蜂窝板非线性振动试验与参数辨识研究. 振动与冲击, 2004, 23: 8–11]

A method for analyzing the shock response characteristics of a satellite with frame-panel configuration

AN Yang^{1,2}, LIN BaoJun^{1,2,3*} & LIU JiaWei^{2*}

¹ *Innovation Academy for Microsatellites of Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201203, China;*

² *Shanghai Engineering Center for Microsatellites, Shanghai 201203, China;*

³ *School of Information Science and Technology, ShanghaiTech University, Shanghai 201210, China*

The high magnitude and frequency of the shock load generated by the dynamic action of a satellite with a frame-panel configuration will lead to equipment damage on the satellite. However, the mechanical properties of the plate-rod coupling will result in a significant difference in the transmission and attenuation characteristics of the shock load. Moreover, the accuracy of the response analysis and evaluation of the key components are lacking. In this article, both direct integration and modal superposition methods are used to analyze the transient response of a satellite with frame-panel configuration. Furthermore, the advantages and disadvantages of the two methods are compared, and the possible factors affecting the precision and duration of the calculation results are presented. Simulation data show that the effect of time is very short for this type of explosion shock, and high-frequency modes require a larger proportion of the response provoked. Although the modal superposition method can solve the problem of a large amount of calculation and long computation time by modal order truncation and adjusting the time step, high-order modes are easily ignored, which affect the accuracy of the calculation results. The direct integration method is more suitable for the shock response analysis of the satellite with frame-panel configuration.

satellite with frame-panel configuration, shock response analysis, direct integration method, modal superposition method

PACS: 07.87.+v, 46.15.-x, 46.70.De

doi: [10.1360/SSPMA-2020-0244](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2020-0244)