中国科学: 物理学 力学 天文学 2019 年 第 49 卷 第 2 期: 024502
SCIENTIA SINICA Physica, Mechanica & Astronomica physcn.scichina.com
《中国科学》杂志社 SCIENCE CHINA PRESS
评 述 航天动力学专辑

航天器力学环境分析与试验技术研究进展

韩增尧[1], 邹元杰[2], 朱卫红[2*], 庞世伟[2]

1. 中国空间技术研究院, 北京 100094;
2. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094
*联系人, E-mail: zhuweihong-2004@163.com

收稿日期: 2018-05-03; 接受日期: 2018-08-24; 网络出版日期: 2019-01-08
总装备部预研领域基金(编号: 61402460302)和总装备部预先研究项目(编号: 41410020501)资助

摘要 航天器力学环境是航天器在整个任务周期内经受的各种载荷作用的响应描述, 是直接影响航天器总体设计水平和决定航天任务成败的关键因素. 按照任务阶段, 航天器力学环境主要分为发射段的力学环境和在轨力学环境. 随着我国航天器设计水平的发展, 航天器有效载荷对力学环境的要求越来越苛刻, 航天器力学环境分析与试验技术已经成为制约我国航天器设计水平的关键技术. 本文重点从发射段力学环境分析技术、在轨微振动环境分析技术、力学环境试验技术和航天器振动控制技术等四个方面对国内外近几年的研究进行了回顾, 对相关研究进展和成果进行了系统的归纳与阐述. 在此基础上, 结合我国航天工程的实际需求及航天器发展的趋势, 指出未来航天器力学环境分析与试验技术的主要研究方向.

关键词 航天器, 力学环境, 分析方法, 试验技术, 振动控制

PACS: 62.30.+d, 43.40.+s, 81.70.Bt

1 引言

在航天器任务周期内, 对应任务的不同阶段, 航天器经受的力学环境可分为发射段、在轨运行和返回段力学环境, 其中前两种是需要在航天器设计中重点考虑的典型环境. 力学环境的研究方法主要有分析预示和试验两种. 对航天器力学环境把握得准确与否直接决定了航天器的总体设计水平, 因此, 开展航天器力学环境分析与试验技术研究对提高我国航天器总体设计水平具有重要意义.

准确的力学环境预示技术与合理可靠的力学环境试验技术是航天器总体设计与相关分系统设计的重要保证. 航天器在任务周期内不同的阶段经历的力学环境不同. 发射段的力学环境以振动、声、冲击、气动载荷等力学环境为主, 特点是幅值高、频带宽、时间空间分布随机, 主要影响航天器结构、电子元器件以及相关总装工艺等, 是航天器任务周期内经历的最严苛的力学环境, 也是航天器力学环境预示与试验的难点与重点. 在轨力学环境主要以在轨各种微振动环境为主, 特点是幅值小、频带相对较窄, 主要影响关键仪器设备的工作性能(如光学相机、SAR(Synthetic Aperture Radar)天线), 其难点在于扰源的准确建模与

引用格式: 韩增尧, 邹元杰, 朱卫红, 等. 航天器力学环境分析与试验技术研究进展. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 024502
Han Z Y, Zou Y J, Zhu W H, et al. Evolution of the spacecraft mechanical environment predication & test technology (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2019, 49: 024502, doi: 10.1360/SSPMA2018-00171

© 2019 《中国科学》杂志社

振动控制, 是未来我国高精度遥感平台设计的关键技术之一.

航天器力学环境分析与试验是为了验证和考核航天器在苛刻力学环境下的可靠性, 而力学环境分析与试验的结果又可以作为航天器设计与改进的依据, 其中准确的预示方法和合理的地面试验方法对航天器研制至关重要. 本文分别从航天器发射力学环境分析技术、航天器在轨微振动环境分析技术、航天器力学环境试验技术和航天器振动控制术四个方面介绍了国内外航天器力学环境分析与试验技术的最新成果, 并对我国在该领域后续研究的主要方向上给出了建议.

2 航天器发射力学环境分析技术

2.1 航天器声振力学环境预示方法

航天器声振力学环境是航天器发射过程中经历的一种随机振动环境. 由于分析频带宽, 载荷频带跨越了低、中、高三个频段, 结构-声耦合建模难度大, 航天器声振力学环境预示是航天器发射力学环境预示的难点, 也是国内外研究的热点.

2005年, Shorter等人[1]提出了基于波动理论的FE-SEA(Finite Element-Statistical Energy Analysis)混合法为航天器声振力学环境提供了可行的解决方案. 随后国内外针对该方法开展了系统的理论与工程应用研究. 格伦研究中心针对ACTS[2]卫星的数传天线在声载激励下的响应问题, 分别采用FE-SEA混合法、有限元/边界元法以及SEA法进行了分析, 其中混合法的分析上限为600 Hz, 分析结果表明FE-SEA法在600 Hz以下与试验结果吻合, 精度与有限元/边界元法接近, 但是计算效率远高于后者. Knockaert等人[3]应用混合FE-SEA法对CALIPSO卫星在声载下的随机响应进行了分析, 卫星主结构用FE(Finite Element)建模, 太阳帆板和声场用SEA建模, 分析结果表明在1000 Hz以下, 混合FE-SEA与试验结果相吻合. Pock[4]采用混合FE-SEA方法对火箭级间结构进行了建模, 其中滚动控制系统部分采用精细的有限元模型, 圆柱外壳和滚动控制系统的外罩采用SEA子系统, 分析结果相对于SEA结果出现了明显的响应振荡. Knockaert[5]针对如何提高声振预示的效率展开了研究, 该研究表明可采用扩散声场代替边界元声场、混合FE-SEA模型代替全有限元模型、减少参与每个频点运算的模态数目以及在边界元结果中采用插值方法等手段提高分析效率. Castel等人[6]在分析航天器上面级声振响应时提出了基于混合FE-SEA对大型航天器上面级模型进行了缩减, 进而获得了低温推进设备部位的响应方法. 该方法同时解决了两方面的分析难点: (1) 上面级模型庞大, 采用传统有限元方法直接求解分析非常困难, (2) 模型要求获得低温推进设备附近刚性框架的响应, 采用SEA方法无法对这类刚性部件准确建模且无法获得响应细节. Castel的建模思路分为三步: 第一步先建立全系统上面级的推进SEA模型, 分析获得低温推进设备附近的子结构能量; 第二步建立包含低温推进设备有限元模型的混合FE-SEA局部模型, 并以附近子结构能量作为边界条件施加到局部模型中, 计算得到有限元模型的响应细节; 第三步建立包含低温推进设备的系统混合FE-SEA模型, 以该分析结果为基准对第二步的分析结果进行对比, 验证了缩聚模型的有效性.

我国也在混合FE-SEA法的理论和应用上做了一些研究工作, 相关成果已广泛应用于航天领域. 邹元杰等人[7]采用VA One软件的FE-SEA混合方法对某卫星天线在混响声场中的响应进行了分析, 分析结果在天线边缘处与试验结果的量级基本一致, 但在压紧座处差异较大. 2010年, 邹元杰等人[8]基于混合FE-SEA方法预示卫星组件的随机振动环境, 并结合预示结果确定了卫星上部组件的随机振动试验条件. 张瑾[9]系统地整理了基于波动理论的FE-SEA混合方法的基本理论, 完善了随机子系统能量平衡方程的表达式, 拓宽了这种方法的应用范围, 同时也研究了理想点连接的建模方法, 并利用板梁组合结构开展了数值仿真验证和试验验证, 取得非常好的验证结果. 朱卫红等人[10–12]系统地研究了混合点、线和面连接的建模方法, 完善了混合FE-SEA建模理论, 为航天工程应用奠定了坚实的理论基础, 并在首次基于混合FE-SEA方法完成针对整流罩-适配器-仪器舱-航天器组合结构的系统级的声振力学环境预示, 最后通过与噪声试验数据的对比验证了分析结果的准确性. 相关调研表明, 混合FE-SEA方法基本理论的研究已经相对完善, 国外在航天工程应用方面积累了大量的经验, 而国内在该方面的应用研究相对滞后. 另外大型复杂航天器的混合建模技术、相关建模参数的获取与修正是提高预示精度的关键所在.

2.2 航天器火工冲击力学环境预示技术

航天器火工冲击环境是指航天器上火工品起爆时刻产生的高频瞬态冲击载荷作用在结构上的响应. 一般情况下, 火工冲击载荷对航天器主结构影响较小, 但是却能够对含有冲击敏感的元器件和脆性材料造成损伤, 从而导致航天任务失败, 甚至发生灾难性事故. 随着我国航天事业的飞速发展使得航天器火工冲击问题日益突出: 首先, 大型航天工程(空间站工程、载人航天工程等)立项使得传统地面试验方法难以开展冲击环境试验; 其次, 为了完成复杂任务, 航天器上大量使用对冲击载荷敏感的精密电子设备; 再次, 由于尺寸越来越大, 为了保证分离的可靠性, 高量级火工品的应用越来越广泛. 目前国内外并无有效的预示方法获得先验知识指导前期的航天器设计工作, 处理问题的方式多是通过地面试验考核等后验性方法发现问题, 然后具体问题具体分析, 通过设计缓冲方法、改进航天器结构设计、单机设备加固等方式进行完善, 而且大型航天器设备由于尺寸过大无法开展地面冲击试验, 单机设备的冲击环境更是无法获得. 因此, 开展针对大型航天器火工冲击响应预示方法的研究, 准确确定相关设备的冲击环境, 进而在设计初期指导卫星与单机设备的设计就成为我国航天器研发过程中亟待解决的关键问题.

按照相关标准[13], 航天器冲击环境一般可以分为近场、中场和远场. 其中近场响应主要由火工冲击源决定, 中远场响应则与冲击载荷传递和结构谐振相关, 因此由于形成机理不同, 近场与中远场力学环境预示方法也不相同.

(1) 航天器火工冲击近场力学环境预示

航天器近场力学环境主要由火工品起爆过程产生的应力波导致的, 其中包含复杂的物理现象, 其高频、瞬态、高峰值的特点使得爆炸冲击过程难以测量; 火工品爆炸产生的高温高压载荷与火工品局部结构的耦合作用使得冲击响应难以计算, 目前近场火工冲击力学环境预示技术研究主要围绕火工品爆轰过程模拟、应力波传播及冲击载荷提取等方面开展研究.

Hydrocodes方法已嵌入到商业软件ANSYS/LS-DYNA中, 并被广泛应用于爆炸冲击动力学分析中, 包括火工品起爆过程[14]、航天器着陆冲击[15]、飞机鸟撞问题[16]以及空间碎片高速撞击[17]等复杂非线性问题的分析. 从理论上讲, 该方法可以用于各类冲击问题分析. 然而对于复杂航天器上冲击响应的预示, 由于受到动力建模、计算量和计算时间等条件的约束, 该方法仅局限于冲击载荷近场响应的预示, 但是该方法可通过对冲击源进行建模、分析, 从而获得用于中远场计算需要的载荷条件(如力函数等).

(2) 航天器火工冲击中远场力学环境预示

在航天设计过程中, 一般不会在火工品的近场安装敏感设备, 而且火工冲击很少导致近场结构破坏, 因此航天器设计过程重点关注的是中远场的冲击响应, 根据美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)等相关标准, 中远场响应主要以冲击载荷引起的结构谐振为主. 航天器中远场冲击响应的难点在于: 冲击载荷频带分布宽, 航天器结构中的刚性部组件(如压紧装置和桁架等)模态稀疏, 而柔性部件(如太阳翼、天线等)模态密集, 前者推荐采用确定性方法进行准确建模, 而后者一般采用统计方法进行建模. 由于航天器规模庞大, 为了在高频段获得准确的结果, 如果采用有限元方法进行建模, 对于柔性结构需要划分特别密集的网格, 对于中远场预示, 整个模型的规模可达百万以上, 求解十分困难; 如果采用统计方法进行建模, 刚性结构由于模态稀疏, 不满足相关假设条件, 会导致冲击载荷在刚性结构中的传递路径无法准确描述, 导致分析结果不可靠.

目前国内外学者针对火工冲击的中远场预示问题开展了一些研究, 主要包括统计能量方法、瞬态统计能量方法、虚模态综合法、局部模态相位信息重构和混合方法.

1) 统计能量分析法与瞬态统计能量法

统计能量分析[18]是目前高频力学环境预示较为有效的方法, 它将一个复杂的系统划分为若干子系统, 根据能量平衡建立子系统能量的耦合方程, 求解得到每个子系统的能量, 最后用各子系统在频域或空间域上响应的能量平均值表示系统的动力学响应. 该方法无需进行精细的网格划分, 避免了有限元方法在处理高频问题时需要细分网格的局限性, 同时统计平均的概念也解决了高频、密模态造成响应的随机性难以准确预示的问题. 目前, 统计能量分析方法已经集成在多家商用分析软件中, 例如VAPEPS, Auto-SEA和VA One等, 并且在国内外航空航天领域噪声响应分析中得到了广泛的应用.

然而部分学者认为, 采用统计能量分析方法处理冲击问题时还需要考虑冲击的瞬态特性, 因此针对瞬态冲击载荷提出一种瞬态统计能量分析方法, 为了描述冲击载荷的非平稳性, 瞬态统计能量引入了能量的时间微分[19].

不论是稳态统计能量分析还是瞬态统计能量分析, 都是线性的, 只能用于求解中远场的冲击响应. 不可否认, 统计能量分析方法以其处理高频问题的独特优势, 近年来在冲击响应预示中受到越来越多的重视. 2001年Roberto等人[20]以INTEGRAL卫星为分析对象, 比较了有限元分析、统计能量分析和试验实测响应的一致性, 并指出了确定性有限元分析方法在处理高频火工冲击问题时的缺点, 建议采用统计能量分析进行冲击响应的预示. 2005年, Stephane等人[21]针对CMES卫星分别采用显式有限元方法、隐式有限元方法和统计能量方法进行建模与分析, 分析结果表明统计能量分析在高频段与试验结果比较吻合, 而显式有限元方法在低频处有着更好的预示结果, 但是靠单一方法无法在整个分析频段内进行预示.

然而, 由于采用了统计平均的概念, 该方法无法得到结构上具体位置的响应, 仅能得到在一个区域上某个频段内的响应包络, 因此该方法多用于中、远场高频冲击响应的预示. 此外, 统计能量分析方法仅适用于高频响应的预示, 当结构模态密度较小(小于2或3)时, 该方法将失效, 这样会导致模型对冲击传递路径的错误描述, 获得不正确的分析结果. 除了上述问题外, 目前针对采用稳态或者瞬态统计能量分析方法进行冲击响应预示的合理性也一直存在争议, 还无法从理论本质上予以阐明(目前基于统计能量分析方法预示冲击载荷的实例也基本采用传统稳态统计能量分析方法), 此外对于复杂连接的建模、统计能量子系统之间的耦合损耗因子获取(对于简单连接, 可采用试验或者理论值; 对于复杂连接, 则需要开展试验或者数值仿真分析)也是统计能量分析进行响应预示时需要解决的关键问题.

2) 虚模态综合法

虚拟模态综合(Virtual Mode Synthesis and Simulation, VMSS)最早由Eric等人[22]提出, 该方法既可以预示结构上的时域响应, 也可以进行频域响应分析. Eric详细阐明了VMSS的原理和基本公式, 并阐明了VMSS的原理和基本公式, 并将VMSS法集成为通用计算程序MANTA, 文中给出了MANTA的工作流程, 从文中对AVHR结构(一个坦克炮的简化结构)的测试和计算结果的比对曲线, 可以看出MANTA的计算曲线基本包含在试验曲线±6 dB的包络内, 在1000 Hz以上能够较为准确的预测响应趋势.

2006年欧洲太空局(European Space Agency, ESA)支持的“航天器高速冲击影响分析”(High Velocity Impact, HVI)项目中, Ullio等人[23]采用VMSS方法进行了GOCE卫星冲击环境的预示. 2010年Lee等人[24]采用SEA和VMSS结合的方法进行了某低轨地球观测卫星与运载火箭分离冲击响应预示, 并将不同分析模型的预示结果与试验实测数据进行了比较, 得到了VMSS计算敏感的细节等结论. 在国内, 王军评等人[25]采用虚拟模态综合法对航天典型结构进行了建模, 完成了运载火箭级间分离冲击响应预示. 文中考虑的结构主要包括整流罩、有效载荷、支架、仪器舱等29个子系统, 并对连续载荷进行了离散处理, 得到了200–16000 Hz频率范围内的加速度谱, 但是文中对于统计能量分析的子结构划分细节和虚拟模态分析没有给出详细说明, 对于结果的合理性也没有展开讨论.

VMSS方法与瞬态SEA方法相比, 无需假设激励为稳态或准稳态, 可以获得时域数据, 可以计算冲击谱. 当结构具有一定的线性特性时, 可以估计近场响应. 同时对比显式动力学分析格式不难发现, 虽然VMSS能在保证一定精度的基础上快速计算, 具有十分重要的意义, 但目前针对火工冲击的航天器高频关键模拟参数(如耦合损耗因子)尚不明确, 且VMSS只能计算子系统级响应, 因此需要进一步改进, 甚至提出新的方法. 另外, 进行虚模态综合法求解时, 需要事先假定频响函数与模态固有频率, 这些参数的选取对分析结果的影响还需进一步开展研究, 目前该方法工程应用较少, 仍然需要不断完善.

3) 局部模态相位信息重构

2001 年, 法国的Borello[26]提出用子结构模态信息将统计能量分析丢失的相位信息补上去, 获得相位重构的传递函数, 再通过傅里叶反变换得到随时间变化的结构响应, 这种方法称为局部模态相位信息重构法(Local Mode Phase Reconstruction, LMPR). 基于统计能量分析的LMPR方法在欧洲获得了大量应用, SPOT-5卫星、Smart-1卫星与Ariane-5火箭的星箭分离冲击力学环境分析都曾使用该方法. 该方法被成功地集成

到2009年发布的商用软件SEA+中.

局部模态相位信息重构方法是基于统计能量分析的计算方法, 因此该方法只适用于中、远场的线性分析, 结果具有统计平均性, 只能计算子系统的整体响应平均结果, 无法得到航天器上某个特定设备安装部位的响应.

4) 混合方法

目前已有学者注意到冲击响应的预示问题是一个全频域的力学环境问题[27]. 当冲击载荷作用在复杂的航天结构上时, 模态密度较高的子结构会表现出明显的高频随机特性, 而刚性较大、模态稀疏的主承力结构上则主要表现为低频特性, 此时, 既不能通过一个频段上的模态密度推导出可靠的统计平均, 也无法给出可信的有限元解[28]. 换句话说, 当冲击载荷作用于结构上时, 无法通过单一的有限元方法或统计能量分析方法, 准确预示结构在整个频段上的响应. 因此有限元与统计能量分析相结合的混合方法(FE-SEA方法)被认为是处理冲击问题的有效手段.

2009年, Troclet等人[29]将FEM和SEA两种方法结合起来进行了ARIANE-5火箭的设备安装底座在中高频瞬态载荷作用下的响应, 他使用FEM的仿真结果作为SEA计算的输入, 得到了较为准确的分析结果. 该文献是将混合方法应用于冲击响应预示的一次尝试, 但是没有考虑到有限元模型和统计能量分析模型的耦合效应, 其本质上是采用统计能量方法进行预示, 而且分析模型相对简单.

目前FE-SEA方法在航天器声振领域已得到了广泛应用, 得到了较为丰富的试验验证. 由于FE-SEA方法能够综合统计能量分析和有限元方法的优点, 避免其缺陷, 取长补短, 可以作为解决航天器宽频带冲击响应预示的有效途径. 因此深入研究FE-SEA基本理论和完善混合连接建模方法, 探索其在航天器冲击响应的预示中的应用是目前国内外研究的趋势.

2.3 运载结构与液体输送管路耦合导致的振动(Pogo)

运载结构与液体输送管路耦合导致的振动(Pogo振动)是公认的液体火箭动力学难点问题. Pogo振动产生的机理是在飞行过程中, 液体火箭结构纵向振动的固有频率与推进剂输送系统振动的固有频率彼此耦合产生的一种自激振动[30]. 其典型的表现形式为整箭突然发生周期振动, 振动到某个最大值后逐渐减小, 最后直至消失. Pogo振动产生的加速度会对火箭上的仪器、设备及航天员产生不利影响, 严重时可导致整个飞行任务的失败[31].

目前航天工程中一般采用分离火箭固有频率和推进剂输送系统的固有频率解决Pogo振动问题, 然而由于运载火箭的固有频率一般难以改变, 因此一般通过设计输送管路的固有频率来抑制Pogo振动. 改变液体输送系统频率最有效的措施是在推进剂输送管路中安装储蓄压器[32]. 蓄压器按照结构特点和工作方式可分为储气式蓄压器(如我国长征系列采用的金属膜盒式蓄压器)和注气式蓄压器(如土星和航天飞机采用的球型蓄压器, 即采用金属焊接膜盒作为蓄压器的封闭气室).

另外最新研究表明, 对于某些液体火箭, 推进系统不仅与火箭结构的纵向模态存在耦合关系能够引发Pogo振动, 也可能与横向模态存在耦合作用, 因此这也是目前Pogo研究的一个主要方向[33]. 另一方面, 我国的Pogo研究现在只在火箭整体问题性理论和算法进行相关研究, 解决了单根火箭、捆绑火箭的稳定性分析问题, 但是对液体分布夹气问题、气液两相脉动压力传递问题研究尚少, 这对以后我国自主研发的新型液体火箭发动机系统和新的大型运载工具均可能是制约因素[34].

3 航天器在轨微振动环境分析技术

3.1 微振动源扰动特性研究

航天器在轨微振动是指航天器在轨运行期间, 星上转动部件运动、相机扫描机构转动、可展开机构的驱动作用、变轨调姿期间推力器点火工作、低温制冷器压缩机和百叶窗等热控部件机械运动、大型柔性结构受激振动等诱发航天器结构产生的微幅、宽频、不造成结构破坏但影响有效载荷性能的振动现象[35]. 张振华等人[36]对反作用轮、低温制冷器、星载敏感器噪声和太阳翼步进扰动及太阳翼热颤振等典型扰动进行综合分析, 给出了常用的扰源模型. 张庆君等人[37]给出了各种微振动源对应的频谱分布范围以及稳像措施.

在上述微振动源中, 反作用飞轮、控制力矩陀螺等高速转动执行机构产生的干扰力(矩)往往较大, 是

航天器研制过程中需要重点考虑的扰源. 国外针对反作用飞轮等扰源的研究, 主要是建立了基于实验测试结果的经验模型和基于能量法的理论模型. NASA于20世纪80年代对“哈勃”望远镜的反作用轮振动进行了深入研究. 1990年Eyerman和Shea[38]对航天器在轨扰动进行了全面总结, 认为反作用轮和热扰动影响最大. 20世纪90年代末, Bialke[39]发表了一系列论文, 对反作用轮扰动的来源、实验和数学建模进行了全面阐述. Melody[40]于1995年利用单个反作用轮振动试验数据导出了反作用轮组的随机振动模型. 以上研究结果表明, 反作用轮产生的扰动主要由飞轮本身质量分布不均匀造成的静不平衡和动不平衡引起; 同时, 轴承扰动、电机扰动和电机驱动误差等也会产生一定的扰动.

反作用轮等微振动源内部结构与电磁组件等产生的耦合称为内部耦合, 而微振动源与柔性基础结构之间的耦合称为外部耦合. 传统的微振动源扰振特性测试是将微振动源固定在刚性支撑结构而不是实际柔性支撑结构上进行, 因此并不能真实地模拟微振动源与平台主结构的接口边界条件. 国外针对微振动源与支撑结构的耦合特性研究, 经历了“基本理论研究”、“静态动质量法”、“考虑陀螺效应的动态动质量法”三个阶段, 实现了从“基于力学平衡方程及机理的试验现象研究”到“基于试验测试的半物理仿真”再到“完全理论分析方法”的发展跨越[41]. Elias等人[42]于2001年提出了静态动质量法, 借助扰源的静态动质量和安装基础结构的静态动质量, 可以把刚性界面下的扰动力(矩)换算为柔性界面下的力(矩). 静态动质量法考虑了微振动源的质量特性, 较传统方法有了一定的进步, 但静态动质量测试过程中微振动源的高速转子处于静止状态, 其正常工作时的陀螺效应没有体现. 当反作用轮旋转时, 不仅产生了由于质量不平衡等因素导致的微振动, 同时飞轮的动质量作为转速的函数也在不断地变化. 相对于静态动质量法, 考虑陀螺效应的动态动质量法考虑了陀螺效应和微振动源内部振动模态, 通过修正的方法将刚性界面干扰力(矩)转换为柔性界面力(矩), 可有效提高分析的精确度[43,44].

国内对微振动源内部耦合和外部耦合特性理论研究已开展相关工作. 赵煜等人[45]在进行刚性界面扰振测试时, 发现了在刚性工装与柔性工装的界面存在输入力差异性. 张鹏飞等人[46]建立了微振动源动力学简化模型, 计算得到飞轮动态质量, 用于对试验测试得到的扰振力修正. 邹元杰等人[47]提出了一种微振动源精确解耦加载方法, 通过理论推导证明, 将固定界面下的微振动源干扰力(矩)实测结果, 加载于“微振动源+航天器主结构”组合体系统, 获取的振动响应与系统级耦合分析结果完全相同. 该方法计算结果准确, 避免了对固定界面下干扰力(矩)的修正, 但需要提供相对可靠的扰源结构有限元模型. 从总体上看, 国内关于微振动源与支撑结构的耦合特性研究不够系统, 成果并不多.

3.2 航天器系统级微振动分析技术

航天器系统级微振动分析, 从理论上讲属于结构振动分析, 因此, 常规的结构振动分析方法原则上应该都适用. 例如, 能量方法(如统计能量分析、能量有限元、功率流方法等)和有限元方法, 可以根据所关心的分析频段和任务要求适当选用. 然而实际在轨工作的航天器结构处于自由-自由状态, 受到的外载荷多种多样、特性差异较大, 而且工程上不止关心结构振动响应更关注有效载荷的光学或电学性能, 因此航天器在轨微振动分析方法又有其特殊性. 从国内外研究的情况看, 目前集成建模方法是工程中航天器系统级微振动分析的主流方法[36].

所谓集成建模方法是指综合考虑微振动源、结构、控制系统和光学系统等对航天器成像质量等总体性能具有重要影响的子系统, 根据微振动在子系统中传递路径的物理联系, 将各子系统集成在一起, 最终形成能够全面反映各种因素对航天器关键性能影响的系统级输入输出数学模型的过程. 与传统建模分析方法集中在单机、单学科或分系统层面不同, 集成建模方法可实现系统级综合性能评估和误差分配. 由于充分考虑了各子系统之间的耦合作用, 形成了统一的数学模型和设计方法, 集成建模可进行系统级分析和设计. 该方法既能够有效模拟各微振动源共同作用下航天器关键性能的时域和频域特性, 也能够利用敏感度分析、不确定性分析和等性能分析(性能一定时不同参数的组合形式研究)等数学分析工具给出提高性能的有效途径. 国外已应用集成建模方法进行航天器微振动力学环境评估, 开发了相应的分析软件, 并在SIM (Space Interferometry Mission), NGST (Next Generation Space Telescope), TPF (Terrestrial Planet Finder)等高分

辨率航天器研制中取得了成功应用[31]. 在微振动集成建模软件中, 麻省理工大学(Massachusetts Institute of Technology, MIT)的动力学-光学-控制-结构综合系统(Dynamics-Optics-Controls-Structures, DOCS)和NASA的集成建模环境软件IME (Integrated Modeling Environment)最具有代表性.

自20世纪90年代初开始, NASA的“起源计划”中研制的各类高精度空间观测系统都应用了微振动集成建模和综合评估技术. 由于系统结构复杂, NASA委托麻省理工学院的空间系统实验室进行系统分析设计. 为此, 空间系统实验室基于加州理工喷气推进实验室开发的光学系统集成建模工具IMOS (Integrated Modeling of Optical Systems)开发了扰动-光学-控制-结构集成建模与综合评估软件DOCS (Dynamics-Optics-Controls-Structures)[48]. DOCS系统总体上可分为建模、前处理、分析和设计四个部分. 建模主要指各子系统建模, 包括基线控制、星体结构、光学载荷和微振动扰动源等; 前处理部分主要指模型装配、降阶和修正; 分析主要有传感器和作动器拓扑、扰动性能分析、敏感度分析、不确定性能分析和优化等; 设计部分主要包含优化设计, 以及根据分析结果对开展星体结构设计、载荷设计和扰源设计等, 这些功能都通过MATLAB编写的软件功能模块实现. 目前DOCS已在空间干涉测量任务和行星探测等大型复杂空间望远镜的研制过程中得到广泛应用.

为接替哈勃太空望远镜的空间探测任务, NASA从20世纪90年代就开始研制韦伯空间望远镜. 韦伯空间望远镜主要性能相比哈勃望远镜有较大提升, 孔径从2.4 m提高到8 m, 角分辨率从0.1″提高到0.004″. 对此, NASA开发了集成建模环境软件IME (Integrated Modeling Environment)用于微振动集成建模和综合评估, 主要包括两个模块: 颤振分析模块和结构-热-光学分析模块[49]. IME软件的颤振分析模块的基本流程是先根据结构CAD模型和结构材料特性, 利用有限元软件NASTRAN等进行结构有限元建模和模态分析, 由模态分析结果建立系统状态空间模型; 利用光学设计软件建立光学系统模型, 通过模型转换到光学模型并验证. 利用光学模型进行线性扰动分析和光学系统分析得到光学敏感度矩阵和点扩散函数. 点扩散函数用于光学控制系统设计, 光学敏感度矩阵用于控制系统稳定性验证. 姿态控制系统利用MATLAB设计, 利用SIMULINK仿真. 以上这些子系统模型集成为颤振分析模块, 通过试验数据验证后进行系统颤振分析, 得到动态波振面误差和指向误差. 结构-热-光学分析的基本流程是先建立系统热模型, 通过热瞬态分析得到温度随时间变化曲线, 然后将温度场映射到结构模型, 根据结构有限元模型进行静态载荷分析, 得到光学部件的变形情况. 根据光学部件的运动情况利用光学分析软件进行光学系统成像性能分析. 与DOCS相比, IME除了可进行微振动集成建模与扰动性能评估, 还包含流程管理、文件管理和数据管理等功能. 最重要的是IME完全面对工程型号, 更具有实用性. DOCS强调敏感度分析、不确定性分析和等性能分析等功能. 总体讲, DOCS更面向科学研究, 而IME更面向工程实用.

国内蒋国伟等人[50]参考IME颤振分析建模思路, 根据某卫星微振动力学环境特点, 借助ADAMS软件建立扰源-结构-控制仿真模型, 并进行了地面试验验证; 葛东明等人[51]建立了卫星结构-控制-光学一体化模型, 并进行了微振动响应分析; 邹元杰等人[52]提出了微振动稳态时域响应分析方法, 通过仿真计算表明, 对于常规的光学卫星应用弹性模态叠加法能够获得足够精度的动响应预报, 因此系统级微振动分析可忽略姿态控制系统的作用(主要抑制刚体漂移).

4 航天器力学环境试验技术

4.1 力限试验技术

为了模拟发射段的力学环境, 航天器一般在地面会进行相关的力学环境试验, 如正弦试验或者随机振动试验, 地面试验状态与飞行状态的阻抗不匹配会导致地面试验存在较为严重的“过试验”现象, 增加了航天器的设计成本. 为解决航天器振动试验中的“过试验”问题, 采用加速度-力双重控制策略进行振动试验是一种有效的解决手段. 双控不仅需要界面加速度谱, 而且需要界面力限谱同时进行控制. 相关研究表明, 力限试验技术能够更加合理地确定地面试验条件, 已经在工程中进行推广应用. 目前力限试验技术的研究主要集中于界面力测量技术和界面力限条件设计技术.

(1) 界面力直接测量技术

现有的航天器力控振动试验通常是在航天器与振

动台面之间串接直接测力装置. 直接测力装置已经多次在NASA以及ESA的航天器力控振动试验中使用并取得了良好的效果[53]. 除了传统的力传感器外, 目前还衍生出许多新型的力传感器, 这类力传感器可以直接与螺栓集成, 或以垫圈的方式直接串联在螺栓中. 或者把螺栓直接作为测力元件的传感器, 以最直接的方式将作用在螺栓上的力测量出来; 通过增加在螺栓处的垫圈传感器来间接测量螺帽处的压力, 从而获得螺栓所受到的力, 环形垫圈要足够的大以安装感应装置. 与传统的测力环相比, 这类传感器体积小, 且对原有结构的传力路径影响较小, 但是如何利用这种传感器来测量动态力, 以及如何标定还没有统一标准. 2012年, Konrad[54]设计了新的IABG测力装置, 并进行了相关试验. 结果表明此装置测量的力可实时提供稳定、准确的力信号给振动台的控制使用. 该测力装置首次成功应用在Pathfinder LCM上.

国内针对直接测力方法的研究始于20世纪90年代, 随着我国的航天事业蓬勃发展, 受国外先进技术的影响, 力限控制技术成为各航天院所与相关高校的研究热点, 并逐渐积累了大量的研究成果. 2005年开始, 中国空间技术研究院总装与环境工程部对振动试验中力测量技术进行了初步研究和试验. 在“十一五”至“十二五”期间研制了相关的三向测力环, 并成功应用于整星力学试验中, 可实现振动台和卫星连接界面的力和力矩的直接测量.

(2) 界面力间接测量

由于直接在星箭界面等处安装测力装置存在一定困难, 因此除了直接测力方法外, 目前还有一类间接测力的方法, 即首先测量与界面力相关的参数, 然后通过载荷识别技术来获取界面载荷. 目前, 国内外对航天器界面动态力(矩)的分析和识别研究相对较少.

2008年, 德尔塔II火箭发射伽马射线太空望远镜(Gamma-ray Large Area Space Telescope, GLAST)时, 搭载了一套飞行测力装置, 用于测量星箭界面的加速度和力[55]. 其中星箭界面力的测量是通过在星箭适配器上粘贴了64个应变片实现的. 该应变式测力装置在地面用振动试验进行了静态的标定. 在地面试验时, 在星箭适配器下方同时安装了压电式力传感器来验证应变式测力装置的精度. 2014年, Paul等人[56]提出采用加权加速度测量结果确定界面力的方法, 指出采用加速度传感器对力进行估计时, 不仅具有很好的鲁棒性, 也能基于有限的加速度数据获得一定精度的力数据, 此外该方法便于工程实现. Paul等人针对具体模型进行了方法验证, 结果表明在200 Hz以内, 基于加速度确定的界面力与试验实测数据接近.

在国内, 为避免串联力传感器, 张永涛等人[57]提出了一种通过测量星箭连接环应变计算星箭界面力的方法. 通过仿真分析, 验证了该方法的有效性, 并结合某气象卫星给出了卫星不同结构对识别误差的影响分析, 仿真结果表明星箭界面动态载荷幅值的识别误差在20%以下. 2016年, 宋祥帆[58]提出了一种基于星箭连接环应变变化场的界面载荷识别方法, 并通过有限元仿真和工装试验对其进行校验, 初步验证了该方法的有效性和工程适用性, 可以为卫星力限控制振动试验输入谱的确定提供一定参考. 该方法的理论基础是弹性力学中的薄板假设, 主要针对的是星箭连接环这种结构形式, 对于复杂航天器, 特别是复杂的各类单机界面是否适用还有待验证. 而且为了实现应变场重构, 目前的方案所需应变检测点过多, 需要配备很多相关的测量仪器, 这对于航天器来说可能是较大的负担, 难以满足航天器的减重要求.

(3) 界面力限条件设计技术

国外针对力限形成了较为完善的力限试验技术, NASA于1996年发布了《Force Limited Vibration Testing》(NASA-HDBK-7004), 1997年发布了《Force Limited Vibration Testing Monograph》(NASA-RP-1403), 并在2002年和2003年对《Force Limited Vibration Testing》进行了两次修正. 在新版本中提供了两次飞行试验实测界面力数据, 增加了飞行数据与试验数据的对比分析, 证明了力限技术的合理性与有效性. 近十年来, 除了美国航空航天局外, 世界其他航天机构, 如加拿大空间局(Canada Space Agency, CSA)、欧洲空间局、日本空间局(Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA)和韩国航天研究局等, 也都非常重视力限技术的研究、应用和发展.

我国航天器振动试验早期以传统的加速度控制为主, 国内很多学者早在20世纪八、九十年代就已关注振动“过试验”问题和力限振动试验技术, 在“十一五”和“十二五”期间, 开展了相关的研究, 取得了一定的研究成果.

随着航天器的发展, 结构尺寸越来越大, 或者越来越轻巧, 柔性变形越来越大, 使得全尺寸地面动态试验

越来越难以进行, 不能完全满足设计技术要求. 振动台上的结构振动条件无法完全模拟飞行时结构的弹性边界, 可能出现“欠试验”与“过试验”的风险. 王晓耕[59]回顾了国外力限技术的发展, 介绍了力限技术应用的关键问题, 对我国航天器振动试验中应用力限技术的前景进行了展望. 陈昌亚等人[60]分析了卫星结构振动试验中力控技术的研究意义, 并提出今后发展的建议. 王亚波[61]对航天器振动台环境试验中的“过试验”问题与振动台控制方式开展研究, 讨论了加速度控制和力控制下各自形成过试验的原因和频率位置, 定义并解释了“双控”模式及其对过试验现象的补偿机理. 柳征勇等人[62]对力限条件的制定、力限条件设计方法的比较、结构模态有效质量等方面进行了深入探讨. 李正举等人[63,64]对力限条件设计的半经验力限方法和复杂二自由度方法进行了深入的研究, 为航天器力限条件设计奠定了理论基础. 邹元杰等人[65]以运载火箭研制方提供的准态载荷为依据, 提出了一种基于准静态载荷的改进型离线条件设计方法, 使得力限条件的设计更加合理. 张俊刚等人[66]对力限振动试验进行了深入研究, 研制了三向测力装置并对其进行了理论分析和试验验证研究, 开展了整星加速度控制和力限控制振动试验对比, 在推动力限条件设计和力限振动试验技术的应用研究上迈出了重要的一步. 2010年以来, 我国陆续在几个航天器型号的正弦振动试验中应用了力控技术, 但力限条件如何确定仍然是难点.

4.2 噪声试验技术

噪声试验是对航天器地面试验的关键, 用于对航天器抗随机振动环境性能进行检验. 噪声试验技术相对成熟, 近年来新的文献相对较少, 主要成果是噪声试验条件细化及噪声试验方法的完善.

噪声试验条件是确定声试验的输入, 一般由运载方给出, 由于运载方给出的声试验条件是多次飞行罩内噪声测量的平均结果, 没有考虑不同航天器引起的填充效应, 因此在进行航天器试验时, 一般需要考虑不同航天器放入后引起的填充效应从而对声试验条件进行修正, 目前工程中通常采用的是1994年William等人[67]给出的修正方法. 2016年, Xiang等人[68]提出了一种基于统计能量方法的填充因子计算方法, 与声试验结果的对比表明该方法相比较于William的方法在低频更加合理. 2017年, Zheng等人[69]采用有限元-边界元方法和统计能量方法对大型运载整流罩的有效载荷填充效应进行了分析. 文中分析结果指出, 填充效应主要影响集中在低频, 声场的固有频率会因为有效载荷的出现发生漂移, 另外大型航天器的填充效应影响更加显著, 该研究为后续设计航天器声振试验条件提供了依据. 中国空间技术研究院总装与环境工程部于2017年提出了航天器系统的声试验标准, 在该方法中明确提出了改进的填充因子的计算方法, 综合考虑了航天器体积、表面积及周向长度对填充因子的影响[70], 提高了声试验条件的合理性.

在试验方法方面, 根据相关标准, 航天工程中大卫星一般推荐进行噪声试验, 小卫星(450 kg以下)一般进行随机振动试验, 但是二者的试验原理是不相同的, 主要在于能量输入方式和传递路径不同. 仿真分析与试验表明, 噪声试验在模拟随机振动环境时存在低频欠试验的风险, 并且随机振动试验在高频处存在试验不足, 这就导致了一些由噪声和振动共同作用的耦合效应或者故障模式在噪声试验中不能充分暴露, 因此噪声-随机振动联合试验是近年来噪声试验的研究方向之一.

晏廷飞等人[71]对比了单项声振组合环境试验与单项环境试验对某航天器天线响应的影响, 指出噪声试验时边界的影响主要集中在低频, 且噪声试验在低频存在一定缺陷而随机振动在高频存在激励部组, 声振组合试验时, 由于耦合响应会对结构高频段的响应有一定的抑制作用. 杨江等人[72]和张红亮等人[73]分别以太阳翼为研究对象开展了声-振联合试验和仿真, 研究了声振组合载荷下太阳翼的响应预示方法. 沈志强等人[74]对航天器声振联合试验技术进行了研究, 对于噪声与正弦振动组合试验时, 应当先进行正弦振动试验控制, 后进行噪声试验控制, 且正弦振动控制需要采用滤波处理; 对于噪声与随即振动组合试验, 可同时对二者进行控制; 对于大面质比的卫星部组件, 随机振动与噪声组合试验考核更加合理充分. 张群等人[75]针对小卫星开展了声-振联合试验耦合响应分析及预估, 指出航天器不同结构处基础激励和噪声激励对低频段和中高频段的响应具有不同的效果, 整体上低频段以基础激励的响应占主导, 高频段以噪声激励响应为主, 也会有耦合作用. 声振联合试验是未来航天器试验的一个发展方向, 而两种载荷的耦合效应也是后续的研究重点.

4.3 微振动试验技术

通过整星地面试验，测量星体结构对微振动的传递作用，获取敏感部位在扰源作用下的振动响应，是修正分析模型、预测有效载荷在轨成像质量的必要措施. SDO (Solar Dynamics Observatory)测试了星体结构在微振动激励下的阻尼特性，通过试验建立整星微振动条件下的动力学模型，用以预示在轨微振动响应[76]. ESA对激光通信中继卫星(ARTEMIS)进行了地面微振动测试. 通过在扰源安装界面输入力, 测量敏感器安装界面的加速度, 获取星体结构微振动响应函数, 建立星体结构的微振动响应模型[77]. Privat[78]对SPOT4进行了整星地面微振动测试和在轨微振动测试，并对测试数据进行了对比. 地面测试采用悬吊法，测试内容主要包括两个部分：一是动量轮安装在卫星结构上之后的扰振力和力矩测试，二是整星结构微振动频响函数测试. Jono等人[79]对激光通信卫星(OICETS)进行了整星微振动地面测试, 其主要敏感设备为激光通信器. 地面测试的主要目的是摸清扰振对通信性能的影响，测试扰源的特性以及星体结构的微振动传递特性. 在微振动测试中采用低频悬挂装置吊起卫星，将卫星悬在空中，近似模拟零重力状态. 测量过程采用了40个灵敏度为1 mg、动态范围为50 dB的加速度计, 整个系统安置在遮光环境下, 测量期间空调关闭, 以尽可能减小外部干扰, 测试环境很接近在轨状态.

2004年，Yoshida等人[80]开展了太阳同步轨道航天器Solar-B微振动试验. 为保证高分辨率太阳光学望远镜在轨正常工作、验证光学组件的图像稳定性，研究人员在地面进行了专项微振动传递试验. 试验过程中，卫星整体悬挂在四个软弹簧支撑上，以隔离地面环境干扰. 在主镜和次镜上安装高灵敏度加速度计，在陀螺仪和动量轮处布置激振器，施加三个方向的正弦激励力，测量主次镜的平移和摆角，得到单位扰动力对应的光学组件瞄准误差幅值，进而评估不同干扰源对光学组件误差的影响.

我国多颗卫星开展了系统级微振动试验. 雷军刚等人[81]对某卫星进行了整星微振动地面试验，测量了星上关键位置在运动部件开机时的微振动振幅，试验主要采用石英挠性加速度计进行测量，未采取专门的边界模拟或噪声屏蔽措施. 王泽宇等人[82]利用某遥感卫星平台在国内首次开展了气浮和悬吊两种状态下的卫星微振动对比研究试验，测量了动量轮在不同工作转速和控制力矩陀螺在不同框架旋转角下的微振动响应变化及传递规律. 庞世伟等人[83]按照单机、分系统、系统三个层次开展了地面微振动试验，其中单机级试验主要通过六分量力测量微振动源的动态特性, 分系统级试验主要通过结构加速度响应测量解决微振动传递特性是否正确的问题，而系统级试验主要通过成像质量来验证微振动对光学系统影响的分析方法.

5 航天器振动控制技术

航天器发射段的整器(星)级振动控制方法在文献[84]中已有详尽介绍, 相关技术已较为成熟, 近10年来能够查阅到的新文献不多. 与此同时, 针对航天器在轨微振动控制的研究却如火如荼, 取得了很大进展. 振动控制主要有两种分类方法：一种是根据作用位置不同, 分为振源控制、传递路径控制和有效载荷控制[85]；另一种是根据控制原理不同，分为被动控制、半主动控制和主动控制. 本文采用后一种分类方法进行综述.

5.1 被动隔振技术

被动隔振是在振动传播途径中加入被动元件，如橡胶隔振器、橡胶隔震垫、螺旋金属弹簧、板弹簧、空气弹簧等, 以减小传递到减振体的振动强度. 其结构简单、稳定性高. 橡胶隔振器具备一定的弹性、强度和阻尼，对高频的干扰隔振效果较好，即使受到较大的冲击和变形，也能恢复至原状，但是橡胶容易老化失效，并且可能会产生蠕变. 金属弹簧隔振器是应用最多的被动隔振方式，其中应用最为广泛的是金属螺旋弹簧, 可承载的载荷较大, 制作成本较低, 但阻尼性能相对较差. 空气弹簧一直广泛地应用于各种隔振场合，是较好的强冲击隔振器，可以通过调节气压来设计其刚度，但用于大载荷时较为昂贵[86]. 黏滞阻尼隔振器也是一种常用的被动隔振方式，例如一种应用于隔离微振动黏滞阻尼隔振器，其刚度元件选为波纹管, 而阻尼是由阻尼孔和黏滞流体流动产生[87]. Kamesh等人[88]提出在卫星和有效载荷之间采用柔性支架对动量轮进行被动隔振. 庞世伟等人[89]为卫星控制力矩陀螺设计了黏弹性隔振器，地面试验和在轨飞行均取得很好的隔振效果. 被动隔振具有结构简单、稳定、不需要额外提供能源和测量信息德等优点，但是被动隔

振对低频振动的抑制能力有限, 且后期很难进行参数调整.

5.2 半主动隔振技术

半主动隔振, 也称自适应被动隔振, 是从主动隔振和被动隔振中衍生出的一种隔振技术. 与完全地主动隔振有所不同, 半主动隔振可以在有外部能源输入的情况下, 改变隔振器的刚度和阻尼参数. 改变刚度参数可以通过形状记忆合金来实现. 形状记忆合金是一种具有形状记忆、超弹性和阻尼特性的新型材料, 当合金的形状被改变之后, 一旦加热到一定的跃变温度时, 可以变回到原来的形状. 改变阻尼系数的常用方法是运用流体介质, 在电场或磁场的作用下改变其黏性, 以此达到改变阻尼的目的. 这种流体分别被称为ER流体和MR流体[90]. 其工作原理是流体中的离子会被外加的电场或者磁场加强, 从而得到阻尼值的改变. 半主动控制的成本小于主动控制, 所需要的能源较少, 具有较高的稳定性, 但在理论上仍然具有被动隔振的局限性, 对低频振动的隔振效果不佳.

5.3 主动/主被动一体化隔振技术

主动隔振作为振动控制中的一个重要分支, 起步于20世纪中期. 由于微振动抑制通常需要考虑六个方向的影响, 因此最常见的主动控制方案都采用了Stewart平台的构型. 美国空军实验室领导研发的卫星超静隔离技术试验平台[91]超静平台用来隔离来自卫星的微振动, 基于压电作动原理, 使精确有效载荷处于超静的动力学环境中. 2000年, 美国Honeywell公司在美国空军实验室AFRL的支持下开发的MVIS小型化隔振系统既含有黏弹流体阻尼器, 又具有压电堆主动隔振功能, 可降低光学组件99%的振动响应[92]. 美国低温工程协会(Cryogenic Society of America, CSA)也研发了多种主动隔振平台[93]. 国内利用Stewart平台进行隔振研究的主要有哈尔滨工业大学、北京航空航天大学、上海交通大学等[94], 目前来说, 国内平台的制造工艺与减振效果与国外还存在一定差距.

随着空间科学对微重力环境要求越来越高, 非接触式主动隔振方法逐渐受到关注. 非接触式主动隔振, 即通过非机械接触的方法产生能够抵消扰动的作用力来达到隔振的目的. 基于磁悬浮原理研制的非接触式隔振平台, 有效行程为mm级, 优于传统接触式隔振系统的有效行程, 为低频隔振控制提供了保障. STABLE (Suppression of Transient Accelerations by Levitation)是为了提高流体力学实验精度而研制的一套集成式主动隔振系统. STABLE为微重力环境下的多种科学实验提供保障, 使微重力加速度水平降低到10^{-6} g级别. STABLE隔振平台搭载“哥伦比亚”号航天飞机进入太空进行微振动试验, 试验结果表明系统可以隔离低至0.01 Hz的微振动, 并且在低频段可以使振动衰减20–30 dB[95]. 加拿大宇航局开发了一系列微振动隔振系统MIM (Microgravity Vibration Isolation Mount), 这些隔振系统的共同特点是基于磁悬浮技术, 利用8个单自由度的洛伦兹力作动器协同作用实现主动隔振控制, 系统能隔离的微振动频率范围为0.01–100 Hz[96]. 加拿大宇航局为燃烧实验开发了g-LIMIT (Glovebox Integrated Microgravity Isolation Technology)隔振装置, 采用3个模块化的非接触磁悬浮作动器单元和集成化的测量系统, 不仅提高了装配精度, 而且简化了加工工艺[97].

国内对微振动隔振平台的研究处于起步阶段, 尤其是对0.01–5 Hz频率范围内的低频微振动隔振尚无成熟产品. 国防科技大学龙志强等人[98]基于电磁力原理研制了磁悬浮式主动隔振平台, 分析了电磁力隔振的机理和特性, 采用包括主动与被动的混合隔振方式, 设计了试验样机, 通过模拟扰动进行隔振性能测试. Ren等人[99]基于磁悬浮技术研制了一套六自由度隔振平台, 分别从激励器的设计及优化分配、系统的动力学建模等方面对六自由度磁悬浮隔振平台进行了研究, 已应用于天舟一号货运飞船.

6 结论

本文针对航天器力学环境分析、试验和振动控制技术近年来的国内外研究进展进行了综合分析. 总体来看, 我国航天器力学环境分析、试验和振动控制技术日渐成熟, 已经在各类航天器型号中推广应用, 但与国外相比仍有一定的差距. 随着我国新型大型复杂航天器的不断出现, 航天工程任务对力学环境分析与试验技术提出了新的、更高的要求. 根据当前的技术现状和未来的工程需求, 结合国内外的应用情况, 应重点开展以下几个方面的研究:

(1) 在航天器发射段力学环境分析技术方面, 要进

一步完善全频域力学环境分析理论，并推广应用于各类复杂航天器的力学环境预示任务，解决应用环节的难点问题；同时要重点突破火工冲击环境预示技术，完善火工冲击源和近场响应的建模分析方法，探索中远场的预示方法，开展充分的试验验证，形成一整套从火工源、近场到中远场的航天器系统级冲击响应预示方法.

(2) 在航天器在轨微振动分析方面, 后续应关注满足微振动分析要求(频率上限达为300 Hz)的整器(星)建模技术, 加强各类典型微振动源的扰动特性研究, 进一步完善考虑微振动源与航天器主结构耦合作用的系统级微振动分析方法，发展工程实用的微振动分析技术, 并开展充分的地面试验验证和在轨飞行验证.

(3) 在航天器力学环境试验方面, 亟需突破界面力的间接测量技术，并应用于新型大型航天器及其大部件的地面力学试验和飞行遥测，为准确把握发射力学环境、合理制定地面力学试验条件奠定重要基础；针对微振动试验，应当重点突破低基频的边界模拟技术(基频1 Hz以下)，另外还需要进一步开发高精度小型化平动与角速度传感器以满足后续高精度平台的微振动测试要求.

(4) 在航天器振动控制方面, 要统筹兼顾发射段与在轨段的振动抑制问题，着力开展新材料阻尼器、非接触式主动隔振系统等关键技术攻关，探索更多适合航天器应用的减隔振技术手段，同时加强包含振源、传递路径和有效载荷在内的全路径覆盖、主被动结合的系统级振动控制方案研究，从而以最小的代价实现振动控制水平达到系统最优.

参考文献

1 Shorter P J, Langley R S. Vibro-acoustic analysis of complex systems. J Sound Vib, 2005, 288: 669–699

2 Jeffrey M L, Cotoni V. Vibroacoustic response of the NASA ACTS spacecraft antenna to launch acoustic excitation. Technical Report, Spacecraft Desing, NASA Glenn Research Center. 2009

3 Knockaert R, Frikha S, Cotoni V. Simulation of a spacecraft acoustic test by hybrid FE-SEA methods: Application to the CALIPSO spacecraft and comparison with experimental data. In: Proceedings of the 1st CEAS European Air and Space Conference. Berlin: ESI Group, 2007

4 Pock B. Vibroacoustic hybrid modeling and analysis of the ARES IX Roll Control System. In: Proceedings of the 2008 S/C&L/V Dynamic Environments Workshap. EI Segundo: Europe Space Agency, 2008

5 Knockaert R. How to improve the speed of vibro-acoustic simulation? In: Proceedings of 13th European Conf. on Spacecraft Structures, Materials & Environmental Testing. Braunschweig: European Space Agency, 2014

6 Castel A, Hadjit R. Hybrid FE-SEA model reduction method to obtain detailed responses at chosen locations from a large system model. In: Proceedings of 2016 Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop. Pairs: ESI Group 2016

7 Zou Y J, Han Z Y. Vibration response of spacecraft with broad-band acoustic load (in Chinese). In: Proceedings of 2017 National Symposium of Structural Dynamic. Nanchang, 2007 [邹元杰, 韩增尧. 宽频带声激励作用下的卫星结构响应分析. 见: 2007年全国结构动力学学术研讨会. 南昌, 2007]

8 Zou Y J, Zhang J, Han Z Y. Random vibration specification for spacecraft components based on the hybrid FE-SEA method (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2010, 27: 456–461 [邹元杰, 张瑾, 韩增尧. 基于混合FE-SEA方法的卫星部组件随机振动条件研究. 航天器环境工程, 2010, 27: 456–461]

9 Zhang J. The application Research of Hybrid FE-SEA Method on the Spacecraft Mechanical Environment Prediction (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Beijing: China Academy of Space Technology, 2011 [张瑾. 混合FE-SEA方法在航天器力学环境预示中的应用研究. 博士学位论文. 北京: 中国空间技术研究院, 2011]

10 Zhu W H, Ma X R, Han Z Y, et al. Study on the correction factor of hybrid FE-SEA point junction (in Chinese). Chin J Comput Mech, 2015, 32: 215–231 [朱卫红, 马兴瑞, 韩曾尧, 等. 混合FE-SEA修正因子研究. 计算力学学报, 2015, 32: 215–231]

11 Zhu W H, Ma X R, Han Z Y, et al. A hybrid line junction modeling method of mid-frequency mechanical environment predication for spacecraft (in Chinese). J Astronaut, 2015, 36: 910–917 [朱卫红, 马兴瑞, 韩增尧, 等. 航天器中频段力学环境预示的混合线连接建模方法. 宇航学报, 2015, 36: 910–917]

12 Zhu W H, Zou Y J, Han Z Y. Hybrid FE-SEA Method and it's Application in Spacecraft Engineering (in Chinese). Beijing: China Aerospace Publishing House, 2017 [朱卫红, 邹元杰, 韩曾尧. 混合有限元-统计能量分析方法及其航天应用. 北京: 中国宇航出版社, 2017]

13 NASA-HDBK-7005. Dynamic Environmental Criteria, 2001
14 Chen M, Sui Y K, Yang Z G. Numerical simulation of exploding separation for aerospace pyrotechnical actuated separation device (in Chinese). Initiat Pyrotech, 2007, 5: 5–8 [陈敏, 隋允康, 阳志光. 宇航火工分离装置爆炸分离数值模拟. 火工品, 2007, 5: 5–8]
15 Liang D P. Study on Impact Load and Mechanical Environment of Lunar Lander (in Chinese). Beijing: China Academy of Space Technology, 2012 [梁东平. 月球着陆器着陆冲击载荷与力学环境分析研究. 北京: 中国空间技术研究院, 2012]
16 Wan X P, Gong L, Zhao M Y. A method for calculating anti-bird impact capability of an aircraft wing using ANSYS/LS-DYNA software (in Chinese). J Northwestern Polytech Univ, 2007, 25: 285–289 [万小朋, 龚伦, 赵美英. 基于ANSYS/LS-DYNA的飞机机翼前缘抗鸟撞分析. 西北工业大学学报, 2007, 25: 285–289]
17 Zhang W, Pang B J, Jia B, et al. Numerical simulation of debris cloud produced by hypervelocity impact of projectile on Bumper (in Chinese). Chin J High Pressure Phys, 2004, 18: 47–52 [张伟, 庞宝君, 贾斌, 等. 弹丸超高速撞击防护屏碎片云数值模拟. 高压物理学报, 2004, 18: 47–52]
18 Yao D Y, Wang Q Z. Statistical Energy Analysis and Application (in Chinese). Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1995 [姚德源, 王其政. 统计能量分析及其应用. 北京: 北京理工大学出版社, 1995]
19 Fahy F J, de-Yuan Y. Power flow between non-conservatively coupled oscillators. J Sound Vib, 1987, 114: 1–11
20 Roberto U, Marucchi P C. Utlization of prediction method in the shock environment evaluation. In: Proceedings of the European Conference on Spacecraft Structure, Materials and Mechanical Testing. Noofdwijk: Europe Space Agency, 2001
21 Stephane M, Valertio C, Etienne C, et al. Shock propagation simulation using FEM sofeware. In: Proceedings of European Conference on Spacecraft Structure, Materials& Mechanical Testing 2005. Noordwijk: Europe Space Agency , 2005
22 Eric C D, Chambers B C. Analysis and validation testing of impulsive load response in complex, multi-compartmented structures. In: Proceedings of the 36th AIAA Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. New Orleans: AIAA, 1995
23 Ullio R, Carlo P. AutoSEA shock application on shock event simulation-study case and problematics encountered. In: Vibro-Acoustic Session. Toulouse: EuroPAM, 2006
24 Lee D O, Han J H, Jang H W, et al. Shock response prediction of a low altitude earth observation satellite during launch vechicle separation. Inter J Aeron Space Sci, 2010, 11: 49–57
25 Wang J P, Mao Y J. Application of statistical energy analysis method in predication of pyroshock response (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2011, 28: 414–420 [王军评, 毛勇建. 统计能量分析法在爆炸分离冲击响应预示中的应用. 航天器环境工程. 2011, 28: 414–420]
26 Borello G. Application of SEA in spacecraft engineering. Belgium: InterAC, 2010
27 Lee J R, Chia C C, Kong C W. Review of pyroshock wave measurement and simulation for space systems. Measurement, 2012, 45: 631–642
28 Zou Y J, Han Z Y, Zhang J. Research evolution on spacecraft full-frequency mechanical environment prediction technique (in Chinese). Adv Mech, 2012, 42: 445–454 [邹元杰, 韩增尧, 张瑾. 航天器全频域力学环境预示技术研究进展. 力学进展, 2012, 42: 445–454]
29 Troclet B, Hiverniau B, Ichchou M N, et al. FEM/SEA hybrid method for predicting mid and high frequency structure-borne transmission. Open Acoust J, 2009, 2: 45–60
30 Oppenheim B W, Rubin S. Advanced Pogo stability analysis for liquid rockets. J Spacecr Rockets, 1994, 30: 360–373
31 Rong K L, Zhang J H, Ma D Y, et al. Research on Pogo problem for CZ-2F rocket (in Chinese). Manned Spaceflight, 2011, 4: 8–18 [荣克林, 张建华, 马道远, 等. CZ-2F火箭Pogo问题研究. 载人航天, 2011, 4: 8–18]
32 Coppolino R F, Lock M H, Rubin K S. Space Shuttle Pogo Studies. Aerospace Report, National Aeronautics and Space Administration, 1978
33 Wang Q W, Tan S J, Wu Z G. Pogo stability analysis of large liquid rocket considering longitudinal, lateral and torsional vibration modes of structural system (in Chinese). J Vib Shock, 2016, 35: 167–173 [王庆伟, 谭述君, 吴志刚. 大型液体火箭结构纵横扭振动与推进系统耦合(Pogo)稳定性分析. 振动与冲击, 2016, 35: 167–173]
34 Rong K L, Wang S. Characterization and simulation of pressure shock environment (in Chinese). Struct Environ Eng, 2016, 43: 1–8 [荣克林, 王帅. 航天装备结构动力学问题总结. 强度与环境, 2016, 43: 1–8]
35 Pang S W, Yang L, Qu G J. New development of micro-vibration integrated modeling and assessment technology for high performance spacecraft (in Chinese). Struct Environ Eng, 2007, 34: 1–9 [庞世伟, 杨雷, 曲广吉. 高精度航天器微振动建模与评估技术最新进展. 强度与环境, 2007, 34: 1–9]
36 Zhang Z H, Yang L, Pang S W. Jitter environment analysis for micro-precision spacecraft (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2009, 26: 528–534 [张振华, 杨雷, 庞世伟. 高精度航天器微振动力学环境分析. 航天器环境工程, 2009, 26: 528–534]

37 Zhang Q J, Wang G Y, Zheng G T. Micro-vibration attenuation methods and key techniques for optical remote sensing satellite (in Chinese). J Astronaut, 2015, 36: 125–132 [张庆君, 王光远, 郑钢铁. 光学遥感卫星微振动抑制方法及关键技术. 宇航学报, 2015, 36: 125–132]

38 Eyerman C E, Shea J F. A Systems Engineering Approach to Disturbance Minimization for Spacecraft Utilizing Controlled Structures Technology. Massachusetts Institute of Technology, 1990

39 Bialke B. A compilation of reaction wheel induced spacecraft disturbances. In: Proceedings of the 20th Annual AAS Guidance and Control Conference. Breckenridge: AAS paper, 1997

40 Melody J W. Discrete-frequency and broadband reaction wheel disturbance models. Interoffice Memorandum 3411-95-200csi, JPL, 1995-06

41 Liu G Q, Luo W B, Gao X S, et al. The coupling characteristic between micro-vibration source and supporting structure (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2016, 33: 141–148 [刘国青, 罗文波, 高行素, 等. 微振动源与支撑结构耦合特性研究综述. 航天器环境工程, 2016, 33: 141–148]

42 Elias L M, Miller D W. A structurally coupled disturbance analysis method using dynamic mass measurement techniques with application to spacecraft reaction wheel systems. Dissertation for Doctoral Degree. Boston: MIT, 2001

43 Elias L M, Dekens F G, Basdogan I, et al. A methodology for “modeling” the mechanical interaction between a reaction wheel and a flexible structure. In: Proceedings of Interferometry in Space. Bellingham: SPIE, 2003

44 Zhang Z, S. Aglietti G, Ren W. Coupled microvibration analysis of a reaction wheel assembly including gyroscopic effects in its accelerance. J Sound Vib, 2013, 332: 5748–5765

45 Zhao Y, Zhang P F, Cheng W. Measurement and study of disturbance characteristics of reaction wheel assembly (in Chinese). J Exp Mech, 2009, 24: 532–538 [赵煜, 张鹏飞, 程伟. 反作用轮扰动特性测量及研究. 实验力学, 2009, 24: 532–538]

46 Zhang P F, Cheng W, Zhao Y. Measure of reaction wheels disturbance considering coupling effect (in Chinese). J Beijing Univ Aeronaut Astronaut, 2011, 37: 948–952 [张鹏飞, 程伟, 赵煜. 考虑耦合效应的飞轮扰动测量. 北京航空航天大学学报, 2011, 37: 948–952]

47 Zou Y J, Wang Z Y, Ge D M. Decoupled loading method of disturbance sources for spacecraft micro-vibration analysis (in Chinese). Spacecr Eng, 2016, 25: 40–47 [邹元杰, 王泽宇, 葛东明. 用于航天器微振动分析的扰源解耦加载方法. 航天器工程, 2016, 25: 40–47]

48 Miller D W, Weck O L D, Mosier G E. Framework for multidisciplinary integrated modeling and analysis of space telescopes. Integr Modeling Telesc, 2002, 4757: 1–18

49 Stone C M, Holtery C, Medina J. The JWST integrated Modeling Environment. In: Proceedings of Aerospace Conference. Big Sky: IEEE 2004

50 Jiang W G, Zhou X B, Zhong J F, et al. Modeling and simulation of micro-vibration for satellite (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2011, 28: 36–40 [蒋国伟, 周徐斌, 中军烽, 等. 某卫星微振动建模与仿真. 航天器环境工程, 2011, 28: 36–40]

51 Ge D M, Zou Y J. Structure-control-optics integrated modeling and micro-vibration analysis for high resolution satellite (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2013, 30: 586–590 [葛东明, 邹元杰. 高分辨率卫星结构-控制-光学一体化建模与微振动响应分析. 航天器环境工程, 2013, 30: 586–590]

52 Zou Y J, Wang Z Y, Zhang Z J, et al. Analysis method of steady time-domain response for spacecraft micro-vibration (in Chinese). Spacecr Eng, 2012, 21: 37–42 [邹元杰, 王泽宇, 张志娟, 等. 航天器微振动稳态时域响应分析方法. 航天器工程, 2012, 21: 37–42]

53 Otto B, Richard B. Force measurement device for ariane 5 payloads. In: Proceedings of the 5th International Symposium on Environment for Space Programmes. Noordwijk: Europe Space Agency, 2004

54 Konrad A. New IABG force measurement device: Design, properties and first use in testing. In: Proceedings of 12th European Conference on Space Structures, Materials & Environment Testing. Noordwijk: Europe Space Agency, 2012

55 Scott G, Daniel K. Force measurement on the GLAST delta II flight. In: Proceedings of Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environment Workshop. EI Segundo: The Aerospace Corporation, 2009

56 Paul B, Mary B. Force limiting using weighted acceleration measurements. In: Proceedings of Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop. EI Segundo: The Aerospace Corporation, 2014

57 Zhang Y T, Zhou X B, Du D, et al. An identification method for satellite-launcher dynamic interface force (in Chinese). Spacecr Eng, 2015, 24: 62–69 [张永涛, 周徐斌, 杜冬, 等. 一种星箭动态界面力识别方法. 航天器工程, 2015, 24: 62–69]

58 Song X F. Research on Identification and Control of Satellite-Launcher Interface Load (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016 [宋祥帆. 星箭连接界面载荷识别与控制研究. 博士学位论文. 南京: 南京航空航天大学, 2016]

59 Wang X G. Development and application prospects of force limited technique (in Chinese). Spacecr Eng, 2002, 19: 23–36 [王晓耕. 力限技术的

发展和应用前景. 航天器环境工程, 2002, 19: 23–36]
60 Chen C Y, Song H W, Wang D Y, et al. The technology about force limited in satellite structure vibration testing (in Chinese). Aerospace Shanghai, 2005, 5: 47–53 [陈昌亚, 宋汉文, 王德禹, 等. 卫星结构振动试验中的力限技术. 上海航天, 2005, 5: 47–53]
61 Wang Y B. Study on the Simplification of LV/SC Interface Dynamic Model in the Force Limited Test (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Shanghai: Fudan University, 2009 [王亚波. 力限振动试验中星箭界面动力学模型的简化研究. 博士学位论文. 上海: 复旦大学, 2009]
62 Liu Z Y, Wang H. The research of force limited input in vibration testing of the payload and the launch vehicle (in Chinese). Struct Environ Eng, 2010, 37: 1–9 [柳征勇, 王皓. 星箭力限试验条件设计研究. 强度与环境, 2010, 37: 1–9]
63 Li Z J, Ma X R, Han Z Y. Semi-empirical method for force specification in force limited vibration test (in Chinese). Chin Space Sci Tech, 2011, 2: 1–7 [李正举, 马兴瑞, 韩增尧. 航天器振动力限条件设计半经验方法. 中国空间科学技术, 2011, 2: 1–7]
64 Li Z J, Ma X R, Han Z Y. Complex two-degree-of-freedom system method for force specification in force-limited vibration test (in Chinese). J Astronaut, 2011, 32: 1–6 [李正举, 马兴瑞, 韩增尧. 振动试验力限条件设计复杂二自由度方法研究. 宇航学报, 2011, 32: 1–6]
65 Zou Y J, Han Z Y, Liu S K, et al. Force limited specifications of the sine vibration test for the spacecraft system based on quasi-static loads (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2013, 30: 63–67 [邹元杰, 韩增尧, 刘绍奎, 等. 基于准静态载荷的航天器系统级正弦振动试验力限条件. 航天器环境工程, 2013, 30: 63–67]
66 Zhang J G, Ma X R, Pang H W. The force limited application in satellite central tube vibration test (in Chinese). J Astron, 2008, 29: 1147–1150 [张俊刚, 马兴瑞, 庞贺伟. 力限控制技术在卫星承力筒振动试验中的应用. 宇航学报, 2008, 29: 1147–1150]
67 William O H, Mark E M, Jerome E M. NASA LeRC's acoustic fill effect test program and results. In: Proceedings of 65th Shock and Vibration Symposium sponsored by SAVIAC. San Diego: National Aeronautics and Space Administration, 1994
68 Xiang S, Zhang M, Fang G, et al. A new methodology of calculating fill effect based on statistical acoustics compared to test results. In: Proceedings of the 23th International Congress on Sound and Vibration. Greece: International Institute of Acoustics and Vibration, 2016
69 Zheng L, Xiang S H. Influence of fill effect on payload in a large launch vehicle fairing. In: Proceedings of 24th International Congress on Sound and Vibration. London: International Institute of Acoustics and Vibration, 2017
70 Space systems-Acoustic testing. International Standard, ISO 19924, 2017
71 Yan T F, Zhang J G, Fang G Q, et al. A comparison between vibro-acoustic environment test and single environment test for a spacecraft antenna (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2014, 31: 154–157 [晏廷飞, 张俊刚, 方贵前, 等. 某航天器天线声振组合环境试验与单项环境试验对比研究. 航天器环境工程, 2014, 31: 154–157]
72 Yang J, Zhang J G, Fang G Q, et al. Vibro-acoustic environment test and its simulation for spacecraft components (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2014, 31: 369–373 [杨江, 张俊刚, 方贵前, 等. 航天器组件声振组合环境试验与仿真技术. 航天器环境工程, 2014, 31: 369–373]
73 Zhang H L, Wang H M, Qin J. Structural vibro-acoustic response analysis of small satellite solar array (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2015, 32: 521–526 [张红亮, 王海明, 秦江. 小卫星太阳电池阵结构声振响应分析研究. 航天器环境工程, 2015, 32: 521–526]
74 Shen Z Q, Yan T F, Zhang J G, et al. The vibro-acoustic test technology for satellite (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2015, 32: 395–399 [沈志强, 晏廷飞, 张俊刚, 等. 卫星产品声振组合试验技术研究. 航天器环境工程, 2015, 32: 395–399]
75 Zhang Q, Bi J D, Wang Y C, et al. Analysis and estimation of satellite coupling responses in vibro-acoustic test (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2017, 34: 495–499 [张群, 毕京丹, 王英城, 等. 小卫星声-振联合试验耦合响应分析及预估. 航天器环境工程, 2017, 34: 495–499]
76 Blaurock C, Liu K, Mule P. Solar dynamics observatory (SDO) HGAS induced jitter. In: Proceedings of 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Schaumburg: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008
77 Sevilla L M. Microvibration tests of the artemis structural model. In: Proceedings of European Conference on Spacecraft Strutures, Materials and Mechanical Testing. Braunschweig: European Space Agency, 1998
78 Privat M. On ground and in orbit micro vibrations measurement comparison. Space Mechanisms and Tribology. In: Proceedings of the 8th European Symposium. Toulouse: European Space Agency, 1999
79 Jono T, Toyoshima M, Takahashi N, et al. Laser tracking test under satellite microvibrational disturbances by OICETS ATP system. Proc SPIE, 2002, 4714
80 Yoshida N, Takahara O, Kosugi T, et al. Systematic analysis, design and validation approach to achieve fine pointing requirement of SOLAR-B. In: Proceedings of 16th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. Saint Petersburg, 2004
81 Lei J G, Zhao W, Cheng Y F. A micro-vibration measurement of one satellite on the ground (in Chinese). Vac Cryogenics, 2008, 14: 95–98 [雷军

刚, 赵伟, 程玉峰. 一次卫星微振动情况的地面测量试验. 真空与低温, 2008, 14: 95–98]

82 Wang Z Y, Zou Y J, Jao A C, et al. The jitter measurement and analysis for a remote sensing satellite platform (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2015, 32: 278–285 [王泽宇, 邹元杰, 焦安超, 等. 某遥感卫星平台的微振动试验研究. 航天器环境工程, 2015, 32: 278–285]

83 Pang S W, Pan T, Mao Y L, et al. Study and verification of micro-vibration test for satellite (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2016, 33: 305–311 [庞世伟, 潘腾, 毛一岚, 等. 某型号卫星微振动试验研究及验证. 航天器环境工程, 2016, 33: 305–311]

84 Liu T X, Lin Y M, Wang M Y, et al. Review of the spacecraft vibration control technology (in Chinese). J Astonaut, 2008, 29: 1–12 [刘天雄, 林益明, 王明宇, 等. 航天器振动控制技术进展. 宇航学报, 2008, 29: 1–12]

85 Meng G, Zhou X B. Progress review of satellite micro-vibration and control (in Chinese). Acta Aeronaut ET Astronaut Sin, 2015, 36: 2609–2619 [孟光, 周徐斌. 卫星微振动及控制技术进展. 航空学报, 2015, 36: 2609–2619]

86 Zhang L G, Zhang J Z, Jia L P, et al. Future and development of air springs (in Chinese). J Vib Shock, 2007, 26: 146–151 [张利国, 张嘉钟, 贾力萍, 等. 空气弹簧的现状及其发展. 振动与冲击, 2007, 26: 146–151]

87 Ma J. Analysis and experiment of isolators for micro-vibration control (in Chinese). Noise Vib Control, 2015, 2: 205–208 [马俊. 用于微振动控制的隔振器分析和实验. 噪声与振动控制, 2015, 2: 205–208]

88 Kamesh D, Pandiyan R, Ghosal A. Passive vibration isolation of reaction wheel disturbances using a low frequency flexible space platform. J Sound Vib, 2012, 331: 1310–1330

89 Pang S W, Pan T, Fan L J, et al. Design and verification of micro-vibration isolator for a satellite (in Chinese). 2016, 43: 17–23 [庞世伟, 潘腾, 范立佳, 等. 一种微振动隔振设计与验证. 强度与环境, 2016, 43: 17–23]

90 Wang Q, Chen Z B, Liu W T, et al. A six DOF semi-active vibration isolation platform based on magnetorheological technology (in Chinese). Mech Tool Hydraul, 2015, 43: 1–4 [王强, 陈照波, 刘文涛, 等. 基于磁流变技术的六自由度半主动隔振平台. 机床与液压, 2015, 43: 1–4]

91 Anderson E H, Fumo J P, Erwin R S. Satellite ultraquiet isolation technology experiment (SUITE). In: Proceedings of IEEE Aerospace Conference. Big Sky: IEEE, 2000

92 Mcmickell M B, Kreider T, Hansen E, et al. Optical payload isolation using the miniature vibration isolation system (MVIS-II). In: Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering. San Diego: SPIE, 2007

93 Flint E M, Flannery P, Evert M E, et al. Cryocooler Disturbance Reduction with Single and Multiple Axis Active/Passive Vibration Control Systems. Newport Beach: SPIE, 2000

94 Li W P, Huang H, Huang Z. Active isolation/suppression for satellite micro-vibration with Stewart platform (in Chinese). Mech Sci Tech Aerospace Eng, 2015, 34: 629–635 [李伟鹏, 黄海, 黄舟. 基于Stewart平台的星上微振动主动隔离/抑制. 机械科学与技术, 2015, 34: 629–635]

95 DeLombard R, Bushnell G S, Edberg D, et al. Microgravity environment countermeasures panel discussion. In: Proceedings of the 35th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno: AIAA, 1997

96 Tryggvason B V. The Microgravity Vibration Isolation Mount (MIM): System Description and Performance Specification. MIM Critical Design Review, National Aeronautics and Space Administration, 1994

97 Jackson M, Kim Y, Whorton M. Design and analysis of the g-limit baseline vibration isolation control system. In: Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Monterey: AIAA, 2002

98 Long Z Q, Hao E M, Chen G, et al. The research of active isolation platform with magnetically levitated control (in Chinese). J Astron, 2004, 24: 510–514 [龙志强, 郝阿明, 陈革, 等. 磁悬浮控制的主动式隔振平台研究. 宇航学报, 2004, 24: 510–514]

99 Ren W J, Zong F, Gao L Y. Microgravity active vibration isolation system for space science in China. In: 61th International Astronautical Congress. Prague, 2010

Evolution of the spacecraft mechanical environment predication & test technology

HAN ZengYao[1], ZOU YuanJie[2], ZHU WeiHong[2*] & PANG ShiWei[2]

[1] *China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;*
[2] *Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China*

The spacecraft mechanical environment is the response description of spacecraft subjected to various loads during the mission process. It is the key factor that directly affects the design of spacecraft and dominates the suceess /failure of the flight mission. The spacecraft mechanical environments mainly include the mechanical environment of the launching process and that on orbit acoording to phases of the mission. With the development of spacecraft engineering, the harsh requirements of the spacecraft payloads to the mechanical environment are becoming more and more urgent, its analysis and test technology has become the key factor restricting the development of spacecraft. In this paper, the research on the mechanical environment analysis technology of the launching process, the micro vibration environment on orbit, the mechanical environment test technology and the spacecraft vibration control technology are reviewed respectively in four apects, and their evolution and achievement are summarized and discussed. In the end, based on the actual requirements of space engineering and the development trend of the spacecraft, the future research directions of mechanical environment prediction and test technology are pointed out.

spacecraft, mechanical environment, analysis method, test technology, vibration control

PACS: 62.30.+d, 43.40.+s, 81.70.Bt

doi: 10.1360/SSPMA2018-00171