

航天器振动试验控制技术进展

次永伟[†] 邱大芦 付乐平 邵小平

(中国航天科技集团第八研究院,上海航天设备制造总厂,上海 200245)

摘要 航天器对恶劣动力学环境的适应能力直接关系到整个航天飞行任务的成败,振动试验控制是动力学环境试验的关键环节. 本文分析了近年来国内外航天器振动试验设备和振动控制算法的研发动态、基本原理和关键技术达到的水平. 提出了跟踪研究的基本思路,途径及建议.

关键词 航天器, 力学环境, 振动试验, 技术进展

DOI: 10.6052/1672-6553-2014-046

引言

航天器振动试验是航天器卫星环境工程的重要组成部分,对考核航天器能否经受发射阶段的恶劣动力学环境起着非常重要的作用. 航天器在发射飞行过程中,发动机工作及 POGO 效应、火箭发动机点火/关机及级间分离造成高强度的振动环境,会对航天器及其组件造成结构变形或损坏. 经过多年的实践证明,在地面上对航天器进行振动试验能够保证航天器的环境适应性^[1].

为深入了解飞行器的振动环境激励对航天器硬件产生的结构响应,美欧等航天大国曾做出重大的贡献,针对航天器振动试验的技术要求,制定了相应标准. 为了保证地面力学试验的合理性和有效性,要求振动试验具备完善的试验方案、先进的加载设备、组合的控制技术和精密的测试手段. 国外在航天器振动效应研究、振动试验设备研制和实验室的建造、振动试验模拟方法和技术研究等方面投入了大量的人力和物力. 随着涉及的试验方法、测试技术、控制技术等多个方面不断发展和完善,航天器振动试验取得了诸多进展.

本文系统分析近年来国外航天部门振动试验技术的研究现状,对国内航天器振动试验需要加大研究力度的关键技术方向提出了的建议.

1 国外航天器振动试验控制技术研究进展

1.1 力限控制振动试验技术

在航天器结构的低阶固有频率处,振动台台面阻抗远远大于运载,由于存在动力吸振器效应,使得位于安装连接面的控制传感器无响应输出,从而导致航天器结构与振动台之间的界面力输出过大,常常造成过试验从而使结构受损. 为了消除低频共振点处的过试验现象,使航天器振动试验考核更加有效,国外航天试验部门提出了力限控制振动试验技术. 该技术通过在连接面处安装力传感器,测量振动台和试件之间的反作用力,并实时地限制输出力而使输入加速度下凹. 力限控制技术得益于近年来新型压电石英力传感器的成熟,试验件与振动台之间的力测量准确有效,从而推动了力限控制技术的应用和推广^[2-5].

国外力限控制振动试验技术已经相对成熟. 随着力测量技术的不断进步,基于在航天器和振动台之间的测力环(FMD)已分别由欧空局和 NASA 研制成功. NASA 喷气推进实验室(JPL)报道了采用力控技术进行的 9 项试验^[4],包括完整的哈勃望远镜的远程行星照相机 II、TOPEX 试验、CASSINI 土星探测器的力控振动试验等. 在对 CASSINI 探测器进行振动试验时,使用的 FMD 包含 8 个 3 轴压电晶体测力计,它们全部安装于刚性支撑环之间,其中四个传感器夹持在试验设备上,另外四个夹持在试件连接器上. FMD 是按测量频率为 0.001Hz ~ 100Hz、测量误差要小于 3% 的性能设计的. CASSI-

NI 探测器的 Huygens 探测器、同位素发电机及火箭燃料箱存在 17Hz、30Hz 和 38Hz 的共振频率. 通过采用力限控制技术, 这些试验中测力环起到了动力减震器的作用. 最近, 欧空局报道了采用了 3 个 FMD 进行正弦和随机振动试验, 如图 2 所示. 验证了力限试验的有效性^[5].



图 1 NASA 的测力环

Fig. 1 FMD of NASA

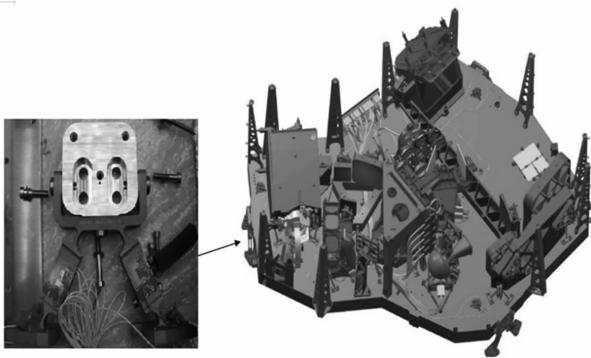


图 2 欧空局用于詹姆斯·韦伯太空望远镜测试的 FMD

Fig. 2 FMD using in outer space telescope

1.2 振动试验数据的模态参数提取

振动试验的模态参数能够直观地反映航天器结构动态特性, 进而为振动故障诊断、预报以及结构动力特性的优化设计提供理论依据, 模态参数提取是振动试验技术中的重要内容. 在实际工作情况下, 试件受到较大的外部激励时会产生非线性变形, 使得根据模态试验获得的模态参数发生漂移, 如何在真实边界、真实激励的情况下, 快速、准确提取试件的模态参数成为研究热点. 当前工程上常用的最小二乘复频域法针对大阻尼、模态密集耦合情况下的振动系统进行模式参数提取时, 密集耦合模态的解耦效果不理想. R. J. Allmeng 提出了“发展基于统计学的、同时兼顾密集耦合模态、大阻尼结构的高效、稳健快速算法, 并建立起相对统一的验证基准”的研究思路. 目前已形成多种模态提取方法, 尽管没有形成一套统一的验证基准体系, 模态

参数提取方法的发展已经印证了 R. J. Allmeng 设想的准确性^[6-8].

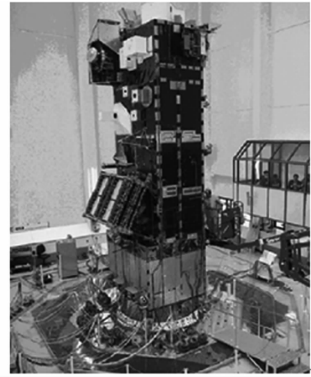


图 3 HYDRA 振动台 1997 年 1 月进行 ENVISAT-1 卫星的振动试验

Fig. 3 ENVISAT-1 satellite vibration test on HYDRA in Jan. 1997

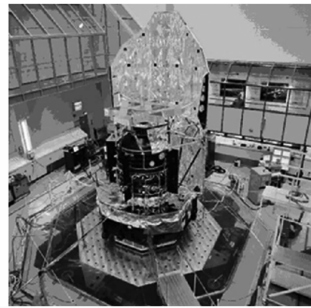


图 4 HYDRA 振台 2006 年 2 月进行 Herschel 卫星试验

Fig. 4 Herschel satellite test on HYDRA vibration table in Feb. 2006

人为干预是较通常的模态参数提取方法, 试验操作人员确定振动模态参数的正确性, 进而确定振动系统模型的模态结束, 这种交互式方法已经可以满足工程需要, 如何使选择过程具有自适应性是当前研究的重点. 小波变换具有多分辨率的特点, 能够表征非线性信号和非平稳信号的局部特征, 同样成为模态分析领域的研究热点. 小波变换模态参数提取主要采用 Morlet 小波函数对振动系统脉冲响应函数进行分析, 而对复杂振动系统分析时, 为保证模态正确解耦, 需要采用处理尽量多的小波变换尺和位移系数, 运算量巨大, 并且运算得到的小波系数值需要操作人员进行判断, 过程较为复杂. 研究者提出了基于过完备原子库的信号稀疏分解的方法以实现信号灵活、简洁、自适应的表示. 稀疏分解中最常用的算法是匹配追踪算法, 通过在完备原子库对信号循环迭代寻找出最为匹配的原子, 实现对信号的分解过程. 这种方法计算精度高, 但需

要构建庞大的完备原子库,目前主要应用在振动信号相对简单的系统中。

1.3 多维振动试验技术

与单自由度的振动试验相比,多维振动试验能更真实反映航天器的实际受力状态。国外多维振动试验技术已有数十年的发展历史,并已逐步趋向成熟,适合航天产品试验要求的振动试验系统已装在欧美、日本等国家的几个主要宇航试验中心^[9-11]。最典型的例子是欧空局的 ESTEC 中心在经过多年的论证和筹备,建立了 HYDRA 多自由度液压振动系统,目前已用于 ENVISAT-1 和 Herschel 等卫星的振动试验,见图 3 和图 4。

HYDRA 振动台系统主要性能见表 1。此外,美国 NASA 的 GSFC 购置有 TUBE 型六自由度振动台系统;日本 JAXA 的大型航天器试验中心和 LDS 公司合作,安装了一台由 10 个电磁振动台组成的六自由度振动系统。

表 1 HYDRA 的性能参数

Table 1 capability parameter of HYDRA

Frequency range	0.01 ~ 100Hz
Acceleration range	10mg ~ 3g
Max displacement	70mm
Max velocity	0.8m/s
Max weight of product	25000kg
Size of table	octagon, span 5.5m axis 252000N Level 1260000N
Ability of table	Overturning moment 1300000Nm
weight of table	16900kg
Zero-load move weight	23500kg
Base weight	1400000kg

国外多维振动台的共同之处在于多轴振动激励装置均是由多个单轴振动台组装而成的,这样做可以充分利用单轴振动台的成熟技术,从而降低系统造价。多维振动试验台与航天器的连接界面可近似处理为刚性界面,可用六个独立的运动自由度规定其振动试验条件,或者在转动分量可以忽略的情况下,用三个正交的平移运动自由度规定其振动试验条件。这表明,采用多轴振动台进行环境试验可以更逼真地模拟产品的实际振动环境。同时都允许航天器一次安装在振动台上,分别进行三个维度方向的振动试验,也可进行一次组合振动试验,进一步提高了试验效率,对推动试验技术的发展有重要的作用。

1.4 振动故障诊断技术

由于振动信号与航天器运行状态密切相关,利用振动信号进行设备状态监测与故障诊断得到了迅速发展。通过在振动过程中引入故障诊断技术可以实时检测监测结构的振动响应,及时发现结构故障隐患,获取故障形式、故障位置及故障原因等信息,提高航天器在轨可靠性。国外的振动故障诊断技术起步较早,发展也比较成熟^[12-15]。美国洛克达因公司针对航天飞机主发动机(SSME)上采用了安全状态监控系统与故障诊断系统,包含了传感器、故障探测算法系统、振动专家系统、接收控制系统、执行机构等。由于涡轮泵故障是导致发动机失效的常见原因,振动专家系统在 SSME 监视系统中扮演着非常重要的角色。振动专家系统集成了 SSME 包括功率谱密度离散频谱数据库、诊断数据库、不正常频率数据库等三个振动数据库。通过加速度计实时采集的涡轮泵振动数据后,振动专家系统监视功率谱密度与识别代表轴同步频率与保持架等谐振频率的峰值,以及轴频率与保持架频率之比值,谐振频率的顺序等不正常现象。在多次地面测试和飞行试验中,振动诊断系统的能力表明在涡轮泵振动数据里检测出不正常现象要比其他红线机构提供的指示早。欧洲、日本也都开发了故障诊断专家系统,也都包含了基于振动信号的状态监测和故障诊断。

目前航天器故障诊断方法大致可以分为三大类:第一类是基于知识的方法,其中又可分为基于症状的方法和基于定性模型的方法,分别包括灰色诊断法、模糊诊断法、神经网络诊断法、专家系统诊断法、遗传算法、信息融合法及定性观测器、定性仿真、知识观测器等;第二类是基于解析模型的方法,包括滤波器方法、最小二乘法、观测器方法、等价空间方法等;第三类是基于信号处理的方法,包括变换类方法、谱分析方法、相关方法等。当可以建立比较准确的被控设备的数学模型时,基于解析模型的方法是首选的方法。NASA 先后在 DS-1、IVHM X-系列飞船和 EO-1 卫星上展开的自主运行关键技术验证实验中的故障诊断、重构系统都采用了基于解析模型的诊断技术。当可以得到被控对象的输入、输出信号,而很难建立被控对象的解析数学模型时,可以采用基于信号处理的方法,如 SSME 的安全状态监控系统与故障诊断系统。当很难建立被

控对象的定量数学模型时,可采用基于知识的方法.但目前大部分故障诊断方法还都停留在理论研究阶段,其实际应用成果和经验都相对较少.

1.5 虚拟振动试验技术

随着航天器结构的日益复杂化及柔性材料的大量应用,难以直接采用全尺寸的振动试验进行结构动力学特性研究,同时成本高、周期长的缺点,得益于计算机技术的迅速发展,基于可靠的部件振动模型/数据或有限的局部振动试验,利用计算机模拟航天器总体结构真实状态并进行动力学分析优化,能在保证产品可靠性的同时最大程度地降低试验时间和成本,因而虚拟振动试验技术应运而生.早在上世纪90年代美国Sandia公司就开发了振动试验优化虚拟环境VETO用于机械组件或系统的环境试验,评价系统的整体可试验性,进而优化试验方案,减少试验次数并增加安全性.美国宇航公司已经为许多空军的运载火箭系列进行过设计载荷分析方法,分析数据的有效性以及方法本身功能的验证工作,而且,已经研制成用于宇宙神2.5,台尔答2.4,大力神2.4型号的载荷分析方法与计算程序.目前国外虚拟试验技术已完成商业化软件,比较有影响的产品包括美国机械动力学公司MDI的ADAMS,比利时LMS公司的DADS以及德国航天局的SIMPACK多体动力学分析软件.其中ADAMS占据了市场的50%以上,使用它可以建立复杂机械系统的虚拟样机模型,真实地仿真其运动过程,并且可以迅速地分析和比较多种参数方案,直至获得优化的工作性能,大幅度缩短航天产品研制周期和费用^[16-18].

总体上说,航天器虚拟振动试验包含虚拟振动试验系统、航天器振动模型和计算机等三个要素,联系着它们的基本活动是:数学模型建立、数学模型修改、动态试验仿真软件建立和动态试验仿真.通过局部或部件的动态试验、分析与综合建立正确的系统结构数学模型.结构模型精度决定了仿真结果的精度,因此虚拟振动试验的关键技术是数学模型修正.模型修正技术的发展可以分成矩阵型修正和参数型修正两个阶段.矩阵型修正方法一般是先将质量矩阵或刚度矩阵进行摄动,然后代入正交性条件或特征方程求出摄动量;修正的目的主要是使修正后的有限元模型求出的特征值与试验相吻合.参数型修正方法则直接将设计参数(尺寸、密度、弹

性模量、剪切模量等)作为修正对象;修正的目的主要是希望修正后的有限元模型求出的特征值和特征向量都能与试验相吻合,甚至希望静力位移、动响应和频响函数与试验相吻合.国外参数模型修正软件目前已经发展较为成熟,美国SDRC公司的模型修正软件和比利时LMS公司的基于NASTRAN的模型修正软件已经获得了大量的应用.

1.6 微振动试验技术

在轨飞行的航天器并不是处于完全失重状态,各种剩余外力会引起类似重力加速度的扰动,形成微重力加速度环境.微振动环境特性的研究对于监测航天器控制系统及活动部件的工作状态、获取航天器结构动力学响应特性、分析影响遥感分辨率的因素实验等具有重要意义.国外由于高精度航天器研制起步较早,对星上微振动扰动已进行了深入的研究,以评估微振动的影响^[19-21].

1996年和1997年NASA和欧洲航天局合作,利用德国的ASTRO-SPAS小卫星平台搭载NASA的STS-80和STS-85进行了IPEX1和IPEX2两次在轨微振动动力学环境试验.在卫星微振动的地面试验方面,Homeywell公司的卫星控制试验台、喷气推进实验室的高精度干涉试验台和系统空间试验室的Origins Testbed OT均为成熟平台.

1.7 运输振动试验技术

运输环境包括自然环境和诱发环境,比贮存环境更为严酷,某些环境因素比使用环境还恶劣.运输环境试验模拟物品在汽车运输途中,遇到不同的路况如:颠簸、上坡、下坡、转弯等情况时,航天器产品在汽车车箱内产生的物品与物品的碰撞,物品与车箱的碰撞,物品与物品的挤压等情况,给产品造成破坏,从而进一步改进航天器质量及航天器包装质量.在运输振动试验领域,国外航天结构试验室都具备较强的能力,美国及欧洲运输标准及EN、ANSI、UL、ASTM、ISTA国际运输标准.总体来说,国外航天强国认为运输是非常重要的力学环境条件,是必须要验证的项目.俄、乌也明确地表示运输振动产生的动载荷是导弹武器的设计载荷^[22-24].

1.8 噪声振动试验技术

噪声振动容易给航天器设备本身造成部件过早老化,降低性能及寿命,也容易对研制人员和操作人员造成不适.噪声振动试验能够考核航天器产品承受飞行噪声环境的能力和可靠性.国外非常重

视噪声环境的分析和试验模拟研究.美国太平洋导弹中心具备战术导弹高声强噪声预示和试验能力,欧洲航天局环境试验中心也进行了大量卫星等航天飞行器的噪声试验.国外行波声场的声压级能达到176dB,混响室声压级达到166dB,主要用于导弹机动飞行、跨音速、超音速机动飞行和再入时空气脉动载荷的模拟^[25-27].

声振组合试验在国外也得到广泛的发展和认可,国外,NASA及欧空局均建立了航天器声振联合试验室,试验方法比较成熟,形成相关标准STD 7001及规范,并实际应用于飞船有效载荷硬件声振试验.克莱曼婷-环月测绘飞行器的研制过程中对结构星和发射星进行了噪声和振动组合试验.Terry D. Scharton在QuikSCAT项目中进行了随机振动、模态、准静载和噪声的组合试验,使产品受到充分考核,节约了该项目研制试验时间和经费.

1.9 综合振动试验技术

航天器在发射阶段经受到加速度、机械振动、声振等影响,如加速度与振动环境组合对结构产生不利的影 响,而由于发射过程压力下降会使结构阻尼降低等,这些都会形成综合力学环境.研究发射阶段的综合环境效应的综合环境试验的重要性不言而喻.美国和欧空局目前已建造了一些模拟发射阶段的综合环境试验设备^[28-32].美国海军太平洋导弹试验中心(PMTC)开发了一种噪声、振动和湿度的综合环境可靠性试验技术(CERT),为每种导弹设计了逼真模拟飞行环境的综合环境条件下的试验.俄罗斯TOP导弹也进行类似太平洋导弹试验中心的模拟飞行试验.俄马科耶夫设计局开展振动+真空环境下星空导航精度试验技术.以色列在导弹的研制过程中,也开发一种模拟飞行技术(FTS),同样是采用振、声、温综合的方法(TVA),通过使用这项技术,已经发现了不少故障,提高了导弹的环境适应性和可靠性,与飞行试验相比较,有极高的效费比.

2 对国内航天器振动试验控制技术的展望

国内已有多家专业化的振动试验设备制造单位和科研院所,对振动试验开展了大量的相关研究,在力限控制技术、多维振动试验技术、振动模态参数提取技术、故障诊断技术、虚拟振动试验技术等方面取得了丰富的成果,力限三向FMD、多维振

动试验系统、模态参数提取和识别算法、航天器动力学环境试验故障诊断专家系统、虚拟振动试验系统等已经取得了一定的突破.但总的来说,与美欧等航天强国还有一定的差距.通过跟踪国外的力学环境技术发展动态,结合我国航天事业发展的需求,对国内开展航天器振动试验及控制技术研究提出如下建议.

1) 力限控制振动试验技术

虽然航天器设计部门和试验部门也已认识到力限控制技术的重要性和迫切性,并且许多专家对此也进行了比较全面的分析,但是在实际工程应用中仍存问题需要着力解决,包括力限振动条件的制定技术、力限振动试验的控制技术、振动边界力的测试技术、力限方法的试验验证、力限振动标准的制定.

2) 振动试验数据的模态参数提取技术

当前模态提取技术仍在发展之中,需要更加深入研究的技术有:振动模态提取流程的制定技术、新的自适应模态提取技术、基于小波变换的特征提取方法、基于过完备原子库的特征提取技术、特征提取的试验验证技术、振动模态提取的标准化.

3) 多维振动试验技术

航天器产品的试验室模拟试验当中,尚未将多维振动试验纳入航天器设计和验证流程,主要是缺少系统的试验设备、试验技术和方法以及试验规范.后续仍需加强有关方面的研究,包括多维振动条件的制定技术、多维振动模拟控制技术、边界参数对多维振动响应的影响分析、多维振动试验系统的平台分析、多维振动标准的制定.

4) 振动过程中的故障诊断技术

当前国内有关单位已经对航天器振动试验故障诊断技术已开展了一定的研究,但还远没有达到要求,可主不在从几个方面开展工作,包括深入分析试验环境效应的影响、对振动测量技术进行改进和深入、开展新故障诊断分析技术的研究、航天器系统级振动试验评价演示验证系统研制等.

5) 虚拟振动试验技术

关于虚拟试验还需要解决许多技术问题,比如:模型的非线性问题、有限元模型与实体三维动画模型的转换关系问题、局部模态对整星振动模态的影响问题等.这些具体的研究工作,还有待于进一步的开展.

6) 噪声振动试验技术

噪声环境试验研究主要在航天领域展开,国内采用混响室进行噪声环境试验,目前最大量级151dB(国外166dB);采用行波管进行噪声环境试验,最大量级169dB(国外176dB).在试验设备能力上有较大差距.并且不能满足火箭发射段低频段和高频段的声压级谱要求.用于航天器声振联合试验方法的研究正处于起步阶段.后续需在噪声试验设备能力建设方面和声振联合试验方面加大研究工作.

7) 运输振动试验技术

运输试验考核方面,缺少考察结构的低频液压振动台,从试验方法和试验设备都是缺项.后续运输试验设备、理论分析和评估方法等方面有待继续完善,尤其是导弹武器的运输问题.

8) 微振动试验技术

国内已开展研究工作主要是理论分析和仿真计算,对于航天器微振动环境的测试技术并不成熟,仅进行过零星的微振动环境测试试验.后续应加强微振动测试系统整机技术研究,特别是基于MEMS的微型化振动技术的研究,也应关注数据处理、软件算法的研究.

9) 综合试验技术

建议综合试验技术后续发展的主要方向为综合试验设备的发展、综合环境试验条件的制定、综合环境条件的预示技术研究、综合环境试验技术与试验结果的评估.

3 结束语

学习与借鉴他人的成功经验,是提升自身能力的捷径,推动创新研发的高起点平台.国外航天器振动试验设备和技术的研发路径及应用前景,值得我们关注与分析,以求进一步提高我国航天器振动试验技术和产品的水平,功能特性,以及拓展新的应用领域.

参 考 文 献

- 1 马兴瑞,于登云等.星箭力学环境分析与试验技术研究进展.宇航学报.2006,27(3):323~330(Ma X R, Yu D Y, et al. Research, evolution on the satellite-rocket mechanical environment analysis & test technology. *Journal of Astronautics*, 2006,27(3):323~330(in Chinese))
- 2 钱志英,肖伟等.力限技术在航天器振动试验中的应用.航天器工程.2012,21(3):101~106(Qian Z Y, Xiao W, et al. Application of force limited method in vibration test of spacecraft. *Spacecraft Engineering*, 2012,21(3):101~106(in Chinese))
- 3 岳志勇,张俊刚等.力限控制方法试验验证技术研究.航天器环境工程,2006,23(4):227~231(Yue Z Y, Zhang J G, et al. The application of force limited method in vibration test. *Spacecraft Environment Engineering*, 2006,23(4):227~231(in Chinese))
- 4 Scharton T D, Chang K Y. Force limited vibration testing of the Cassini spacecraft and instruments. 17th Aerospace Testing Seminar, California; Institute of Environmental Sciences, 2005:1~16
- 5 Salvignol J C, Laine B, et al. Notching during random vibration test based on interface forces - the JWST NIRSPEC experience. In: Proceedings of the 11th ECSSMMT, Toulouse; ESA Science & Technology, 2009:1~7
- 6 沈凤霞.振动环境试验力学参数测量技术研究.强度与环境.2009,36(5):47~55(Shen F X. Study on the measurement of force parameters in vibration test. *Structure & Environment Engineering*, 2009,36(5):47~55(in Chinese))
- 7 姜节胜,高跃飞等.环境振动试验技术的若干新进展.机械强度,2005,27(3):307~311(Jiang J S, Gao Y F, et al. Some new development s of environment vibration experiment. *Journal of Mechanical Strength*, 2005,27(3):307~311(in Chinese))
- 8 Brunner O, Braeken R. Force measurement device for Ariane 5 payloads. In: Proceedings of the 5th International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes, 2004, 8: 233~240
- 9 陈良,丛大成.多轴振动试验台结构设计与分析[硕士学位论文].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2010(Chen L, Cong D C. Design and analysis of multi-axis shaking table mechanism[Master' Thesis]. Harbin: Dissertation for the Master Degree in Engineering, 2010(in Chinese))
- 10 金恂叔.航天器动力学环境试验的发展概况和趋势.航天器环境工程,2003,20(2):15~22(Jin X S. The development status and trends of spacecraft dynamic environment testing. *Spacecraft Environment Engineering*, 2003,20(2):15~22(in Chinese))
- 11 曲修铭.航天器力学试验回顾、启发与展望.航天器环境工程,2009,26(3):201~207(Qu X M. A historical

- review of mechanical tests for spacecraft. *Spacecraft Environment Engineering*, 2009, 26(3): 201 ~ 207 (in Chinese))
- 12 王婉秋,杨松. 航天器动力学环境试验故障诊断专家系统. 航天器环境工程, 2008, 25(1): 36 ~ 41 (Wang W Q, Yang S. The fault diagnosis expert system for spacecraft dynamic environment test. *Spacecraft Environment Engineering*, 2008, 25(1): 36 ~ 41(in Chinese))
- 13 Ji C W, Rong J L. Development of fault diagnosis system for spacecraft based on fault tree and G2. *Journal of Beijing Institute of Technology*, 2002, 11(4): 61 ~ 65
- 14 罗成,韩晓健. 动力学环境试验技术在航天器结构. 故障诊断中的应用. 航天器环境工程, 2009, 26(2): 147 ~ 149 (Luo C, Han X J. Application of dynamic environmental test technology to fault diagnosis of spacecraft structure. *Spacecraft Environment Engineering*, 2009, 26(2): 147 ~ 149(in Chinese))
- 15 朱建斌,向树红等. 航天器动力学试验评价技术. 装备环境工程, 2012, 9(3): 5 ~ 11 (Zhu J B, Xiang S H, et al. Summarization of spacecraft dynamics test and evaluation technologies. *Equipment Environment Engineering*, 2012, 9(3): 5 ~ 11(in Chinese))
- 16 张正平,邱吉宝等. 航天器结构虚拟动态试验技术新进展. 振动工程学报. 2008, 21(3): 209 ~ 222 (Zhang Z P, Qiu J B, et al. Progresses on virtual dynamic test techniques for space vehicles. *Journal of Vibration Engineering*, 2008, 21(3): 209 ~ 222 (in Chinese))
- 17 向树红,于丹等. 卫星动力学虚拟试验的几个关键技术, 航天器环境工程, 2002, 19(4): 13 ~ 23 (Xiang SH, Yu D, et al. Some key techniques for dynamic virtual test of satellite. *Spacecraft Environment Engineering*, 2002, 19(4): 13 ~ 23(in Chinese))
- 18 张正平. 航天运载器力学环境工程技术发展回顾及展望. 航天器环境工程, 2008, 25(3): 233 ~ 237 (Zhang Z P. A review of studies on dynamic environments of launch vehicles. *Spacecraft Environment Engineering*, 2008, 25(3): 233 ~ 237 (in Chinese))
- 19 赵伟. 航天器微振动环境分析与测量技术进展. 航天器环境工程, 2006, 4(23): 209 ~ 214 (Zhao W. Analysis on micro-vibration environment of spacecraft and measurement technology. *Spacecraft Environment Engineering*, 2006, 4(23). 209 ~ 214 (in Chinese))
- 20 庞世伟,杨雷. 高精度航天器微振动建模与评估技术最近进展. 强度与环境, 2007, 34(6): 1 ~ 9 (Pang S W, Yang L, et al. New development of micro - vibration integrated modeling and assessment technology for high performance spacecraft. *Structure & Environment Engineering*, 2007, 34(6): 1 ~ 9 (in Chinese))
- 21 Hughes W O, McNelis M E. Recent advances in vibro-acoustics. *Journal of Sound and Vibration*, 2002, 36(6): 20 ~ 27
- 22 康兴无,王峰立. 武器装备运输环境适应性评估研究, 装备环境工程. 2006, 3(4): 88 ~ 90 (Kang X W, Wang F L. Study on Transport Environmental Worthiness Evaluation of Weapon Equipment. *Equipment Environment Engineering*, 2006, 3(4): 88 ~ 90 (in Chinese))
- 23 丁勇,张贺等. 基于典型道路谱的模拟运输振动试验方法研究. 环境技术专栏, 2012, 6(3): 49 ~ 52 (Ding Y, Zhang H, et al. The research of simulation transportation vibration test method based on typical road spectrum. *Environmental Technology*, 2012, 6(3): 49 ~ 52 (in Chinese))
- 24 Fujikawa T, Koike H, et al. Definition of road roughness parameters for tire vibration noise control. *Applied Acoustics*, 2005(66): 501 ~ 512
- 25 冯振兴. 跨世纪宇航产品环境工程试验的最新进展. 航天器环境工程, 2004, 21(4): 54 ~ 58 (Feng Z X. Recent advances of environment engineering test of aerospace products. *Spacecraft Environment Engineering*, 2004, 21(4): 54 ~ 58 (in Chinese))
- 26 宋文治. NASA 在声振领域研究的新成果, 强度与环境, 2006, 33(2): 58 ~ 65 (Song W Z. New achievements in the vibroacoustic field of the NASA. *Structure and Environment Engineering*, 2006, 33(2): 58 ~ 65 (in Chinese))
- 27 黄怀德. 振动工程. 北京:中国宇航出版社, 2005: 100 ~ 115 (Huang H D. *Vibration engineering*. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2005: 100 ~ 115 (in Chinese))
- 28 张正平,王宇宏等. 动力学综合环境试验技术现状和发展. 装备环境工程, 2006, 3(4): 7 ~ 12 (Zhang Z P, Wang H Y, et al. Current state and developing trend of combined dynamic environmental test. *Equipment Environment Engineering*, 2006, 3(4): 7 ~ 12(in Chinese))
- 29 Jules K, Lin P P, Weiss D S. Monitoring the microgravity environment quality on - board the international space station using soft computing techniques. Toulouse: NASA GRC, 2001
- 30 Jules K, McPherson A, et al. Initial characterization of the microgravity environment of the international space station: increments 2 through 4. *Acta Astronautica*, 2004, 55(10): 855 ~ 887

31 向树红. 航天器力学环境试验技术. 北京: 中国科学技术出版社, 2010: 133 ~ 145 (Xiang S H. Mechanical environment test technology of spacecraft. Beijing: China Science and Technology Publishing House, 2010: 133 ~ 145 (in Chinese))

32 柯受全. 卫星环境工程和模拟试验. 北京: 中国宇航出版社, 1993: 333 ~ 350 (Ke S Q. MEnvironment engineering and simulation experiment of satellite. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1993: 333 ~ 350 (in Chinese))

PROGRESS IN SPACECRAFT VIBRATION TESTING CONTROL TECHNOLOGY

Ci Yongwei[†] Qiu Dalu Fu Leping Shao Xiaoping

(*Eighth general design department, China Aerospace Science & Technology Corporation,
Shanghai Aerospace equipment manufactory, Shanghai 200245, China*)

Abstract The spacecraft's ability to adapt to the harsh dynamics environment is critical for the whole space mission. vibration test control technology is the key part of the dynamic environment test. the current progress, fundamental principles and key techniques development level of the spacecraft and vibration control algorithms overseas were analyzed. the basic ideas, effective ways and suggestions were given to domestic following research.

Key words spacecraft, mechanical environment, vibration test control, research evolution