大型航天器动力学试验验证技术进展

张俊刚^{*}, 何玲, 高海洋, 刘明辉, 岳志勇

北京卫星环境工程研究所, 北京 100094

^{*}联系人, E-mail: zhangfu445@sohu.com

收稿日期: 2018-04-23; 接受日期: 2018-07-19; 网络出版日期: 2018-11-07

摘要 航天器在发射过程要经受严酷的动力学环境, 为保证航天器发射和在轨运行的可靠性, 必须在地面开展相关的动力学环境试验验证. 以我国空间站为代表的大型航天器与以往的卫星产品相比, 尺寸和质量大幅增加, 原有的试验方法及试验设备不能满足地面力学试验验证的需求, 如何开展地面力学试验并保证其有效性等问题是亟需解决的关键技术. 本文介绍了我国飞船、空间站等大型航天器动力学试验验证技术的发展成果, 包括动力学试验方法、振动试验静载补偿技术, 分析了分段试验技术的可行性, 以及大型力学试验设备研制的可行性和技术难点等, 并对未来大型航天器地面力学试验验证技术的发展进行展望.

关键词 航天器, 动力学试验, 试验技术, 试验设备

PACS: 96.25.vt, 43.40.+s, 07.10.-h

1 引言

航天器经受的动力学环境在发射阶段最严酷, 如火箭发动机点火及关机、级间分离、整流罩分离、星箭分离、风噪等, 作用时间虽短, 但重要性不容忽视. 如某卫星在地面进行动力学环境考核时曾暴露出主承力柱根部附近底板开裂和太阳翼压紧座松动等问题, 这些故障隐患如未及时发现和排除, 轻则导致卫星性能下降, 严重时将使整个卫星发射任务失败. 因此, 为了确保航天器发射成功并在轨正常工作, 必须在地面进行相应的动力学环境模拟试验, 验证航天器是否能经受该环境.

根据不同试验目的, 在航天器的整个研制过程中

需要通过多次试验验证. 简单来说, 航天器动力学环境试验实际上是在地面尽可能地再现航天器所经受的动力学环境, 其目的主要有两方面: 一是验证产品设计的合理性; 二是暴露产品制造和工艺过程的缺陷^[1,2].

经过近五十年的发展, 我国的神舟系列飞船以及其他型号卫星的成功发射, 积累了相当数量的飞行器力学试验验证技术, 逐步形成了现有的飞船/卫星的动力学环境试验方法. 一般按照频率范围将航天器动力学环境大致分为振动环境、声环境和冲击环境, 相应的航天器整器的动力学环境试验主要分为正弦振动试验、随机振动试验、噪声试验、冲击试验. 正弦振动试验主要复现航天器经受的低频瞬态力学环境, 试验设备一般采用振动台; 随机振动试验和噪声试验都是

引用格式: 张俊刚, 何玲, 高海洋, 等. 大型航天器动力学试验验证技术进展. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 024504

Zhang J G, He L, Gao H Y, et al. Development of the method of the large scale spacecraft dynamic environment test (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2019, 49: 024504, doi: 10.1360/SSPMA2018-00141

复现航天器实际经受的高频振动力学环境, 试验设备分别为振动台或混响室, 一般在两项试验中选做一项即可, 通常小型航天器(≤ 450 kg)采用随机振动试验, 大型航天器采用噪声试验; 冲击试验用于模拟高频的瞬态力学环境, 一般尽可能采用真实结构/部件和火工品^[3].

但是随着我国航天事业的发展, 大型航天器(如天宫试验室、空间站等)不断涌现, 其尺寸和重量的规模不断增大, 对现有动力学试验设备和试验方法均提出了新的挑战. 一方面是环境模拟试验的有效性评估, 能否简单地将现有的试验技术加以放大照搬到大型航天器的振动/噪声试验, 或者能否采用新的试验方法完成试验验证和产品考核; 另一方面是大型设备研制面临的难度, 技术可行性和成本的评估^[4-8].

通过对国外大型航天器试验方法调研^[9-14], 从掌握的资料分析可以看出, 国外的振动试验设备能力能够满足 20 t 左右的产品, 可以完成航天器整器的振动试验的验收和考核, 如欧洲航天局自动运输飞船(ATV), 长 10.3 m, 最大外径 4.51 m, 质量 20750 kg, 在 ESA 的振动试验系统(HYDRA)和混响室(LEAF)完成力学试验考核. 对于质量和尺寸更大的航天器, 无法进行常规的整器的振动和噪声试验, 则采取借助于舱段振动/噪声试验, 整器的模态综合试验、静力试验、缩比模型试验、热试车或飞行试验等途径完成产品地面考核和验收, 如哥伦比亚号航天飞机通过地面模态综合试验验证大系统的耦合动力学模型, 同时获取发射段和助推段两大构型下控制/导航系统的相关的模态变换的试验数据以及两大构型下控制/导航系统相关的传递函数的试验数据.

本文在梳理总结我国航天器力学试验方法的基础上, 结合航天器的发展和需求对当前航天器力学试验面临的一些难点和新方法进行总结.

2 大型航天器振动试验

2.1 振动试验原理

振动环境的模拟主要是通过振动试验台产生振动激励, 并将振动直接或间接地传递到试验件, 实现振动环境的模拟. 由于航天器经历的环境具有频率范围宽、位移小、加速度大的特点, 航天器振动试验, 特别是系统级振动试验, 主要采用电动振动台作为振动

环境模拟试验的主要设备. 振动控制系统输出驱动信号, 经功率放大器放大后输入振动台, 在台面上产生振动, 振动台作用力由夹具传到试验件. 振动控制点上的响应由加速度传感器反馈到振动控制系统, 控制系统进行比较和修正, 使驱动信号在控制点上产生的加速度响应符合试验条件的要求. 振动试验原理见图 1.

大型航天器特点是质量大、尺寸大、重心高. 质量大使其对振动台静载和推力指标有更高的要求, 尺寸大使其难以保证界面输入激励量级的均匀性, 重心高可能对振动台产生较大的倾覆力矩, 同时可能导致较大的正交振动. 大型航天器结构一般由数个分系统、数百个组件组成, 结构复杂, 模态密度大, 频响峰谷密, 可能导致界面输入波形失真大. 正样飞行器的试验要避免因试验失控或超差造成的试验中断, 对试验控制和整个试验系统的可靠性也提出了更高的要求.

2.2 振动试验静载补偿技术

大型航天器振动试验的设计不仅要考虑设备的总推力, 设备的静承载能力也是要重点考虑的关键指标. 随着各领域航天器的尺寸、重量越来越大, 振动台静载能力在一定程度上成为制约振动试验开展的因素. 振动台长期处于静承载上限的情况下, 容易出现垂直扩展台空气弹簧寿命骤减、水平滑板磨损和变形, 静压轴承抱死、损坏等现象, 严重影响了产品的研制流程和安全.

在进行天舟一号货运飞船初样及正样的振动试验时, 飞船和试验夹具的总重量, 已超过了试验台静承载能力. 针对这一问题, 提出了静载补偿振动试验技术, 即采用弹簧绳悬吊承载部分重量, 使试验台所承担重量在静承载允许范围. 在振动台周围设计了静承载力

图 1 (网络版彩图)振动试验方法示意图

Figure 1 (Color online) Schematic of vibration test method.

框架, 由多根弹簧绳组成的悬吊系统一端与主承力结构连接, 另一端与试验夹具连接. 弹簧绳的长度、尺寸及组合方式的设计极为讲究, 要使系统基频小于正弦扫频试验起始频率, 避免影响试验结果. 弹簧绳串联有弹簧秤, 以确保各组弹簧绳受力均匀. 试验结束后, 及时释放弹簧绳内力, 以排除隐患. 图2为天舟一号货运飞船在静载补偿试验系统中就位的照片.

静载补偿技术虽能弥补振动台的静承载能力, 但无法解决大型航天器高量级振动试验对设备推力高的要求. 我国空间站一系列舱段的振动试验更需要具备较大动载指标的振动环境模拟设备. 受制于大型振动环境模拟设备的研制周期长、难度大等问题, 同时结合航天器自身舱段化特点, 提出了大型航天器分舱段试验技术的思路.

2.3 分段试验技术的可行性

分段振动试验以整器为参考, 从振动加速度和受力两个方面进行等效, 遵循两个原则: 一是舱段试验时底部振动输入量级不小于整器振动时舱段界面振动响应量级; 二是舱段试验时底部振动输入量级不小于舱段受力等效转化的试验条件. 基于上述原则, 借助整器虚拟振动试验, 初步确定分段振动试验条件. 由于舱段与整器的模态频率和振型等基本动力学特性的差别较大, 初步的分段振动试验条件使得舱段的振动响应通常会在不同的频率处小于或大于整器振动响应, 为避免欠试验和过试验, 还需对初步试验条件进行修正, 修正的原则应满足舱段振动时各测点的加速度

响应峰值不大于整器振动时加速度响应峰值, 并且满足舱段振动时各测点的加速度响应不小于整器以器箭耦合分析结果作为振动试验条件时的加速度响应.

某大型航天器型号初样结构采用舱段结合整器的方式进行振动试验, 先进行顶部舱段振动试验, 后进行整器的振动试验. 将舱段振动试验测得的主结构典型位置处的加速度响应与整器振动试验结果进行对比, 如图3所示, 可见, 分段试验能够保证不低于整器的最低响应, 但分段试验时整器共振频率处的响应量级低于整器试验的结果.

通过研究发现, 分段试验存在两个问题限制了其应用: 一是分段振动试验以整器虚拟振动作为参考, 因此分段试验对有限元模型精度依赖性很大; 二是由于舱段结构与整器结构的模态频率和振型等基本动力学特性差别较大, 无法在分段振动试验中复现整器的振动响应, 只能采取一定的折中策略, 使舱段试验时测点加速度响应处于整器最低响应量级和共振量级之间.

2.4 基于试验数据的响应预示法

事实上, 对于很多航天器项目而言, 多年来获取和积累了大量的振动数据, 既有实验室阶段试验数据, 也有飞行阶段实测数据. 因此在新型号的研制早期中, 常常利用相似型号的数据外推从而对新研航天器的振动响应预示进行粗略的评估. 但是外推结果的准确性取决于新研航天器与参考航天器的相似程度, 设计细节

图2 (网络版彩图)天舟一号货运飞船正弦振动试验
Figure 2 (Color online) Sinusoidal vibration test of Tianzhou-1 cargo.

图3 (网络版彩图)分舱振动与整舱振动试验结果对比
Figure 3 (Color online) Comparison between section vibration test and whole vibration test.

越接近, 外推值也就越准确. 随着设计的深入, 工程师可以建立一个输入到输出传递的结构模型, 基于该模型对响应进行进一步的预示, 当然响应预示的准确性也直接取决于模型的正确性. 同理, 基于试验数据也可以进行响应的外推或者预示, 如某航天器首先进行 0.1 g 的第一次振动试验, 然后进行 0.16 g 的第二次振动试验, 基于航天器的线性假设, 根据两次低量级的试验结果对 0.24 g 的振动试验结果可进行响应外推(如图4所示), 从图中可看出预示结果与实测结果趋势基本一致, 但是在共振频率和响应量级上仍存在明显差异, 这是由于响应结果与试验产品的特性直接相关, 很多实际结构中的非线性因素在外推时很难预测. 因此当试验所需推力超过现有试验能力时, 通过低量级对高量级进行响应预测(或者外推)可以作为一种辅助途径, 但外推结果的准确性非常依赖于模型的准确性. 而且从暴露产品制造和工艺过程的缺陷的试验目的而言, 响应外推法显然不适用. 因此研制满足整器试验需求的大型振动试验设备仍是目前航天器实现充分试验验证的解决方案之一.

2.5 大型振动试验设备研制的技术难点

振动台的推力指标和台面尺寸直接影响到大型产品研制试验的可行性. 正因如此, 西方国家对我国一直实行大型振动台的禁运政策. 近年来, 国内几家主要的振动台厂商在大型振动台的设计制造技术上取得了长足的进步. 就最常用的电动振动台而言, 最大推力可达 50 t ^[15]. 但这也不足以满足空间站系列大型航天器振动试验推力需求. 为了实现更大推力, 一种方法是研制更大推力的单台振动台, 但是其制造难度和成本越

来越大, 另一种是采用多个振动台并联激励的方法. 该方法可利用相对成熟的单台振动台, 但如何协调多个振动台运动同步成为了系统研制的一个关键技术难题. 一种方式是采用数字式相位同步控制器, 但是数字式相位同步控制器形成的小闭环控制环路嵌入在振动控制器形成的大闭环控制环路中, 因此试验系统保持稳定运行的前提条件是相位同步控制器的闭环时间小于振动控制器的闭环时间, 否则会出现相位控制异常, 导致振动试验设备或航天器产品损坏. 另一种方式是直接根据振动台电流反馈信息分频段预先对输入给4个振动台的驱动信号幅值和相位进行校准和补偿, 从而保证多个振动台在试验中同步激励.

组合式振动试验系统的设计难点还在于满足大推力和高抗倾覆力矩的情况下, 系统的动态特性要满足要求, 例如运动波形要光滑、不失真, 在试验频率范围内台面响应均匀、无共振等. 对于航天器振动试验, 激励统一来源于振动台台体与产品的连接界面, 这就要求在多个振动台与试验件之间有一个整体的激励台面, 即垂直方向扩展台面和水平方向滑台. 但由于试验时, 激励台面将随试验件进行往复运动, 同样需要消耗振动台的推力. 因此对于垂直扩展台面的设计是在保证刚度与强度的前提下尽量减轻重量, 并保证足够的厚度以确保导向系统实现高的抗倾覆力矩; 对于水平滑台来说要考虑在确保导向效果的情况下降低装调难度. 同时, 由于装配精密, 在加工工艺也要进行巧妙的设计, 一个高质量的大型振动试验系统的成功体现了一个国家的综合实力.

由于航天器振动试验对振动台要求的共振频率高、横向分量小, 因此系统总体方案设计时必须适当

图 4 (网络版彩图)测点数据外推与实测结果比较. (a) 主结构; (b) 相机某处

Figure 4 (Color online) Comparison between extrapolation and direct measurement. (a) Point of main structure; (b) point of camera.

考虑支撑系统, 导向装置来实现系统的抗倾覆力矩等指标. 垂直扩展台面和水平滑台的抗倾覆力矩均主要由导向轴承提供. 目前广泛使用有静压轴承, 如图5和6所示, 垂直(或水平)台面的抗倾覆力矩与静压轴承径向承载以及轴向分布间距大小有关.

垂直扩展台面的最大抗倾覆力矩 M_R 应以远端静压轴承达到最大径向承载来进行核算.

$$M_R = 4FH + 4fH,$$

其中, $F/f = L_1/L_2$.

水平滑台的抗倾覆力矩计算公式为

$$M_q = F_b \times a \times n \times (1 + 2 + \dots + n - 1),$$

其中, M_q 为抗倾覆力矩; F_b 为单个轴承的反作用力; a 为轴承间距; n 为横向轴承个数.

对于垂直向扩展台面而言, 抗倾覆力矩由扩展台面的外形尺寸(主要是高度)和导向轴承的径向承载共同决定. 为了实现较高的抗倾覆力矩, 扩展台面的高度应尽量高, 但是扩展台面的质量和刚度同时也是一个不可忽略的设计指标, 因此一个高品质的扩展台面必然是综合考虑多方面要求后的优化解.

对于水平滑台来说要考虑在确保导向运动状态良好的情况下降低装调难度. 对于大尺寸的水平滑台而言, 其中导向轴承常常采用静压轴承, 它既是支撑部件, 同时也是导向部件, 具有支撑大负载, 并提供很高的抗倾覆、偏转、滚动力矩的能力. 为了避免供油不均导致的轴承损坏和台面运动不畅问题, 同时考虑装调难度, 需要根据要求的抗倾覆力矩和承载能力对轴承的数量和布局进行合理设计. 由于装配精密, 加工工艺也要结合现有能力进行巧妙的设计构思.

图5 (网络版彩图)垂直扩展台面的抗倾覆力矩示意图
Figure 5 (Color online) Overturning moment of vertical expander.

图6 滑台抗倾覆力矩示意图
Figure 6 Overturning moment of slip table.

振动台设计需要根据以上多个影响因素反复迭代, 最终确定系统的总体设计思路 and 方案.

3 大型航天器噪声试验

3.1 噪声试验原理

噪声试验主要模拟发动机产生的高强度噪声环境, 考核航天器对高声强噪声的承受能力, 特别是太阳翼、天线等. 大型航天器的噪声试验一般在混响室进行, 使用液氮汽化形成的氮气通过声发生器被电驱动信号调制后, 在混响室内产生试验条件规定的声谱, 模拟航天器在整流罩内所处的混响声场, 对航天器进行声环境考核. 试验时, 控制计算机输出驱动信号, 经功放放大后, 驱动扬声器在混响室内产生声场. 混响室内的声压级由声传感器反馈到计算机, 计算机进行比较和修正, 使输出信号在混响室产生的声场符合试验条件的要求. 噪声试验控制原理示意图见图7.

3.2 大型噪声试验设备研制的技术难点

声试验设备设计时要结合试验对象和试验条件, 综合考虑混响室的主要特性指标: (1) 最高总声压级及声谱成型能力. 大型高声强混响室能够产生的总声压级取决于气流调制器的声功率以及混响室的吸声系数, 当声源的声功率高, 可以产生足够的声能量, 并且混响室墙壁的吸声系数小, 混响室的总声压级就越高. 声谱成型能力主要取决于声源系统的设计及混响室的特性等. 声谱的低频下限主要由混响室体积决定. (2) 容积和尺寸. 一般不小于航天器体积的10倍, 且最低可用频率处1/3倍频程内至少应具有7个模态, 混响室

图 7 噪声试验方法示意图

Figure 7 Schematic of acoustic test.

容积越大, 其最低可用频率越低. 混响室的尺寸直接影响到混响室内声场的均匀性. (3) 混响室大门的特性. 大门的特性是混响室设计成败的一个关键因素, 关系到内部声场大小和对周围环境的隔声效果.

4 天津AIT中心动力学环境试验室

为了满足以我国载人航天工程二期为代表的大型航天器力学试验需求, 北京卫星环境工程研究所研制了VTS-1400振动试验系统和4000 m³噪声试验系统.

4.1 VTS-1400振动试验系统

由最大推力为1400 kN的垂直振动台和700 kN水平振动台组成的VTS-1400振动试验系统(如图8所示), 在设计之初就立足于突破我国现有的振动台能力不足的瓶颈.

首先基于4台同步并联激励垂直振动试验系统的设计思路, 项目组提出了网格状、整体式扩展台面构型和分区优化设计方法及大尺寸镁合金加工工艺, 解决了4.6 m×4.6 m扩展台面质量轻刚度高的难题, 一阶频率达235 Hz; 提出了差异化多振动台一次性幅值相位同步补偿技术, 推力达到了1400 kN, 100 Hz以内幅

图 8 (网络版彩图)VTS-1400振动试验系统调试验收(a)垂直向振动试验, (b)水平向振动试验

Figure 8 (Color online) Acceptance testing of VTS-1400 vibration test system. (a) Vertical vibration test; (b) lateral vibration test.

值偏差小于3.9%, 相位偏差小于 $\pm 5^\circ$.

同时, 针对空间站等大型航天器质心高、垂直向振动试验时对振动台抗倾覆性能要求高的难题, 提出基于分体式强化支座设计的高稳定性自适应集成导向支撑技术, 突破8套大承载静压轴承高精度装配工艺, 实现了变形小、刚度高的振动台垂直导向系统, 垂直方向抗倾覆力矩355 kN m, 100 Hz以内横向振动分量小于9.7%.

并且首次提出双排单自由度静压轴承自补偿导向技术和“品”字形组合式水平滑台面构型, 解决132个静压轴承承载能力边缘效应和均匀性难题, 实现了水平方向抗倾覆力矩5800 kN·m, 横向振动分量小于10%.

VTS-1400振动试验系统是目前世界上推力最大的电动振动试验系统, 并已成功应用于空间站系列、新一代载人飞船等多个大型航天器的振动试验.

4.2 RATF-4000混响室

RATF-4000混响室体积4000 m³, 处于世界第2位, 总声压级可达到156 dB, 综合技术指标达到国际领先水平.

混响室内部高24 m, 为达到声压级设计指标, 在西面和北面墙上设计了20个不同截止频率的喇叭, 并配备了性能优越的发声器, 总声功率超过30万声瓦, 如图9所示. 混响室内部配有10 t吊车及控制用声传感器安装支架, 南面墙壁开有22 m高、10 m宽的门洞. 混响室可用频率范围为20–10000 Hz, 混响时间25 s, 声场均匀度优于±0.5 dB. 为提高隔声量, 混响室采用双大门设计方式, 内部门为推拉式钢结构大门, 尺寸为11 m×23 m, 重量达100 t, 四周采用充气气囊密封形式, 外部门为卷帘门, 双大门的总隔声量达到了60 dB.

5 结束语

大型航天器的研制与验证需求推动了力学试验新技术的发展. 静载补偿技术、分段试验技术都是在延续传统试验方法的基础上借助新手段、新思路来解决

图9 (网络版彩图)RATF-4000混响室. (a) 西侧喇叭布局; (b) 北侧喇叭布局

Figure 9 (Color online) RATF-4000 Reverberation chamber. (a) Horn layout in west wall; (b) horn layout in north wall.

现有力学环境模拟设备能力不足的方法. 而研制满足试验需求的大型力学试验系统, 实现突破性的指标跨越, 仍是现阶段解决试验验证不充分问题的有力途径.

事实上, 随着航天器大型化和复杂化的发展, 其重量、尺寸、复杂程度可能继续增加, 当现有振动试验设备不能满足其试验需求时, 是否还需继续研制指标更高的环境模拟设备有待商榷. 因为目前地面振动试验方法一般仅采用加速度进行控制, 然而由于试验中与航天器连接的振动台与运载火箭的特性存在较大差异, 即振动台机械阻抗远高于火箭对接面的阻抗, 导致振动试验存在过试验问题. 且这种先天的不足会随着航天器尺寸的增大愈发突出, 因此如何合理的制定振动试验条件和实现边界条件的精准等效模拟将成为未来的发展方向之一.

参考文献

- 1 Ke S Q. Environmental Engineering and Simulation Tests of Satellite (II) (in Chinese). Beijing: Aerospace Publishing House, 1993 [柯受全. 卫星环境工程和模拟试验(下). 北京: 宇航出版社, 1993]
- 2 Xiang S H. The Test Technology of Spacecraft Mechanics Environments (in Chinese). Beijing: China Science and Technology Press, 2010 [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]
- 3 National Defense Science and Technology Committee. Test Requirements for Launch, Upper-stage, and Space Vehicles (GJB 1027A-2005) (in Chinese). 2005 [国防科学技术工业委员会. 运载器、上面级和航天器试验要求(GJB 1027A-2005). 2005]
- 4 Ma X R, Yu D Y, Han Z Y, et al. Research evolution on the satellite-rocket mechanical environment analysis and test technology (in Chinese). J Astronaut, 2006, 27: 323–331 [马兴瑞, 于登云, 韩增尧, 等. 星箭力学环境分析与试验技术研究进展. 宇航学报, 2006, 27: 323–331]

- 5 Wang K S, Lei Y J, Zhu X Y. Investigation on vibration testing for system-level equipments (in Chinese). *J Vib Shock*, 2004, 23: 112–115 [王珂晟, 雷勇军, 朱晓莹. 系统级产品振动试验的探讨与研究. *振动与冲击*, 2004, 23: 112–115]
- 6 Zou Y J, Han Z K, Liu S Y, 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]
- 7 Han L, Zhang Z P, Chen K, et al. Simulation study of boundary's effect on test-piece's vibration response (in Chinese). *Struct Environ Eng*, 2010, 37: 28–33 [韩丽, 张正平, 陈凯, 等. 边界条件对试件振动响应影响的仿真研究. *强度与环境*, 2010, 37: 28–33]
- 8 Jiang H, Zhang L, Cheng S X, et al. Technology of satellite segment vibration test (in Chinese). *Noise Vib Control*, 2015, 35: 96–100 [江浩, 张利, 程世祥, 等. 大型卫星分舱段振动试验技术. *噪声与振动控制*, 2015, 35: 96–100]
- 9 Gibson G R, Janssen S G, Bradford L F. An overview of the development of dynamic environments for the ATLAS V family of launch vehicles. In: 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Norfolk, VA, April 7–10, 2003. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2003. 11
- 10 von der Lippe J K. The spacelab test program. In: 2nd AIAA, AHS, IES, SETP, SFTE, and DGLR, Flighe Testing Conference. Las Vegas, NV, 1983
- 11 Hughes W O, McNelis M E, Hozman A D, et al. The development of the acoustic design of NASA Glenn Research Center's new reverberant acoustic test facility. NASA Technical Report. NASA/TM-2011-217000, E-17660
- 12 Otten K D, Suarez V J, Le D K. Status and design features of the new NASA GRC Mechanical Vibration Facility (MVf). In: Proceedings of the 2010 IEST Annual Technical Meeting, ESTEC 2010. Reno, 2010
- 13 Brunner O. The HYDRA multi-axis vibration test facility at ESTEC. In: Proceeding of 4th International Symposium Environmental Testing for Space Programmes. Liège, 2001. 355–360
- 14 Popovitch A, Piret G, Decobert F. New QUAD multishaker at ESA-ESTEC. In: Aerospace Testing Seminar. Manhattan Beach, 2008
- 15 Meng F Y, Zhang W. Performance of 50 tons electric vibration table (in Chinese). In: 9th Conference on Dynamics and Control (China). Xi'an: The Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2012. 44 [孟繁莹, 张伟. 50吨电动振动台特性分析. 见: 第九届全国动力学与控制学术会议论文集. 西安: 中国力学学会, 2012. 44]

Development of the method of the large scale spacecraft dynamic environment test

ZHANG JunGang^{*}, HE Ling, GAO HaiYang, LIU MingHui & YUE ZhiYong

Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China

Spacecraft must undergo such phase as lift-off, inter-stage separation, fairing jettisoning and spacecraft/launch vehicle separation during the launch. And the dynamic environments of these phases can be divided into vibration, acoustics, shock, etc. To assure its reliability in launch and in-orbit phases, many ground dynamic tests must be carried out in the process of development of the spacecraft, such as vibration test, acoustic test, shock test and so on. In the past few decades, with the successful launch of many spacecrafts and satellites, China has accumulated a lot of test experience and established an effective dynamic environment test specification and standard. But, the dimension and the mass of the Chinese space station have greatly increased compared to the previous satellites. The customary test methods and test facilities cannot satisfy the requirements of the ground dynamic test verification of the large scale spacecraft. For example, the force of vibration table required for vibration test is estimated to far more than the capacity of the largest single electrodynamic vibration shaker. So how to carry out the ground dynamic test for these large scale spacecrafts and ensure their validity is the key technical problem should be solved. This paper mainly introduces the development of the dynamic test verification technology of large scale spacecraft such as “Tianzhou” cargo spacecraft and space station. Firstly, the methods of the vibration test and the acoustic test are presented. Secondly, the static load compensation technology in vibration test, the method of the section test, and the extrapolation technique based on the test data are discussed detailedly, and their merit and shortcoming are summarized respectively. Moreover, the technical difficulties research in the large scale vibration shaker and the reverberation chamber are analyzed, especially in the shaker head expander table and the slip table. The development of VTS-1400 vibration test system and RATF-4000 reverberation chamber at Tianjing AIT Test Center are presented in following. Finally, the prospect of the development of the large scale spacecraft dynamic environment test is proposed.

spacecraft, dynamic test, test method, test facility

PACS: 96.25.vt, 43.40.+s, 07.10.-h

doi: [10.1360/SSPMA2018-00141](https://doi.org/10.1360/SSPMA2018-00141)