

航天器动力学试验评价技术

朱建斌¹, 向树红¹, 贾萍², 程芸³

(1. 北京卫星环境工程研究所, 北京 100029; 2. 中国地质大学 长城学院, 河北 保定 071000;
3. 北京空间机电研究所, 北京 100076)

摘要: 回顾了国内外航天器动力学试验评价技术的研究和应用, 分析了国内航天器动力学试验存在的问题, 阐述了复杂航天器的发展对于航天器动力学试验评价体系提出的新要求, 重点分析了在评价内容、航天器环境、航天器环境模拟方法、航天器环境效应、测量与分析、评价方法及准则方面必须突破和解决的若干关键技术, 展望了航天器动力学试验评价技术的发展前景。

关键词: 评价技术; 航天器; 动力学试验; 故障诊断

中图分类号: V416.5; V423.6 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2012)03-0005-06

Summarization of Spacecraft Dynamics Test and Evaluation Technologies

ZHU Jian-bin¹, XIANG Shu-hong¹, JIA Ping², CHENG Yun³

(1. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100029, China;
2. Great Wall College China University of Geosciences, Baoding 071000, China;
3. Beijing Institute of Spacecraft Mechanics & Electricity, Beijing 100076, China)

Abstract: The research and applications of spacecraft dynamics test evaluation techniques at home and abroad were reviewed. The problems of spacecraft dynamic test in our country were analyzed, and new requirements for spacecraft dynamics test and evaluation system as the development of complex spacecraft system were introduced. Some key technologies must be broken through and solved in the aspects of evaluation contents, spacecraft environment, environmental simulation and effects of spacecraft, measurement and analysis evaluation methods, and criteria were analyzed. The development of spacecraft dynamics test evaluation techniques was prospected.

Key words: evaluation techniques; spacecraft; dynamics test; fault diagnosis

航天器动力学试验, 是对航天器环境适应性判断的一个主要过程^[1-2]。航天器全任务过程中, 都要经历包括振动、噪声、冲击、加速度等动力学环境, 这些环境是航天器运输、装卸、起落、发射、飞行、分离、着陆、返回等过程中诱导产生的, 会对航天器及其组件造成结构变形或损坏。据国外统计^[1], 航天器发射

收稿日期: 2012-04-13

作者简介: 朱建斌(1982—), 男, 河北保定人, 博士研究生, 从事航天器动力学试验技术、产品评价技术研究。

后第1天所出现的故障中30%~60%是由于动力学环境因素所致,这些环境因素对产品的性能、寿命和可靠性将产生重要影响。因此,需要保证航天器能够适应地面及空间的力学环境,这是航天器能否圆满完成任务的根本保证之一。为了达成这一目的,需要在地面上对航天器进行动力学试验,以保证航天器的环境适应性,使其能够圆满完成任务。

对航天器产品的动力学环境适应性进行研究,需要结合振动试验数据,针对航天器产品的典型故障模式,展开故障诊断技术研究、试验有效性研究,从而建立航天器动力学试验评价技术,给出航天器产品动力学试验的评价结论,以达到提高航天器的在轨寿命和可靠性的目的。

1 力学试验

航天器力学环境试验评价技术的主要内容如图1所示。



图1 航天器力学环境试验评价技术

Fig. 1 Layout of spacecraft dynamic environmental test evaluation technique

根据任务研制经验,在整星的研制过程中,涉及到动力学试验的环节是初样结构器阶段和正样器阶段,研制阶段不同,动力学试验的项目和目的会不同^[3-5]。从表1中可以看出,动力学试验的目的主要是考核航天器及其组件的结构性能是否满足要求。

动力学环境试验效应分为结构完整性破坏、产品功能失效和工艺故障^[2],包括航天器组件及其结构的破坏,如裂缝或断裂;结构中紧固件的松动致使局部振动效应加大,从而导致结构破坏或元器件破坏;

机械卡塞和光学系统的失调;接插件的松动及电子元器件的失效或损坏等。振动环境对航天器及其组件的微小破坏,轻则导致航天器性能下降,重则导致整个航天器发射失效。

在这些效应中,最常见的是松动和断裂。对于重要的有效载荷支撑结构或航天器主结构,如果在振动载荷的作用下发生松动或断裂,很有可能导致整个航天器失效,这种情况如果没有在振动试验中及时地暴露出来,将会造成巨大的损失。因此,通过航天器产品不同研制阶段的设计,来建立评价内容,同时研究评价准则,可以为判断航天器及其组件的结构性能提供参考。

2 国外研究现状

2.1 评价内容

美国是开展试验评价比较早的国家,提出试验评价不仅能鉴别产品的性能,而且能帮助开发者发现并修正早期缺陷^[1]。项目决策者根据试验评价给出的系统性能结果,判定产品成熟度并决定是否进入下一步开发;用户根据试验评价过程给出的数据,能够知道在开发过程中系统的性能,并为验收做准备。

在系统开发过程中,试验评价的最基本目的是减少或消除潜在的风险。在开发的早期阶段,试验评价包括展示方案可行性、评估设计风险、鉴别多种设计替代选择、比较分析、评估可执行需求的满足度。在系统设计开发阶段,试验评价从开发测试验证(DT&E)到逐渐复杂的执行测试验证(OT&E)之间反复迭代。开发测试验证(DT&E)主要关注工程设计目标的达成度,而执行测试验证(OT&E)重点关注执行效率、适合度以及耐受性等问题。

在实际试验项目上开展多种类型的试验,包括试验评价类型、试验评价发展、可执行的试验评价、多服务试验评价、联合试验评价、现场火工测试等。

2.2 试验基线

航天器试验技术(主要包括试验条件预示、试验方法选择、试验状态控制、试验数据采集、试验结果评价等)直接影响试验充分性和有效性。因此,航天产品评价核心是验证充分性和有效性。

表1 不同研制阶段航天器动力学试验项目和目的
Table1 Dynamic test items and aims of different research period

研制阶段	动力学试验项目	动力学试验目的
初样结构星阶段	1) 分系统及部组件鉴定级振动试验; 2) 整星加注模拟工质情况下3个方向的验收级、鉴定级低频正弦振动试验; 3) 整星空箱状态下3个方向的验收级、鉴定级低频正弦振动试验; 4) 整星加注模拟工质情况下的验收级、鉴定级噪声试验。	1) 验证结构设计的合理性,为设计改进提供依据; 2) 对结构适应振动、噪声环境的能力进行考核; 3) 暴露材料及制造工艺等缺陷; 4) 获取结构总体动态特性,为模型修正提供依据; 5) 验证组件级结构、仪器设备振动环境条件的合理性和有效性; 6) 对天线等组件级振动试验不能完全合理考核的组件在整星振动试验中进行考核; 7) 为正样星振动、噪声试验做技术准备; 8) 对推进分系统的与热试车相关的硬件系统(组件、管路及其总装安装)适应振动、噪声环境的能力进行考核。
正样星阶段	1) 分系统及部组件验收级或准鉴定级振动试验; 2) 整星空箱状态下3个方向的验收级或准鉴定级低频正弦振动试验; 3) 整星验收级或准鉴定级噪声试验。	1) 暴露航天器的材料和工艺缺陷、排除早期失效; 2) 通过包带手动解锁分离检验星箭连接可靠性,检验航天器与对接段分离的可靠性; 3) 考核设备正样试验条件,验证航天器经受发射主动段力学环境的能力; 4) 通过太阳翼展开试验检验太阳翼经过试验后的释放、展开和锁定功能; 5) 通过一维摆动机构、拉杆组件、天线解锁试验检验通过振动试验后的锁定、解锁及运动功能。

航天器试验充分性要求产品要在不同研制阶段完成不同的试验,解决产品的设计验证、环境适应性、可靠性问题,为产品转阶段能够提供足够的证据。试验有效性要求所完成的试验项目能够暴露产品的设计缺陷和制造缺陷,避免产品在工作寿命期内出现不希望出现的失效模式^[1,5-6]。

在航天产品试验充分性和有效性问题上,试验标准中是以试验矩阵形式加以描述,它是试验基线(基线是最低要求)。

1) 美国军用标准^[7-8]。1974年美军方颁布了MIL-STD-1540A《卫星试验要求》,1982年10月颁布了MIL-STD-1540B。与MIL-STD-1540A相比,MIL-STD-1540B版内容有所补充和扩大。MIL-STD-1540B颁布以后,美军方又在1985年编写了军用手册MIL-HDBK-340《军用标准MIL-STD-1540B应用导则》,对MIL-STD-1540B的使用和剪裁以及许多试验原理和技术内容作了说明。1994年10月颁布了MIL-STD-1540C之后,美军方开始了对武器装备采办工作进行改革,制定了一个规定产品验证要求的军用标准MIL-STD-1540D《运载器、上面级和卫星产品验证要求》。

MIL-STD-1540D主要阐明了验证工作的目的和要求以及验证的方法和步骤。到2002年12月,美国军方又发布了MIL-STD-1540E《运载器、上面级和卫星试验要求》^[8](草案)供讨论和试用,并将用它来替代MIL-STD-1540D。

2) NASA试验标准。多年来,NASA并没有统一的标准化工作,各个中心都根据自身的需要制定了自己的标准。自20世纪90年代以后,NASA开始实施整个NASA范围内的标准化工作,编写一套了NASA各中心通用的标准。标准共分10个系列,其中7000系列包括了试验标准,这些标准对各种环境试验的要求、环境预示和条件制定、试验方法和技术等有详细说明。

3) 哥达德航天中心环境验证规范GEVS-SE。哥达德航天中心是NASA负责研制、发射和管理各种民用卫星的主要中心,1990年出版了GEVS-SE《STS(空间运输系统)和ELV(一次使用运载器)有效载荷、分系统和组件通用环境验证规范》。该规范将验证和试验要求结合在一起,规定了哥达德航天中心用航天飞机及一次使用运载器的有效载荷、分系统、组件的环境验证要求和方法。1996年GSFC又发

布了修订版 GEVS-SE(A)。

4) 欧洲 ECSS 标准。1993 年后欧洲太空局和法、德、英、意还有加拿大等国成立了欧洲空间标准化合作组织 (ECSS), ECSS 于 1998 年发布了 ECSS-E-10-02A《空间工程:验证》。该标准规定了航天产品的验证要求,阐明了验证过程的基本概念、确定验证策略的准则和实施验证计划的规则。

GJB 1027A—2005^[9]是我国航天器试验要求的主要标准之一。标准中所涉及到的试验项目主要是环境试验,标准规定了组件级、分系统级和系统级产品在各个研制阶段的试验及试验基线。

2.3 故障诊断技术

基于振动传感器的试验数据,依靠故障诊断技术,可以尽早识别航天器产品的结构隐患,提高航天器产品的在轨可靠性,因此故障诊断技术是航天器力学试验评价技术的主要途径。

美国一直非常重视航天器故障诊断技术^[4,10-12],是最早开展故障诊断研究的国家。Rogers 等利用传感器的信息和历史数据库,开发了一个实时的故障诊断系统,对航天飞机的主发动机进行故障诊断。欧洲在航天器故障诊断技术方面也进行了研究,开发了一些实用的故障诊断系统。在运载火箭方面,德国的 Matijevic 在 20 世纪 90 年代初就开发了基于模式识别的故障诊断系统,用来对液体火箭发动机进行故障诊断。法国的 Delange 等也研究了一种用于 Ariane-V 火箭发动机的检测系统。

为了暴露航天器产品在材料、工艺和质量方面的缺陷,根据美国航天部门的统计,试验的成本最高可占整个研制成本的 35%^[13-15],如果试验设计不合理出现过试验或者欠试验,会带来更大的经济损失。试验标准对于航天器产品研制不同阶段应该进行的试验和试验量级有比较明确的规定,但是不同部门制定的标准略有区别。

3 国内研究现状

3.1 故障诊断水平

近年来国内在航天器动力学环境工程技术方面取得了许多进展,包括 2 163 m³混响室研制成功、船

单联合试验研究、声学控制系统研制、小型动力学试验多通道数据采集系统研制、动力学试验数据处理技术研究等^[2-3,16-18]。这些研究成果都已成功用于试验运行和数据分析中,取得了显著的经济效益,同时“十一五”以来的各项预先研究工作也进展顺利,针对航天器产品研制所涉及的力学环境试验工作,从国家到行业层面出台了多项标准。

当前在航天器产品研制过程中,普遍采用的故障诊断方法是特征级结构响应曲线频率对比方法和模态试验方法。

模态试验方法是根据结构的模态参数,利用振动诊断技术进行试验模态分析,通过提取特征量,判断损伤的存在及位置。在振动试验前后分别做模态试验,得到两次模态试验的频响函数曲线,对比各阶模态频率或各阶模态振型,判断是否存在故障及故障点。在运载器研制过程中,通过对结构模态试验结果的分析,可以获得许多结构上的信息,发现结构的内部缺陷,为结构设计的改进提供依据。

振动试验前后的特征级试验结构响应数据对比方法,是通过对比振动试验前后的特征级试验结构响应数据,判断是否有频率漂移,定性地进行故障诊断,判断振动环境是否对结构造成损坏、结构是否有缺陷等。

这些方法的优点是对于故障较为明显的结构缺陷,能相对容易地发现问题所在。对于如何确定故障点的位置、故障形式以及是否需要结构进行改进等工作,则主要是根据设计师及工人的经验判断。确定结构故障后,再分解试验件,进一步查找具体故障及原因。

3.2 国内评价手段及评价技术

国内目前主要的动力学试验评价手段之一是振动试验模型的评价。振动试验模型评价主要内容是分析模型验证,其主要评价方法是与振动试验数据进行对比。目前,开展评价所需的条件和技术主要包括结构设计状态、有限元模型、振动试验数据以及模型修正技术 4 个方面。其中振动试验数据和模型修正技术的条件已经具备。

通过航天器产品不同研制阶段的目的,来建立评价内容,同时研究评价准则,目前已经具备的评价技术(内容及准则)见表 2。

表2 动力学试验评价技术的内容及准则
Table 2 Dynamic test evaluation content and guide line

研制阶段	动力学试验项目	评价内容	评价准则
初样阶段	见表1	整星刚度评价	整星基频是否满足要求
		主结构经受鉴定级振动试验环境的能力	前后两次特征级试验数据比较,航天器基频漂移
		关键设备安装方式是否合理	安装面上的加速度响应是否超过单机鉴定试验条件
		振动试验后关键设备功能检查	验证设备在力学环境试验后的各项性能和功能正常
正样阶段	见表1	总装工艺是否合理	人工检查是否有螺钉松动、脱漆等
		主结构经受验收/准鉴定级振动试验环境的能力	前后两次特征级试验数据相比,航天器基频漂移
		关键设备安装方式是否合理	安装面上的加速度响应是否超过单机验收试验条件
		振动试验后航天器性能测试	验证航天器在力学环境试验后的各项性能和功能正常

3.3 存在的问题

航天器产品在试验充分性和有效性方面还存在许多问题,其主要表现为以下几方面。

1) 环境试验标准和管理有待完善。包括试验标准文件系统性不够,缺乏操作性强的指南,一些专业缺乏标准;对现有标准执行力度不足。

2) 试验条件控制有误,试验有效性评价不准确。如航天器振动加速度计粘贴位置不正确,导致产品过试验或欠试验;试验条件中局部频率成分控制超差,损坏结构;试验时控制点不对。

3) 试验状态不正确,导致试验数据无效。某型号航天器10 N推力器振动试验带保护盖,附加质量过大导致试验数据不真实;运载火箭和航天器振动试验夹具设计有问题,由于过试验导致产品损害报废;固体火箭发动机强度试验没有加刚度过渡段,导致局部过试验,产品破坏。

4) 获取的试验数据不完整,影响对产品的分析与评价。鉴定试验数据不完整,不能对正样产品提供技术支持。如某型号航天器正样产品振后出现元器件(钽电容、继电器)失效,在相应的鉴定产品的鉴定试验中没有对该元器件处的振动响应做测量,不知道元器件经受的振动环境,迫使在正样阶段补作鉴定试验。

5) 产品在初样阶段的研制试验和鉴定试验不充分。航天器绝大多数型号在初样阶段D类产品中只投产1件产品称为鉴定件,用鉴定件替代研制试验件,目的只是为了通过鉴定试验,鉴定试验前

期的研制试验数据不充分,难以对产品进行设计完善和优化。

4 发展方向

目前,航天器动力学试验评价技术已经取得了一定的成果,但还远没有达到要求^[19-20],在动力学评价体系、试验效应、测量与分析、动力学环境试验产品评价方面,可逐步开展如下几方面的工作。

1) 深入分析试验环境效应的影响。对结构完整性破坏、工艺故障及功能失效力学试验效应进行深入研究,深入分析力学效应产生的原因,对航天器产生的影响,为改进试验设计、评价航天器提供参考。

2) 对测量技术进行改进和深入。目前对于加速度、应变、声压测量已经具备较完善的技术;对于位移测量,力测量还需要进行深入和提高,采取新方法或新技术。

3) 开展新分析技术的研究。对于验证结构设计和分析模型正确性,已采用频谱对比分析技术;后续可开展声波检测,同时结合较新的故障信号处理技术,用于航天器故障诊断。同时可以引进先进的传感技术。光纤传感器是近几十年来迅速发展起来的一种新型传感器,与传统的传感器相比,光纤传感器具有以下特点:抗电磁干扰、电绝缘、耐腐蚀等;精度高,光纤传感器的精度普遍优于普通传感器;质量轻、体积小、可挠曲,可以利用光纤制成不同外型、不同尺寸的各种传感器,有利于航空航天以及狭窄

空间的应用;可实现分布式测量,是光纤传感技术中最具前途的技术之一,是光纤传感监测技术的发展趋势。

4) 航天器系统级振动试验评价演示验证系统研制。基于航天器系统级振动试验评价准则和故障诊断分析技术研究,以评价准则为内核,结合故障诊断技术,将航天器系统级振动试验数据和结构模型数据作为输入,在振动试验后能够快速获取对航天器结构系统的评价信息,形成可视化、便利性、具备产品评价功能的演示验证系统。

在具备了基于动力学试验评价技术成熟之后,根据未来发展的需要,可考虑逐步将航天器评价工作渗透到动力学环境及环境条件的制定、结构设计、模型分析、试验设计等各项内容中。

5 结语

与国外相比,我国的航天器动力学环境试验技术与验证评价技术还有许多方面落后于国外,航天器力学环境试验数据库利用度低,航天器产品的力学环境试验评价分析能力不足,航天器产品对力学环境的适应能力分析评价方法不健全,评价准则不完善。一些新的任务对环境试验能力与产品分析评价能力也提出了新的要求。因此,必须加大动力学环境试验能力的建设力度,提升航天器动力学试验评价能力,使其尽早达到国际先进水平,更好地为我国未来航天器研制服务。

航天器产品研制标准化工作是未来发展的大趋势,要提升航天器力学环境适应性评价能力,应继续完善我国的航天器产品的“动力学环境准则”,在提高力学环境试验设备能力和技术手段的同时,应加强力学环境效应的分析研究,通过故障诊断技术的研究和评价方法研究,提升航天器力学试验评价技术,从而提高航天器对力学环境的适应能力,确保研制任务的成功。

参考文献:

[1] CLAXTON J D, CAVOLI C, JOHNSON C. Test and Evalua-

- tion Management Guide[R]. Defense Acquisition University, 2005.(余不详)
- [2] 向树红. 航天器力学试验环境试验技术[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2008.
- [3] 柯受全. 卫星环境工程和模拟试验(下册)[M]. 北京: 宇航出版社, 1996.
- [4] 徐敏. 设备故障诊断手册[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1998.
- [5] 米基谢夫 Г H. 宇宙飞行器动力学实验法[J]. 强度与环境, 1980(3): 25—31.
- [6] IBRAHIM S R. Time Domainmodal Vibration Test Technique[J]. Shock and Vibration Bulletin, 1973, 43(4): 12—16.
- [7] MIL-STD-1540A-1540E, 美国航天器试验军用标准[S].
- [8] 金恂叔. 浅议美军标 MIL-STD-1540E(草案)[J]. 航天器环境工程, 2004, 21(2): 58—62.
- [9] GJB 1027A—2005, 运载器、上面级和航天试验要求[S].
- [10] 张阿舟, 诸德超, 姚起杭. 实用振动工程[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997.
- [11] SCHARTON T D. Force Limited Vibration Testing Monograph, NASA RP-1403[R]. 1997.
- [12] MCNELIS M E, SCHARTON T D. Benefits of Force Limited Vibration Testing, NASA/TM-1999-209382[R]. 1999.
- [13] IMBRAHIM S R, MIKULCIK E C. The Experimental Determination of Vibration Parameters from Time Responses[J]. Shock and Vibration Bulletin, 1976, 46(5): 183—198.
- [14] IMBRAHIM S R. Random Decrement Technique for Modal Identification of Structures[J]. AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, 1977, 14(11): 696—700.
- [15] IMBRAHIM S R. Modal Confidence Factor in Vibration Testing[J]. AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, 1978, 15(5): 313—316.
- [16] GJB 4239—2001, 装备环境工程通用要求[S].
- [17] 陈颖, 朱长春, 李春枝, 等. 某结构的多轴随机振动实验研究[J]. 实验力学, 2009, 4(1): 35—41.
- [18] 樊世超, 冯咬齐. 多维动力学环境模拟试验技术研究[J]. 航天器环境工程, 2006, 26(1): 23—28.
- [19] 冯咬齐. 结构动力学模拟试验计算机测试系统现状与发展趋势[J]. 航天器环境工程, 2003, 20(2): 37—40.
- [20] 杨松, 李声远, 王晓耕. 卫星动力学环境模拟试验技术展望[J]. 航天器环境工程, 2002, 19(2): 19—23.