

航天动力学环境的最新进展与技术展望

赵保平, 孙建亮, 蔡骏文, 庞勇, 高贵福

(北京机电工程研究所, 北京 100074)

摘要:总结了近年来航天动力学分析、试验方面的最新成果。按照航天飞行器寿命期不同阶段的特点,对动力学试验与理论建模、分析预示、试验技术、测量方法,特别是地面气候复合以及高速飞行热结构动力学分析与试验方面的工作进行归纳,并指出存在的不足,以及未来发展的方向。通过工程研制中的分析与数据积累修正,在建模分析预示、条件制定以及测量技术等方面取得显著成果,但由于飞行器复杂,在准确精细预示方法、热结构预示与试验技术方面以及气候复合状态下的分析与试验方面尚需大量研究。应坚持理论与试验、工程研制与研究相结合的方式,不断完善持续改进,实现动力学精细化预示与天地一致性试验。

关键词:飞行器; 航天动力学; 环境预示; 模态试验; 振动冲击; 虚拟试验

DOI:10.7643/issn.1672-9242.2015.03.002

中图分类号: TJ86; V411 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2015)03-0008-07

Recent Development and Prospect of Astrodynamic Environmental Technology

ZHAO Bao-ping, SUN Jian-liang, CAI Jun-wen, PANG Yong, GAO Gui-fu

(Beijing Mechanical-electronic Engineering Institute, Beijing 100074, China)

ABSTRACT: This paper summarizes the recent achievements in astrodynamic analysis and tests. According to the different characteristics in each life period of aerospace craft, the paper summarizes the dynamic tests and theoretical modeling, analysis and prediction, test technique and measurement methods, especially the thermal structural dynamic analysis and tests of complex ground climate and high-speed flight. The related shortcomings and future development directions are given. By means of engineering analysis, data accumulation and data correction, much improvement has been achieved in environmental prediction, environmental condition making, and measurement technology. However, due to complexity of spacecraft, much research work still needs to be done in aspects of methods for high-accurate prediction, thermal structural prediction and tests, and analysis and tests under complex climate conditions. To achieve high-accurate prediction and ground-fly-agreeing tests, the combination of theory and tests and the combination of engineering development and research should be insisted, and also, continuous improvement is required.

KEY WORDS: micron space debris; laser-driven flyer system; solar cell; volt-ampere characteristics; ORDEM2000

收稿日期: 2015-03-17; 修订日期: 2015-03-28

Received: 2015-03-17; Revised: 2015-03-28

作者简介: 赵保平(1962—),男,河北石家庄人,硕士,研究员,主要研究方向为产品环境工程、环境试验和可靠性试验。

Biography: ZHAO Bao-ping (1962—), Male, from Shijiazhuang, Hebei, Master, Researcher, Research focus: product environmental engineering, environmental test and reliability test.

动力学环境问题是飞行器设计中的基础与关键,国内外航天器在发射与飞行中振动、冲击造成的故障占据了相当大的比例,轻者影响精度和飞行稳定性,重者会造成失败^[1]。随着航天技术的发展,我国航天动力学取得了前所未有的成绩。同时由于信息、材料、微机械等技术的进步,飞行器也呈现出新的特点,动力学问题也出现了新的发展方向。

1 航天动力学环境预示与虚拟试验技术

1.1 动力学环境预示技术进展

动力学环境预示是航天飞行器设计的基础。近年来,航天动力学在环境预示方法上有所突破,开始摆脱对国外标准的依赖,并逐步走上工程实测数据持续修正的道路。一方面覆盖高频、中频、低频的全频域混合建模预示技术得到快速应用,为研制初期的动力学条件提供输入;同时采用型号研制累积的大量实测数据不断修正,某些产品形成了比较精确的动力学模型,制定了有别于国外与国军标的振动、冲击条件,并据此探索了多种经验外推、混合建模、非平稳数据处理等技术。

1.1.1 有限元-统计能量混合建模技术

飞行器在发射、飞行中受到振动、冲击和噪声影响,早期飞行器问题主要集中在低频部分,一般采用有限元方法就能解决。随着飞行器的发展,轻质、柔性、次级结构、设备内部结构等作用凸现,中高频问题凸现,所以近年来对FE-SEA混合方法的研究很多。主要针对航天器等复杂系统的特点,以飞行器典型结构为主,利用板梁组合结构开展数值仿真^[2],并细分子系统连接关系,使复杂连接随机子系统间能量传输关系具有了完整表达式。同时提出了损耗因子修正、推力修正、设备传递特性修正三级修正方法^[3]。完成了诸如卫星天线、太阳帆板、整星结构、运载器、导弹仪器舱、超声速飞行器等基础激励和混响声场动响应,并与试验数据进行了对比。中频段预示与实测结果之间吻合较好,甚至部分精度已经达到 ± 3 dB,但存在某些整体模态被遗漏、响应结果应用到复杂系统局部细分不够等问题,模型还需进一步完善。

1.1.2 振动冲击实测数据统计条件与外推技术

由于工程结构的复杂性,确定动力学环境的方法除混合建模外,还大量采用实测数据或相似产品外推等统计归纳与理论结合的方式,并取得了良好的效果。对气动激励载荷一般采用压力脉动计算或测量

值施加到飞行器表面,也采用计算气动声学CAA的方法。该方法弥补了传统CFD宽频声波不同波长传播不能准确刻画的缺点,与CFD紧密关联成为今后的重要方向,但在比例模型试验方面,需要对气动声学的相似律加以详细研究。振动冲击环境外推法是在参考型号有直接测量结果、新型号与参考型号的动力载荷自谱相似、测量位置结构近似的前提下,按照激励源缩比、结构表面质量密度缩比、飞行器直径缩比等三个基本缩比原则对新型号振动响应自谱量级进行外推的一种方法,弥补了有限元和统计能量缺点,简单实用,适用新型号研制,应用相当广泛^[4]。我国积累了大量数据,逐步形成了诸如根据设备固有频率特性确定半正弦冲击和能量谱点火冲击条件的制定方法,根据飞行数据确定振动环境条件并据此给出了马赫数从低到高的外推公式等经验公式和标准^[5]。由于数据积累系统性不够,基础数据挖掘不到位,与产品结构、性能等参数关联度不高,应用水平与国外相比还有较大差距。

1.1.3 非高斯、非平稳振动数据处理技术^[6]

飞行器在运输中因路面质量会诱发结构碰撞,飞行中因推力脉动、姿态变化等会产生非平稳振动,实测数据分析表明,其具有明显的超高斯分布特征。试验与仿真表明,超高斯分布振动会大大降低结构的疲劳寿命,采用宽带信号作为激励进行疲劳仿真分析,随峭度的增大疲劳损伤积累加快,疲劳寿命缩短。目前振动数据处理及振动试验条件均按照高斯分布进行,忽略了功率谱密度相同但时域数据分布不同对结构影响的差异,在某些特定的情况下应予以重视。

1.2 航天动力学环境预示发展方向

航天动力学环境主要方向是解决高速飞行器气动热带来的热结构动力学问题;动力学环境如何准确定位到设备甚至功能单元一级;如何建立起地面试验结果与飞行状态下的响应之间的关系等问题。

1.2.1 高速飞行器热结构动力学环境分析预示技术

高速飞行器是世界各国发展的重点,特别是长期在大气层飞行情况下与以往发动机置后不同,采用的是吸气式冲压发动机,具有飞行器结构推进一体化特点以及影响控制系统设计的气动/推进/弹性耦合效应^[7]。因此,外部气流与进气道流场同时作用于结构,有严酷的振动、噪声环境;另一方面,因气动加热、发动机高温影响,结构特性随温度变化呈现时变特征^[8],动力学环境具有全频域以及与高温耦合的特点。因此,气动激励源作用机理、吸气式飞行器内

外流激励振动环境预示与控制、流-固-温耦合物理场分析、热振声多物理场分析、热气动伺服弹性分析、复杂系统时变动力学特性分析、温度对复杂结构振动固有频率影响机理、热虚拟试验等技术成为目前研究的热点。目前在冲压发动机激励源预示技术方面取得了一定突破,在多物理场、特性分析、热伺服弹性分析等方面采用数值模拟、有限元分析与风洞试验、热模态试验等相结合的方法取得了较大进步,但对内外流场致振机理等尚不清楚,热结构试验与计算结果之间还存在很多不解之处。

1.2.2 基于设备功能的动力学环境预示技术

动力学环境预示的目标是使飞行器设计达到轻量化和良好的特性。目前的预示方法采用输入—结构传递—响应分析方法,属于正向分析,只有结构确定后才能进行。尽管对结构优化、完善设计提供了帮助,但对结构系统设计难以发挥根本性改变。其次,有限元、统计能量方法也存在不够细化、不能预示到设备和功能单元局部的缺点,只能给出全系统级或者舱段级的环境,即动力学环境预示与目标设备/单元功能、结构设计合理性以及环境适应性评价之间的桥梁没有建立起来。因此,近年来提出了基于设备功能的反向分析方法,即逆问题。基本思路就是根据飞行器设备的功能指标敏感性要求,把功能指标分解到设备安装部位和敏感物理量上,甚至对结构某些重要位置提出控制指标要求,这样会缩短设计周期,并一次性形成设计结果优化^[9]。

目前对该方法的研究取得了初步成果。其基本过程是:首先对飞行器不同位置、相同位置不同功能设备的动力学环境敏感量进行分析,在位移、速度、加速度等18个物理量中筛选,并分解到安装结构位置甚至到结构传递路径,作为显性指标用于约束结构设计和评估,结构完成后再进行预示,对结构目标点预示结果指标进行转化,与分解指标进行对比评估。这样,利用不同设备功能敏感的动力学环境特征量的不同,将预示结果与结构设计约束之间建立起直接联系,是未来飞行器结构设计的发展方向。该方法已初步用于惯性器件、光学导航、舵系统的动力学环境预示分析中,初步确定了功能设备敏感指标体系,并给出了指标转化方法,形成了一套较完整的思路^[10]。

1.2.3 飞行器动力学环境天地一致性问题研究

分析并模拟产品结构所在位置动力学环境的有效性是结构响应预测的关键之一^[11]。飞行器结构复杂,且具有多源输入特征,飞行中边界、气动附加刚度、载荷、噪声等影响因素很多,产品分析与地面试验的状态、模

型等一致性难以得到保证,传统方法对飞行复杂环境的准确预示比较困难。同时,因振动冲击遥测通道数量有限,难以统计归纳以描述飞行器各部位状况。热试车、发动机试验、火箭撬、功能试验等仅验证了飞行状态中的一个特定状态,但地面试验数量很大。天地一致性正是综合利用地面试验、分析和飞行遥测数据,根据地面试验系统与飞行状态下结构响应之间存在的映射关系,采用基于映射关系的动力学环境预示技术,对未知部位进行预测。目前,在多个飞行器设计中得到了初步应用。主要采用地面模态试验、地面试验测量数据建立模型,消除地面边界条件影响,运用支持向量回归机构建立两者之间的映射关系模型。通过大量地面试验与遥测数据作为训练样本,得到了回归模型曲线,并在典型结构上得到了试验验证,实现了由遥测点到其他结构点的预测^[11-12]。应用还存在不少缺点,一是遥测点数量有限,映射模型精度较低;二是遥测飞行环境较好,遥测数据样本量不够完备,边界条件模型精度不高,需要结合仿真分析完成。

1.2.4 动力学环境虚拟试验技术

虚拟试验是随航空航天等技术发展和任务增加及大量数据积累而产生的,其意义在于:一方面产品模型包含了不同激励下的响应信息,可分析方向性结果,降低人工判断遗漏,减少实物试验数量,降低成本;另一方面,实物试验前对试验设计方案进行快速评估,确定其合理性和可行性以及安全、质量、经济性^[13]。同时对于超出试验能力范围或其他限制的,或难度大、成本高以及无法准确模拟极限载荷工况情况的,更适合采用虚拟试验技术对其进行考核验证。虚拟试验建模过程侧重于大量试验数据积累和不断修正的结果上,因此需要一个循序渐进不断完善的过程。国外起步较早,美国已形成基于虚拟试验验证技术的公共支撑框架TENA,以及以JMETC为代表的大型综合试验验证系统,并在F-22、宙斯盾等武器系统中得到应用。国内取得了一些阶段性的应用成果,军工产品虚拟试验领域已形成自主知识产权的通用支撑技术框架VITA。主要困难在于数据积累及其规范性较差,比较简单的结构和单一因素的虚拟试验方法已取得良好进展,而复杂结构多物理场耦合环境方面还存在很大距离。

2 航天动力学环境试验技术

2.1 大型复杂结构模态试验技术

模态试验技术发展较成熟,在单点与多点正弦激

振的基础上发展了多点随机激振和综合模态试验技术,目前已广泛用于航天等领域结构动态设计、振动控制和故障诊断中。我国航天器、运载器和发射装置等大型系统均开展结构模态分析、模态试验,研制过程中要进行结构部组件、全系统、飞行器/发射箱(筒)/发射架(车)/平台联合模态试验,以确定结构系统特性对发射精度、飞行稳定性和设备环境适应性的影响^[14]。大型复杂结构模态试验方法主要有宽带随机激振法、纯模态法、锤击法、步进正弦法、工作模态法等。模态参数辨识方法常用的有频域直接拟合法、时域多参考点复指数法 LSCE 算法、工作模态 polymax 算法等。大型模态试验技术发展有高温环境下的热模态试验技术、三维/多体等非梁模型识别与应用、时变结构模态参数识别方法。

在航天产品中往往存在多体、集中质量、间隙、弱连接、柔性结构等结构非线性以及刚度、质量、阻尼等参数非线性,相应技术尚不成熟,目前多用于飞行器操纵面模态试验。方法主要有测量静刚度法、测量动刚度法、消除间隙和摩擦的橡皮绳加载法以及改变激振力的纯模态试验方法。测量静刚度法是测量结构在不同静力载荷下的刚度。测量动刚度法则是给结构施加可变的正弦激励载荷,在考虑刚度引起的非线性同时引入了阻尼引起的非线性。橡皮绳加载法则是用弹性力消除结构间隙和摩擦,然后测量结构线性化后的模态参数。改变激振力的纯模态试验方法跟线性结构纯模态法类似,通过改变激振力的频率和大小、得到不同激振力下的结构模态参数^[15-16]。

2.2 微机械模态试验技术

新型飞行器大量采用惯导对准、地形匹配、光学制导等技术,相应的印制电路板、辅助结构、机构、支架、内部结构的动力学特性直接影响飞行稳定性和设备精度。由于此类结构质量轻、刚度小、结构复杂,传统模态试验方法带来的附加刚度和质量与被测结构相当,精度难以保证^[17],因此采用声激励和光测替代传统激振杆或锤击法等接触式激励和加速度传感器测量方法,可以弥补相应不足。重音喇叭发出的声能足以激发出小质量结构件的模态,但要解决声源与现有设备的阻抗匹配、相位匹配等问题。目前国内有采用低频高密度体积声源集成的非接触激励,加速度测量采用激光测振仪,消除了附加刚度和质量的影响。通过对比试验,两种激励方式得出的频率、振型结果一致,声激励试验结果与典型算例结果更吻合,精度更高。

2.3 多输入多输出振动试验技术

目前比较流行的振动试验做法是用多个振动台模拟飞行器运输、发射与飞行动力学环境,以模拟多激振源,并提高激振力分布均匀性或提高推力以及柔性结构的试验效果,并在军事、航空、电子等领域广泛应用,美军标和国内标准均有相关内容。同时国外 SD, DP, IMV, LMS 等公司拥有多台振动控制仪商用产品。国内在 20 世纪 90 年代就开始了这方面的研究,在细长体双振动台试验、设备级三轴振动试验方面应用比较成熟,并形成了相关行业和国军标等标准。南航、亿恒等单位多台控制技术也逐步成熟并形成了商用产品。目前中国航空综合技术研究所等正在建设大型多振动台试验系统,但大型产品结构多样,特性各异,而多输入多输出控制方法依赖于产品结构传递特性,所以通过实测数据统计归纳而形成试验条件,包括控制矩阵对角元素设定在内的多振动台控制还需要深入研究^[17]。此外还有利用多个压电元件来模拟实际环境的分布式振动试验技术。制定合理的多台多轴的振动试验条件,针对具体试验件研究激励方案以及多轴振动与热环境耦合试验方法等问题是以后研究的重点方向。

2.4 离心复合试验技术

飞行器在机动转弯等动作会产生过载,同时有温度、振动、冲击等共同作用的复合环境。对于特定产品结构,离心复合环境会影响到产品的精度和功能。离心复合试验在国内外发展比较迅速,美国的 UC Davis 大型振动离心机系统包含了水平单向、垂直/水平双向振动、试验摄像观测系统、电阻层析成像系统等,是目前振动离心机的最高水平。目前国内的离心复合试验技术通常是以离心机为主体,在机臂上安装温度箱、振动台来实现的。这种方法存在的技术难题是离心力作用下振动台动圈会发生偏转,须设计纠偏系统,同时必须考虑对振动台固有特性的影响。目前国内多为小型振动离心机,并在航天、水利水电以及核工业得到应用,但振动台推力偏小限制了试验系统的广泛应用。中物院等单位对离心复合试验系统进行了深入研究,并根据需求提出了模拟飞行过程的高动态离心试验、STS 环境模拟等试验模拟技术。

3 热结构动力学试验技术

由于高超声速飞行器速度高,动力学特性与以往

有很大不同,尤其以高温耦合影响为重。在热结构动力学建模分析的基础上,根据考核目的应尽量减少耦合因素,突出主要矛盾^[18],可以分别进行两两或多耦合因素试验验证。

3.1 热结构时变模态试验技术

由于气动加热效应等影响,高速飞行器结构受到温度梯度影响,相应的材料物性参数、结构刚度、热应力等随飞行时间变化,飞行器动力学特性随时间变化并影响到飞行控制。高温影响机理复杂,对简单结构而言,以材料弹性模量下降为主,符合结构固有频率下降规律;对复杂结构,热应力导致刚度分布变化,结构特性难以预测,各阶固有频率并不完全符合随温度升高而降低的直观规律^[19]。

结构热模态试验是获取热结构动力学特性的主要方法,但由于地面试验受到的影响因素更多,热边界影响以及结构边界受热影响的刚度变化复杂,也是国内外研究的前沿与热点,成为集控制、信号处理和结构动力学的一个交叉学科,借助线性系统和信号处理等领域的研究成果发展出一些有效的时变模态参数辨识算法。国外如NASA早期研究成果表明,温度对结构模态参数的影响明显,但振型基本不变,均为基于傅里叶变换的模态参数辨识算法,仅是温度稳定环境结论。国内基于高超声速飞行器发展,提出了基于递推子空间方法的时变模态参数辨识算法,可以通过状态空间联系到结构的振动微分方程,找到彼此的契合点,这种方法也是参数化的模型,识别精度更高。工程中一般分两步完成,先获取不同温度稳定环境下的模态参数,以此为基础再获取结构模态参数随着温度变化的详细变化。

3.2 热振动/噪声试验

与热耦合的动力学试验用于验证不同温度、湿度分布下结构的传热特性,温度分布以及振动、噪声、疲劳特性。由于影响因素多、技术难度大,到20世纪90年代才开始逐步完成工程实现。飞行器昂贵且材料存在不可逆因素,一般按热振动、热噪声、热疲劳等两两组合进行试验,从飞行器经历的环境剖面及飞行器局部分析,提炼需解决的主要矛盾,分析、设计多组试验,进行相对简化的环境因素组合模拟和覆盖性考核与评估。目前具有热噪声试验设备和试验能力的国家有德国、俄罗斯、美国等,根据考核的主要目的进行部件、舱段、整机试验。国内航天、航空等试验机构均建成了较大规模的热试验设施,具有系统级1300℃以下热振

动、热强度、热疲劳、热模态试验能力,部件级650℃以下热噪声试验能力。热噪声试验主要针对薄蒙皮、TPS结构等对热、噪声联合作用敏感的结构。

3.3 热结构动力学参数非接触式测量技术

由于高温的影响,传统的应变、振动、压力测量手段受到限制,因此,近年来出现了适宜高温环境下测量的新技术。

非接触式振动测量技术主要是应用多普勒原理、激光干涉原理的测振方法,因其非接触、无附加质量、动态范围大和精度高,所以在热模态、热振动等试验中广泛应用。由于其存在安装对准、激光反射效果、热蒸腾效应问题,影响了振动测量精度。

非接触式热应变测量方法有基于数字图像处理的方法^[20]和数字图像相关方法^[21]等。此外还有电子散斑干涉法、云纹干涉法等方法^[21]。这些方法测量灵敏度非常高,并具有测量结果直观可视的优点。

高动态应变测量技术主要采用光纤Bragg光栅动态应变传感器,其特点是信号频率高、信噪比高。瞬态应变测试在实用的信号解调方面还存在响应速度方面的瓶颈问题,尚需做大量工作。

压力脉动测量技术^[22]包括有以下几种:传感器外加冷却护套,但存在局部冷区大热梯度和声歪曲;光纤传声器,在727℃以下有良好频响特性;等离子传声器,可用于高温、高速、高焓值气流中的噪声、热流等多参数的同步测试;将高温下的噪声用波导管导出测量,已在发动机内部噪声测试等任务中得到应用。

4 气候环境作用下复杂结构动力学问题

飞行器地面阶段运输、执勤环境复杂,存在平台、工作/人工诱发与气候组合环境影响,其振动冲击响应不但有其特殊性,而且有时比飞行环境更为严酷^[5, 23]。

飞行器-发射装置-平台等构成的系统动力学问题主要体现在以下方面。

1) 载荷激励存在平台多样性,发射状态下风载荷激励,车辆运输中道路障碍等情况下的颠簸冲击、刹车冲击、振动,舰船平台受海浪冲击、炮击、爆炸冲击传递到产品的振动冲击响应等^[24]。

2) 连接结构存在诸如多联装刚弹转换、适配器、运输中的减震器阵列等特殊情况,以及车辆发射装置起竖折叠状态下的多体结构,存在结构非线性,在温度变化等情况下动力学特性会发生相应的改变^[14]。

3)发射装置、地面设备往往尺度较大,存在大尺度效应,在温度、阳光、风载荷、平台诱发等叠合作用下,产生局部变形等,即存在局部微环境问题,长期作用下产生疲劳或应力腐蚀^[18,26]。

4.1 飞行器-发射装置动力学响应分析

地面阶段主要表现为运输中的冲击、振动,舰载爆炸冲击、风载荷等情况。近年来国内外利用 NASTRAN 等软件开展了大量研究,特别是对水下爆炸冲击响应进行了深入分析,采用大质量法、动态设计分析等方法,综合考虑了分布质量惯性力、结构传播效应等因素,给出了发射装置的变形和应力,并得出大长细比产品对冲击敏感、横向响应较大、沿长度方向响应差异较大等结论^[26]。由于系统构成复杂,很难得到精确的振动应力,只能采取实测数据^[24]。通过大量实测数据统计分析,得到了直接用于工程的成果,火箭在运输车上的振动应力为正态分布或威布尔分布,对组合系统力学特性影响很大^[27]。通过比较公路、铁路、海上、飞机运输振动特点,公路的振动量级最大,且主要以低频振动为主。通过实测数据也发现,在大外载荷作用下,如在路况很差、风浪很大的情况下,由于连接结构、接触面、安装固定面的存在,可能会激发出多平台固有频率以外的高频冲击振动,并具有超高斯分布特征^[25]。

4.2 飞行器-发射装置-平台系统动力学特性研究

地面阶段存在连接状态差别大、边界不确定性大、导致的结构非线性变化等影响,诸如运输状态下的弹性(减震器阵列等)边界、动态载荷下边界力变化、待机发射状态边界、车/舰发射过程中的适配器滑动状态变化、机载发射、不同温度/湿度/风载荷影响、水下发射影响等。仅部分情况一阶固有频率计算较为准确^[28],且不同测试方法(敲击法、路障冲击工作模态等)模态频率差别较大^[14]。目前产品研制过程中均要完成水下模态、发射箱/架/飞行器、车辆/发射箱/飞行器、飞机/发射架/飞行器等稳定状态的特性试验,除研究飞行器在平台的性能变化外,还可以获取飞行器对平台系统的影响,如是否会与机翼、发射箱等发生共振^[29],以及如何改进结构,降低系统各部位的动态应力^[30]。

4.3 气候-工况/平台诱发载荷组合环境下动力学特性研究

飞行器在地面阶段尽管温度比较温和,但平台

诱发、气候环境的复合及累积效应突出。舰船平台上,除经历摇摆、冲击和振动外,还有阳光照射的光化学和温升效应。大型产品大尺寸效应产生的累积变形和应力不容忽视,与盐雾、潮湿等形成气候-力学复合环境,加剧了结构的破坏。地面车辆平台经历颠簸、刹车等过载和冲击以及气候环境影响。平台上大型复杂结构系统内部可能会存在着大量高于设计或整体平均设计条件的局部微环境,如大型结构中的减震器阵列在外力诱发下的不均匀分布会导致某个减震器失效并导致连锁反应整体损坏,固发中的装药界面应力等,影响飞行器寿命。系统的损坏最终可以归结为某个部位、构件、器件的故障,因此,目前的解决方法主要是把地面阶段飞行器与平台作为一个多体、柔性、非线性系统分析,确定关键薄弱环节,并根据局部结构的工况载荷应力和微气候环境等效成典型试验构件,附加少量整机级试验,评估其适应性和寿命。此外,为防止偶发事件和系统复杂性难以判断的破坏问题,普遍采用自动记录设备,可以长期监测关键部位环境数据,并与设计基线比较,预判出相应的问题^[1,31]。

基于上述分析,目前在该方面的发展方向主要有:气候作用下的大尺度装备动力学分析及疲劳寿命研究;气候环境下复杂结构力学特性分析技术;飞行器-发射装置-平台系统微环境分析;健康管理与诊断技术等。

5 结语

飞行器动力学环境问题会随着工程需求不断出现新的变化,但解决方法不外乎分析与试验两种方法。通过工程实践,分析预示、试验与产品功能密切相关,型号结构、功能、材料、器件的变化,会带来分析与试验方法的变化。

参考文献:

- [1] 赵保平. 航天产品常见振动问题及对策[J]. 航天器环境工程, 2008, 25(6): 242—246.
ZHAO Bao-ping. Frequently Happened Vibration Problems of Aerospace Craft and Countermeasures for Them[J]. Space-craft Environment Engineering, 2008, 25(6): 242—246.
- [2] 张瑾, 马兴瑞, 韩增尧, 等. 中频力学环境预示的 FE-SEA 混合方法研究[J]. 振动工程学报, 2012, 25(2): 206—214.
ZHANG Jin, MA Xing-rui, HAN Zeng-yao, et al. FE-SEA Hybrid Method for the Mid-frequency Dynamic Prediction[J]. Journal of Vibration Engineering, 2012, 25(2): 206—214.

- [3] 庞勇. 基于实测数据的混合建模技术[D]. 北京:北京机电工程研究所.
PANG Yong. Hybrid Modeling Method Based on Field Data [D]. Beijing: Beijing Mechanical-electronic Engineering Institute.
- [4] NASA-HDBK-7005, Dynamic Environmental Criteria[S].
- [5] MIL-STD-810F, 环境工程考虑和试验室试验[S].
MIL-STD-810F, Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests[S].
- [6] 赵保平, 孙建亮, 庞勇. 航天产品环境适应性问题研究[J]. 装备环境工程, 2011, 8(2): 51—57.
ZHAO Bao-ping, SUN Jian-liang, PANG Yong. Research on Environmental Worthiness Problems of Aerospace Product[J]. Equipment Environmental Engineering, 2011, 8(2): 51—57.
- [7] 唐硕, 祝强军. 吸气式高超声速飞行器动力学建模研究进展[J]. 力学进展, 2011, 41(2): 187—200.
TANG Shuo, ZHU Qiang-jun. Research Progress on Flight Dynamic Modeling of Air Breathing Hypersonic Flight Vehicles [J]. Advances in Mechanics, 2011, 41(2): 187—200.
- [8] 梁德利, 于开平, 韩敬永. 高速飞行器振动噪声环境预示技术[J]. 噪声与振动控制, 2013(10): 58—63.
LIANG De-li, YU Kai-ping, HAN Jing-yong. Advances in Noise and Vibration Environment Prediction of High Speed Spacecrafts[J]. Noise and Vibration Control, 2013(10): 58—63.
- [9] 赵保平, 刘小平. 基于设备功能的动力学环境指标转化技术研究[C]// 中国宇航学会结构强度与环境专委会暨航天科技集团公司第十信息网2014年会论文集. 北京: 中国宇航学会结构强度与环境工程专委会, 2014.
ZHAO Bao-ping, LIU Xiao-ping. Research on Dynamic Environmental Parameters Conversion Based on the Device Characteristics[C]// China Aerospace Committee Structure and Strength Department Conference and CASC No.10 net 2014 Conference Papers. Beijing: Chinese Astronautics Structural Strength and Environmental Engineering Committee, 2014.
- [10] 宋光明. 基于设备功能的动力学环境预示技术[D]. 北京: 北京机电工程研究所, 2014.
SONG Guang-ming. Prediction of Dynamic Environment Based on the Device Characteristics[D]. Beijing: Beijing Mechanical-Electronic Engineering Institute, 2014.
- [11] 毛文涛. 支持向量机回归模型选择研究及在综合力学环境预示中的应用[D]. 西安: 西安交通大学, 2011.
MAO Wen-tao. Research on Selection of Support Vector Regression Model and Application on Synthesized Environment Prediction[D]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University, 2011.
- [12] 杨洁明, 李敏, 周成召. 支持向量回归机在动态载荷识别中的应用[J]. 振动、测试与诊断, 2006, 26(增刊): 258—261.
YANG Jie-ming, LI Min, ZHOU Cheng-zhao. Support Vector Machine Application in Dynamic Load Identification[J]. Journal of Vibration Measurement and Diagnosis, 2006, 26 (Supp): 258—261.
- [13] 王磊, 王飞, 王海东, 等. 细长型飞行器双台随机振动试验虚拟试验技术研究[J]. 上海航天, 2014, 31(1): 56—62.
WANG Lei, WANG Fei, WANG Hai-dong, et al. Research on Virtual Vibration Test of Dual-exciter Random Vibration Test for Slender Aero Craft[J]. Aerospace Shanghai, 2014, 31(1): 56—62.
- [14] 张伟, 荣克林. 导弹公路运输模态试验研究[J]. 强度与环境, 2011, 38(2): 34—39.
ZHANG Wei, RONG Ke-lin. Research on Missile Transportation Modal Test[J]. Structure & Environment Engineering, 2011, 38(2): 34—39.
- [15] 王大鹏, 蔡骏文. 系统附加质量和附加刚度对模态试验结果的影响[J]. 飞航导弹, 2003(6): 45—47.
WANG Da-peng, CAI Jun-wen. System Add-ons Mass and Add-ons Rigidity Effect on Results of Modal Test[J]. Winged Missiles Journal, 2003(6): 45—47.
- [16] 何辉. 导弹舵机/舵面系统模态试验方法研究[J]. 航空制造技术, 2014, (12): 87—89.
HE Hui. Research on Modal Test Method for Missile Servo/Rudder System[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, (12): 87—89.
- [17] 赵保平, 王刚, 高贵福. 多输入多输出振动试验应用综述[J]. 装备环境工程, 2006, 3(6): 25—32.
ZHAO Bao-ping, WANG Gang, GAO Gui-fu. Application of Multiple Input and Output Vibration Test System[J]. Equipment Environmental Engineering, 2006, 3(6): 25—32.
- [18] 赵保平, 张韬, 孙建亮, 等. 航天复杂产品研发中的环境适应性设计[J]. 强度与环境, 2013, 40(5): 1—9.
ZHAO Bao-ping, ZHANG Tao, SUN Jian-liang, et al. Design of Environmental Worthiness for Aerospace Product System [J]. Structure & Environment Engineering, 2013, 40(5): 1—9.
- [19] 庞世伟, 于开平, 邹经湘. 用于时变结构模态参数识别的投影估计递推子空间方法[J]. 工程力学, 2005, 22(5): 115—119.
PANG Shi-wei, YU Kai-ping, ZOU Jing-xiang. A Projection Approximation Recursive Subspace Method for Identification of Modal Parameters of Time-varying Structures[J]. Engineering Mechanics, 2005, 22(5): 115—119.
- [20] VOLKL R, FISCHER B. Mechanical Testing of Ultra-high Temperature Alloys[J]. Experimental Mechanics, 2004, 44 (2): 121—127.
- [21] GRANT B M B, STONE H J, WITHERS P J, et al. High-Temperature Strain Field Measurement Using Digital Image Correlation[J]. Journal of Strain Analysis for Engineering Design, (下转第 33 页)

- [7] ASTM-E-595-06, Standard Test Method for Total Mass Loss and Collected Volatile Condensable Materials from Outgassing in a Vacuum Environment[S].
- [8] 周传良. 高度污染敏感有效载荷的真空烘烤技术[J]. 航天器环境工程, 2006, 23(6): 340—343.
ZHOU Chuan-liang. Vacuum Bakeout Technology for Spacecraft Payload with High Sensitive Contamination[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2006, 23(6): 340—343.
- [9] 院小雪, 刘国青, 易忠, 等. 空间次生环境研究及探测方法概述[J]. 航天器环境工程, 2014, 31(2): 217—222.
YUAN Xiao-xue, LIU Guo-qing, YI Zhong, et al. Review of Induced Space Environment and Related Detecting Methods [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2014, 31(2): 217—222.
- [10] WOOLDRIDGE Eve M. Contamination Control Considerations for the Next Generation Space Telescope (NGST) [R]. Goddard Space Flight Center, NASA Report Number: 19980237489, 1998.
- [11] 黄本诚, 马有礼. 航天器空间环境试验技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
HUANG Ben-cheng, MA You-li. Space Environment Test Technology of Spacecraft[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2002.
- [12] 吴东, 韦锡峰, 康纪军. 某型号真空热试验污染问题排查及对策解析[J]. 航天器环境工程, 2009, 26(1): 77—79.
WU Dong, WEI Xi-feng, KANG Ji-jun. Trouble Shooting and Analysis of Strategies for Satellite Contamination in a Vacuum Thermal Test[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2009, 26(1): 77—79.
- [13] 焦子龙, 庞贺伟, 易忠, 等. 航天器真空热试验污染物成分分析[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(6): 711—714.
JIAO Zi-long, PANG He-wei, YI Zhong, et al. Composition Analysis of Contaminant in Thermal Vacuum Test for Spacecraft[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27(6): 711—714.
- [14] 杜春林, 许忠旭, 刘春, 等. 热阴极电离真空规在卫星热试验中的使用与失效分析[J]. 装备环境工程, 2012, 9(3): 19—23.
DU Chun-lin, XU Zhong-xu, LIU Chun, et al. Analysis of Hot Cathode Ionization Vacuum Gauge Usage and Failure in the Satellite Thermal Test[J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(3): 19—23.
-
- (上接第14页)
- 2009, 44(4): 263—271.
- [22] 王晓飞, 王刚, 沙云东. 试验环境下耐高温噪声测量技术概述[J]. 环境模拟技术, 2014(8): 13—18.
WANG Xiao-fei, WANG Gang, SHA Yun-dong. Summary of Acoustic Measurement Technology of High Temperature Resistance in the Test Environment[J]. Environmental Technology, 2014(8): 13—18.
- [23] 王一临, 罗兰. 提高武器装备的运输环境适应性[J]. 装备环境工程, 2005, 5(2): 54—58.
WANG Yi-lin, LUO Lan. Increasing Transport Environmental Worthiness of Weapons[J]. Equipment Environmental Engineering, 2005, 5(2): 54—58.
- [24] 庞勇, 曹文洲. 发射平台对飞行器环境影响的研究[J]. 质量与可靠性, 2010(增刊): 457—461.
PANG Yong, CAO Wen-zhou. Research on Launch Flat Effect on Spacecraft Environment[J]. Quality and Reliability, 2010(Suppl): 457—461.
- [25] 赵保平, 张韬. 系统级产品环境试验与评估若干问题探讨[J]. 装备环境工程, 2012, 9(6): 54—62.
ZHAO Bao-ping, ZHANG Tao. Discuss on Environmental Test and Evaluation of System Grade Products[J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(6): 54—62.
- [26] 蓝仁恩, 谭浩, 张志勇, 等. 舰载发射箱在水下爆炸载荷下的瞬态响应分析[J]. 战术导弹技术, 2014(4): 38—42.
LAN Ren-en, TAN Hao, ZHANG Zhi-yong, et al. Transient Response Analysis of Launch Box on Ship under Explosion Load[J]. Tactical Missile Technology, 2014(4): 38—42.
- [27] 江洪开, 张世英, 华明军, 等. 运输环境中火箭贮箱强度可靠性仿真[J]. 上海航天, 1996, 22(1): 27—31.
JIANG Hong-kai, ZHANG Shi-ying, HUA Ming-jun, et al. Intensity Reliability Simulation for Rocket Tank in Transportation Environment[J]. Aerospace Shanghai, 1996, 22(1): 27—31.
- [28] 冯翔, 李向斌, 关正西, 等. 运输环境中某战术导弹结构振动特性分析[J]. 固体导弹技术, 1999, 22(1): 6—9.
FENG Xiang, LI Xiang-bin, GUAN Zheng-xi, et al. Finite Element Structure Vibration Characteristic Analysis of a Solid Missile in Transportation Environment[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1999, 22(1): 6—9.
- [29] 王清海, 刘仲敏, 陈小兵. 基于PANTRAN/NASTRAN的发射装置震动特性设计[J]. 航空兵器, 2011(2): 52—56.
WANG Qing-hai, LIU Zhong-min, CHEN Xiao-bing. Design of Launcher Vibration Characteristic Based on Patran and Nastran[J]. Aero Weaponry, 2011(2): 52—56.
- [30] 刘领先, 岳葳, 唐卫平, 等. 基于DDAM方法的舰艇导弹发射装置冲击仿真[J]. 四川兵工学报, 2011, 32(2): 33—35.
LIU Ling-xian, YUE Wei, TANG Wei-ping, et al. Simulation of Resistant Shock Capability of Missile Launcher Based on DDAM[J]. Sichuan Ordnance Journal, 2011, 32(2): 33—35.
- [31] 赵保平, 孙建亮, 张韬, 等. 产品定寿延寿中的几个环境问题[J]. 装备环境工程, 2014, 11(4): 21—25.
ZHAO Bao-ping, SUN Jian-liang, ZHANG Tao, et al. Problems of Environment Engineering in Life Estimation and Prolongation of Products[J]. Equipment Environmental Engineering, 2014, 11(4): 21—25.