超声速飞行器环境工程中的力学问题

赵保平, 张韬*

北京机电工程研究所, 北京 100074

*联系人, E-mail: cui_miao@sina.com

收稿日期: 2018-06-10; 接受日期: 2018-11-14; 网络出版日期: 2019-01-09

摘要 本文说明了以液体冲压发动机为动力的超声速飞行器与其他类型飞行器的差异, 详细介绍了国内外的相关标准, 分析了目前标准无法满足型号需求的原因, 并给出了依据实测数据对标准进行研究的成果. 本文对国内外超声速飞行器动力激励源的工作过程和研究情况进行了综述, 强调了目前的研究内容、研究方向与实际型号需求存在较大差异, 分析了现有的研究成果无法满足型号环境适应性的问题. 本文详述了型号工作中动力学分析方法的研究现状, 并从地面试验、测量、故障分析等工作中的典型事例说明了型号工作的特点和难点, 从另一方面说明型号研制过程中环境工程存在着诸多难题.

关键词 超声速飞行器, 环境工程, 力学

PACS: 05.40.-a, 02.70.Dh, 07.07.-Df, 07.10.-h

1 概述

超声速飞行器是指在大气层中长时间飞行的、一级动力为固体火箭发动机、二级动力为液体冲压发动机的飞行器, 与亚声速飞行器或短时高速飞行器的力、热环境明显不同, 一方面, 长时间气动加热效应明显(一般超声速飞行器的外表面气动加热造成的温度达到 400°C – 600°C , 高超声速飞行器达到 1000°C 以上), 同时内部设备长时间工作发热及内外隔热层影响, 造成舱内高温反过来对设备散热设计影响巨大. 另一方面, 超声速飞行器采用的液冲压发动机工作原理与涡喷、涡扇及固体火箭发动机差异较大, 工作时诱发振动量级达到 30 g ^[1,2].

另外, 在远距离飞行的技战术指标要求下, 燃料比重提高, 结构重量占比下降, 振动放大问题严重, 给设备带来更严酷的环境. 因此, 超声速飞行器不仅具有一般飞行器的环境工程特点, 还具有众多自身的工程难点, 给型号研制带来许多基础技术和工程技术的问题^[3].

本文从型号研制角度出发, 从多个方面说明了超声速飞行器环境工程的工作难点, 分析了国内、外现有的相关标准、环境分析方法、实际工程应用方法等实际情况, 说明了超声速飞行器环境工程的特点与难点和目前的动力学研究进展还无法满足型号需求的现状, 并对超声速飞行器实际型号几个典型的环境工程问题的研究过程进行了应用说明.

引用格式: 赵保平, 张韬. 超声速飞行器环境工程中的力学问题. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 024505

Zhao B P, Zhang T. Mechanical problems in supersonic vehicle environmental engineering (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2019, 49: 024505, doi: [10.1360/SSPMA2018-00219](https://doi.org/10.1360/SSPMA2018-00219)

2 超声速飞行器力学环境相关标准研究

飞行器力学环境的分析与试验的相关标准是型号经验的总结,也是新型飞行器设计的基础.快速、准确地提供力学环境的设计指导,能够增加型号设计的稳定性,确保型号研制进度.

目前,我国航空航天型号的力学环境设计的国军标或者国标等主要是引用国外的相关标准,这些标准在试验方案设计、试验条件分析和试验方法选择等多方面起到重要作用.

2001年,美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)颁布了NASA-HDBK-7005《动力学环境准则》^[4],对飞行器动力学环境设计起到了指导作用.《动力学环境准则》将飞行过程分解为多个任务剖面,对每个任务剖面典型的力学环境进行了分析.《动力学环境准则》的最大贡献在于对复杂环境(振动、噪声、点火冲击等)的分析提供了指导性方法,如统计能量方法、试验方法、替代方法等.

GJB1027A-2005《运载器、上面级、航天器试验要求》^[5],该标准引用了MIL-STD-1540C《运载器、上面级和航天器试验要求》^[6]和NASA-HDBK-340A《运载器、上面级和航天器试验要求》^[7]卷I(基线)、卷II(使用指南的重要结论和设计思想),给出了以大型运载火箭为运载平台的设备噪声、振动的试验条件.标准中规定了验收试验条件为环境预示的最大量级,并以实际小样本的角度从统计意义上给出了验收试验条件和例试试验的定义和关系.

MIL-STD-810^[8]系列标准对各种飞行器的力学环境(加速度、振动、冲击和噪声)进行了详细说明,并给出了多个经验公式,便于快速设计.我国据此标准制定了GJB 150^[9]系列标准.在飞行器振动试验项目中,依据在F104, F18, C130和AH-64等飞机上获得的实测数据,经统计分析得到了振动计算公式.

以上诸多标准,可以满足亚声速飞行器的力学环境设计,甚至基本满足以固体火箭发动机为动力的飞行器的力学环境设计.但对以液体冲压发动机为动力的超声速飞行器而言,以上标准有很多疑问.首先,动力系统差异较大,在标准中并没有反映.原因在于美国并没有以液体冲压发动机为动力飞行器.其次,超声速飞行状态下噪声环境没有在标准中得到体现.标准中

的噪声环境来自于大型固体火箭发动机和飞机的地面实测噪声环境;再次,标准中出现了各种跌落冲击和着陆冲击的试验条件,却没有给出冲压发动机点火冲击和固体火箭发动机点火冲击试验条件.

在无现成标准可用的情况下,结合试验数据,通过对国内外标准的研究,我们获得了更合理的超声速飞行器的力学环境设计准则.首先,我们利用实测数据开展了数据拟合,获得了液体冲压发动机为主要激励源下的振动环境与动压平方成线性关系的经验公式,并成功用于新型号的设计.确定了含隔热层的舱体结构舱体外噪声应高于舱内噪声20 dB左右,从而大幅度降低了舱内设备的噪声试验条件,甚至大范围取消了设备的噪声试验,只要求在局部结构附近的设备需要进行噪声试验.开展了实测冲击环境分析,提出了按照设备固有频率确定冲击脉宽的冲击试验方法.充分利用冲击响应谱的物理含义,大幅度降低了设备承受冲击环境.

3 超声速飞行器诱发力学环境的特点与难点

超声速飞行器在飞行中的力、热环境不仅受到动力系统、飞行弹道的影响,还受到自身结构和材料的影响.一般的飞行过程分为两个比较典型的阶段,即固体火箭发动机工作段(助推段)和液体冲压发动机工作段(高速巡航和攻击段).固体火箭发动机工作段将飞行器从低速带入到超声速.固体火箭发动机点火和离地升空诱发的冲击和非平稳振动是超声速飞行器助推段力学环境主要的动力源.

固体火箭发动机的工作过程在近几十年得到了深入研究,在内弹道领域,研究发表了大量文章,理论方法和试验方法都比较成熟.固体火箭发动机的整个工作过程包含了电爆管点爆的爆燃、点火发动机药柱点燃与高速燃气射流、燃烧室药柱的化学-热力学-弹塑性力学的点燃与燃烧室快速建压、燃烧室高压打破喷嘴口堵盖燃气快速泄漏冲击和燃烧室压力稳定等过程.

固体火箭发动机的研究主要从两个目的出发:药柱结构的安全性和弹道控制的推力.文献^[10]对其过程进行了详细说明,并采用CFD方法仿真了燃烧室的压力波建立过程.文献^[11]对点火发动机喷流和装药

型面之间的干扰进行了数值分析. 分析方法采用了二阶迎风格式和 $k-\epsilon$ 湍流模型, 分析得到点火器喷嘴截面半径与主发动机装药通道半径之比对固体火箭发动机稳定燃烧性能的影响. 文献[12]对点火器对药柱的影响进行了详细分析.

但是, 在理论和实验研究中较少看到固体火箭发动机工作(含点火)过程对飞行器结构、设备的影响. 文献[13]只对测力提出要求, 对传感器频率没有提出要求. 文献[14]给出了国内现有试车台架测力的能力, 目前现有试验台架的最小脉动冲宽为20 ms, 显然无法满足掌握固体火箭发动机点火诱发冲击的要求.

有关固体火箭发动机的诱发振动, 理论研究也比较少, 由于药柱、壳体的非线性和燃烧过程的非线性等导致理论研究进展较慢.

高速巡航和俯冲攻击段的动力来自液体冲压发动机. 液体冲压发动机相对于涡喷/涡扇发动机而言, 结构简单, 但工作过程复杂^[15]. 与飞行器机体呈一体化的进气道将同时受到内外流脉动影响, 极端情况下, 激波会被推出进气道从而诱发喘振. 在某些状态下, 也会由于激波振荡, 产生自激振动, 导致壁板的非线性和破坏^[16,17]. 当超声速气流进入发动机过渡段, 过渡段将超声速气流降低到亚声速或者低超声速, 气流将遇到典型的激波——湍流附面层的共同作用, 导致激波结构异常复杂, 尤其是超燃状态下, 会出现多种激波系结构^[18]. 发动机燃烧室内的气流特性不仅与发动机点火机构类型、燃油供给位置有关, 还与燃油的材料属性有密切关系. 因此, 发动机工作过程中燃烧热噪声、涡动噪声、湍流效应以及与燃烧室的相互作用导致的多物理场耦合振动机理十分复杂^[19], 尤其是超燃冲压发动机. 因此, 传统涡喷发动机四极子模拟分析等方法无法适用, 远远达不到工程需要. 实测获得的发动机诱发振动的高频特性与已有文献[20]存在明显差异. 文献[20]进行了高超声速飞行器冲压燃烧室随机振动响应分析的研究, 利用测量得到的燃烧室压力采用有限元方法进行了仿真. 文献[21]对燃烧室噪声机理进行了详细说明, 给出PW公司、通用电气公司涡轮发动机燃烧室声功率快速计算的研究成果.

飞行中的大气脉动压力是另一种重要的动力激励源. 20世纪70–90年代, NASA进行了大量的脉动压力试验, 文献[22–26]利用试验结果总结出了光滑表面层

流、粗糙表面湍流、流体分离与再附等不同状态下的脉动压力经验与半经验公式. 20世纪90年代后, 美国发表的相关试验论文大幅度减少, 加大了计算流体力学、计算气动声学(CFD, CAA)方面计算的研究, 并发表了大量文章. 黄寿康等人^[27]给出了各种非定常状态下的脉动压力经验公式(Louwen公式), 并说明一般的脉动压力强度能够达到170 dB. 型号试验中的实测数据说明在局部能够较大范围地超过该值, 在前部有明显凹型设计的情况下能够达到180 dB以上^[28]. 由于脉动压力试验昂贵, 我国的相关试验基本与型号有关, 在相关报道中比较少见, 形成重要理论的也很少.

随着CFD技术的提高和计算机技术的进步, 采用高性能计算机进行复杂外形脉动压力计算成为主要分析方法. 通常的方法有雷诺平均方法(RANS)、大涡模拟方法(LES)和混合RANS/LES方法. RANS方法将瞬时速度与瞬时压力分解为破解分量与脉动分量之和, 进行时间平均后得到雷诺平均NS方程. 大涡模拟方法将流动变量划分为大尺度量和小尺度量. 该方法在大部分模拟区域优于RANS方法, 但在边界层附近效果较差. 混合RANS/LES方法则是将两者的优点结合, 在边界层采用RANS方法, 在其他区域采用LES方法.

4 复杂结构的超声速飞行器动力学响应的分析方法

超声速飞行器力学环境设计面临大量复杂的工程问题. 在实际型号工作中, 需要结合现有理论进行各种分析.

4.1 动力学仿真方法

动力学仿真方法在不断发展, 随着计算能力的提高, 与振动分析有关的有限元、边界元、统计能量方法、功率流(能量流), 高应变率冲击方面的应力波理论、SPH方法, 耦合分析的CAA-CSD方法得到了深入研究.

文献[29]对航天器经常采用的轻质板壳结构的声振耦合特性进行了研究. 利用传统的声学理论和振动理论推导了正交加筋夹层板结构和波纹层芯夹层板的声振耦合方程, 讨论了外部气流作用下的传声损失等计算问题. 文献[30]将热引入结构弹性力学中, 给出了热结构下的有限元方法, 并对梁、壳结构在热效应下

的振动、热弹性等进行了深入研究. 文献[31–33]对统计能量分析方法进行了深入研究, 为高频响应计算提供了重要方法.

文献[34]采用有限元方法, 基于Louwen脉动压力模型开展了头锥体再入过程的动力学响应计算. 文献[35]采用CFD/CAA得到了边界激励方式, 再结合有限元方程得到结构响应. 在耦合计算中, 采用守恒体积转换方法(CVT9++方法)进行了数据交换. 文献[36]采用边界元/有限元耦合方法进行了飞行器头锥声振耦合分析. 分析认为在300 Hz以上声振对结构响应的影响明显增加. 文献[37,38]对环境预示技术的现状进行了分析, 给出了进一步发展的方向.

20世纪90年代, 我们将统计能量分析方法应用于型号具体问题的分析中^[39,40], 并获得了有益成果. 目前, 复杂系统的统计能量分析方法存在一定的缺陷, 如耦合损耗因子测量难度较大与子系统划分无法精细化, 导致计算误差与实际飞行数据有较大偏差.

4.2 地面试验的替代性分析

美国NASA 7005-2001《Dynamic Environmental Criteria》中提出了替代性试验的方法. 可以利用相似结构、相似环境的地面实测来解决型号的环境问题, 尤其是在飞行试验过程中难于测量的、对飞行有较大影响却无法提前准确估算时. 例如固体火箭发动机静止试验能够获得地面工作诱发振动环境、风洞非稳态试验能够获得脉动压力数据、液体冲压发动机的直联试验和自由射流试验能够获得地面发动机工作诱发的振动环境等.

地面试验状态与飞行状态会由于约束差异导致诱发环境有较大差异. 如助推发动机地面静止试验, 固体火箭发动机采用捆绑方式固定在刚性试验台架上, X 向通过测力计顶在厚重的水泥墙上^[13]. X 向的点火冲击环境可视为与真实状态一致, 振动环境则与真实状态差异较大. 如何充分利用地面试验数据, 从而进一步了解飞行状态诱发的振动是关键技术.

我们将其视为一个综合性问题. 首先, 可以看作是约束差异, 激励相似问题. 为了将约束解耦, 可以采用多种方法. 文献[41]在CAD刚体解耦的研究中建立了几何实体和几何约束的欧拉参数表达, 结合有向图理论对几何约束系统的建模和分解进行了研究, 开展姿态约束的几何操作求解方法的研究. 文献[42]针对两

个刚体之间的三维几何约束求解问题, 依据几何约束的参数结构, 分析了角度约束和距离约束的解耦性, 给出了角度约束和距离约束可解耦的条件. 文献[43]给出了约束机械系统动力学的微分-代数方程组, 先将方程组转化为基于隐式线性多步的超定微分-代数方程组形式, 然后采用微分流形的投影技术消除超定性, 再对变化后的方程组进行解耦, 化为线性方程组的求解序列. 该方法涉及非线性方程组的求解问题, 在实际工程中难度较大.

考虑到固体火箭发动机诱发振动来自于药柱燃烧的振荡特性, 与外部大气、飞行姿态关系较小. 地面静止试验和飞行试验过程中的振动源可视为相同. 利用测量得到的振动数据进行反问题的求解, 即在已知响应的情况下求解载荷. 振动的反问题求解在20世纪70年代以来取得了较大进展. 研究的方法主要分为频域方法和时域方法. 频域方法又可分为频响函数矩阵求逆方法和基于模态坐标变换方法^[44,45]. 时域方法可直接得到载荷时间历程, Cry和Glaser利用模态坐标变换解耦系统微分方程, 将待识别的动载荷在时间步长内以阶跃函数的形式描述, 从而建立动载荷识别模型. 文献[46]对国内外机械振动的载荷识别技术进行了详细说明. 目前的时域方法中融合了小波变换、经验模态分解(EMD)、向量机等新的方法^[47].

文献[48]利用广义正交多项式特征技术描述动载荷的模型, 通过有限测量点的振动信息识别具有无限未知量的分布载荷, 并通过分析验证了方法的可行性.

我们能够通过测量固体火箭发动机静止试验的响应获得激励载荷及其分布. 并将其作为飞行状态下激励的输入. 其中关键技术是不同约束状态下的模态变换. 实际上复杂系统的有限元建模及模型修正本身也是一个非常困难的问题. 20世纪90年代以来, 有限元模型修正技术得到了快速发展. 目前三种模型修正技术: 模态信息直接修正法、模态信息迭代修正法和利用频域信息修正法得到了广泛的研究与应用. 文献[49]提出了用复模态数据修正有限元阻尼和刚度矩阵. 文献[50]采用了灵敏度分析方法修正了有限元模型. 文献[51]对近年来的模型修正技术的发展进行了综述, 指出了各种修正技术的优缺点, 便于进一步的研究应用.

采用以上方法, 我们开展了固体火箭发动机飞行状态下尾舱振动环境分析, 并取得了较好结果.

4.3 超声速飞行器外激励源曲面拟合方法

超声速飞行器外部脉动压力由两种方法得到: CFD方法和试验方法. CFD方法在非稳态状态下有多种计算方法.

型号中主要通过地面风洞脉动压力试验获得超声速飞行状态下的关键位置的脉动压力环境. 为了充分利用试验结果, 掌握超声速飞行状态下的噪声环境, 我们进行了实测数据的面拟合技术的研究, 生成了非圆截面飞行器外表面脉动压力, 从而进一步用于结构响应计算.

下面分析比较几种曲面插值方法(B样条曲面逼近、B样条曲面插值、双三次样条曲面插值等). 由于存在丢失脉动压力突变信息、数据点受噪声干扰逼近曲面不稳定、实际数据点数量少等问题, B样条曲面逼近计算飞行器表面脉动压力分布曲面具有一定的局限性. 双三次样条曲面插值方法因局部性质的欠缺和确定导矢采用近似处理同样不能适用. 而B样条插值函数采用分段式曲线曲面方法, 当某些测量点数据误差较大时, 只会对局部区域有影响. 因此, 在计算飞行器表面脉动压力曲面时选择B样条插值最为合适.

在选定插值方法后, 针对这种方法研究了脉动压力突变情况下插值点选取对插值精度的影响. 在某局部插值点数据发生急剧变化时, 若在该插值点周围没有插值点, 则在进行整体插值时会因此急剧变化而使得整个插值曲线均有较大误差. 对于插值点数值急剧变化的区域, 应在突变值周边布置插值点, 这样可以有效抑制该突变导致的其他区域插值误差增大问题. 图1给出了类X37B非对称外形的脉动压力的拟合曲面图.

5 超声速飞行器地面试验和测量中的力学问题

5.1 应变模态在发动机地面振动环境测量中的应用

1984年, 英国学者Hillary等人^[52]首次提出了应变模态的概念. 1991年起, 李德葆等人^[53-55]开展了多年的应变模态及参数识别方法的研究, 推动了该理论在国内的研究与应用. 随着进一步研究发现应变模态能够较好地反映局部结构的变化, 对大型结构的安全监

图1 (网络版彩图)超声速飞行器外表面脉动压力系数曲面
Figure 1 (Color online) Surface pressure fluctuation coefficient surface of supersonic vehicle.

测具有无可匹敌的好处, 因此, 在大型结构(桥梁、高层建筑、水坝)中得到了更为广泛的研究与应用^[56,57].

液体冲压发动机自由射流试验在风洞中开展真实来流状态下的点火试验. 超声速飞行状态下自由来流温度 400°C – 600°C ; 在高超声速条件下^[58], 来流温度达到 1200°C . 同时发动机内外表面处于高速气流作用下, 压电型加速度传感器(适用温度 $<650^{\circ}\text{C}$)无法满足试验环境, 压阻型加速度传感器受试验系统高电压的影响较大, 激光测振系统受制于试验的复杂环境(振动、烟雾等)同样无法使用.

在涡喷、涡扇发动机研制中经常使用应变测量技术. 文献^[59]研究了应变在发动机转轴疲劳损伤的应用; 文献^[60]给出了发动机质心偏移中的应用研究. 航空领域的应用没有进一步将应变数据信息提取更多的有用信息, 尤其是发动机的宽带随机振动信息.

我们对悬臂梁结构进行了应变-振动信号转换的实用研究. 如图2所示, 应变数据拟合的加速度信号与实测振动加速度比较, 红色曲线为利用应变数据进行拟合的结果, 蓝色为振动传感器的实测结果, 两者存在非常好的对应特性.

高温应变片能够满足 1200°C 的试验环境, 我们进一步利用高温应变模态理论, 可以得到自由射流状态下发动机本体的振动环境.

5.2 振动中的超高斯特性分析及应用

高速飞行中的机动、激波变化、结构变化等导致气动力起伏突变, 相应的振动数据会呈现出明显的局

图 2 (网络版彩图)动态应变识别加速度和测量加速度对比图

Figure 2 (Color online) Compare of strain identification acceleration and test acceleration.

部非平稳超高斯特征, 对设备、结构等具有更大的破坏作用. 在地面试验和飞行试验数据分析中已经发现具有明显的超高斯特性. 在乡间土路和越野运输车辆实测数据中也发现存在该现象, 并且在传统振动台运输模拟试验与真实越野路面运输对比分析中确认该超高斯分布振动是越野运输中结构破坏的原因, 超高斯分布振动的破坏力明显高于高斯分布.

我们进行了高斯信号和超高斯信号的破坏效果研究. 采用高斯信号和超高斯信号进行相同结构疲劳分析, 表1显示了寿命对比结果. 高斯信号激励基本不会断裂而超高斯信号激励导致快速断裂.

通过散粒噪声理论, 我们确定了超高斯特性的生成机理, 主要来源于多个小冲击叠加到高斯分布的振动过程中, 从而导致尖峰厚尾现象. 由此反推, 超声速飞行和运输越野过程中一定存在局部多次冲击, 采用已有标准中的路谱^[61]描述车辆激励特性不够准确. 同样分析得出, 飞行过程中凹腔点火器的随机涡脱落与下游结构接触碰撞是超高斯分布振动特性的主要原因, 因此基于高斯分布的电磁振动台的飞行器振动试验是欠试验的.

对于快速超高斯信号重构, 文献[62]给出了实用方法, 该方法是基于振动疲劳的首次穿越概率, 并结合振动台的正态分布时间序列生成过程. 其实是将原本随机的相位在个别频率点上变为频率相关信号, 从而利用相位相关, 加强该频谱的强度. 难点在于需要在400线或者800线上进行相关性及相位的计算, 计算量比较大.

文献[63]说明了利用ARCH模型、GARCH模型能

表 1 宽带随机振动不同峭度振动激励疲劳损伤比较

Table 1 Compare of fatigue life with different kurtosis exciting

激励源	峭度	最大损伤节点样本平均寿命 (h)
高斯信号	0	2.26
非高斯信号	1	0.83
	2	0.37

够生成尖峰厚尾分布的时间序列. 仿真结果见图3. 偏态/峰态检验结果为(-1.60, 3.08), 正态分布的置信度为0.001, 基本为非正态分布. 超过3倍方差的数据点个数为25. 采用GARCH模型进行仿真, 经过检验, 偏态/峰态的置信度小于0.2, 超过3倍方差的数据点个数为12个. 与ARCH模型比较, 超过3倍方差的数据点个数与试验的统计数据更为接近.

6 结论与展望

本文总结了以液体冲压发动机为动力的超声速飞行器的相关标准、激励环境、响应环境分析方法, 以及地面试验、测量、飞行过程等方面的环境适应性研究过程, 简单说明了从工程角度出发解决问题的方法. 超声速飞行器型号工程还面临更多更复杂的问题, 由于笔者水平所限, 无法更进一步将工程问题提炼成科学技术问题. 实际工程的解决方法多是在经验、试验、理论、费用、周期、风险的斗争中形成的, 无法

图 3 (网络版彩图)GARCH模型仿真

Figure 3 (Color online) GARCH model time series simulation.

触及真正的基础性。我们认识到的超声速飞行器的众多问题仅是小小的一步, 本文抛砖引玉, 尚需国内有志于该技术领域研究的一大批高水平专家学者共同挖掘深耕。

参考文献

- 1 Zhao B P, Sun J L, Cai J W, et al. Recent development and prospect of astrodynamic environmental technology (in Chinese). Equip Environ Eng, 2015, 3: 8–14 [赵保平, 孙建亮, 蔡骏文, 等. 航天动力学环境的最新进展与技术展望. 装备环境工程, 2015, 3: 8–14]
- 2 Han C Q, Zhao B P, Sun J L, et al. Research of vibration environment of ramjet thermal structure (in Chinese). Equip Environ Eng, 2017, 6: 72–76 [韩苍芹, 赵保平, 孙建亮, 等. 冲压发动机结构振动预示研究. 装备环境工程, 2017, 6: 72–76]
- 3 Zhao B P, Sun J L, Pang Y. Research on environmental worthiness problems of aerospace product (I) (in Chinese). Equip Environ Eng, 2011, 8: 51–57 [赵保平, 孙建亮, 庞勇. 航天产品环境适应性问题的研究(I). 装备环境工程, 2011, 8: 51–57]
- 4 NASA. Dynamic Environmental Criteria. NASA-HDBK-7005, 2001
- 5 Test requirements for launch, upper-stage, and space vehicles (in Chinese). GJB 1027A-2005 [运载器、上面级、航天器试验要求. GJB 1027A-2005]
- 6 Space and Missile Systems Center. MIL-STD-1540C Test requirements for launch, upper-stage, and space vehicles. Los Angeles, 1994
- 7 United States Army Force. NASA-HDBK-340A Test requirements for launch, upper-stage, and space vehicles. Vol I: baselines. Los Angeles, 1999
- 8 Environmental engineering considerations and laboratory tests. MIL-STD-810F
- 9 Laboratory Environmental Test Methods for Military Materiel (in Chinese). GJB 150A-2009 [军用装备实验室环境试验标准. GJB 150A-2009]
- 10 Zhong T. Numerical Study of Ignition Transient in Large Aspect Ratio Solid Rocket Motor (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Changsha: National University of Defense Technology, 2005 [钟涛. 大长径比固体火箭发动机点火瞬态过程研究. 博士学位论文. 长沙: 国防科学技术大学, 2005]
- 11 Tang Q. The Related Problem Study of Ignition Transient in Solid Rocket Motor (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Harbin: Harbin Engineering University, 2007 [唐强. 固体火箭发动机点火瞬态相关问题研究. 硕士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2007]
- 12 Ge A X. Study on Interaction Mechanism between Ignition Process and Charge Crack in Solid Rocket Motor (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Changsha: National University of Defense Technology, 2005 [葛爱学. 固体火箭发动机点火过程与装药裂纹相互作用机理研究. 博士学位论文. 长沙: 国防科学技术大学, 2005]
- 13 固体火箭发动机试车架设计规范. QJ 1118-87
- 14 Liu W L. Research on dynamic thrust measurement technology of attitude engine high altitude simulation test (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Changsha: National University of Defense Technology, 2005 [刘伟亮. 姿态发动机高空模拟试车动态推力测试技术研究. 硕士学位论文. 长沙: 国防科学技术大学, 2005]
- 15 Corin S. The Scramjet Engine Processes and Characteristics. Cambridge, 2009
- 16 Liu Z S, Zhang Y F, Tian X. Research on self-excited oscillation flows in inlet of ramjet (in Chinese). J Aerosp Power, 2008, 23: 1596–1602 [刘占生, 张云峰, 田新. 冲压发动机超声速进气道流动自激振荡研究. 航空动力学报, 2008, 23: 1596–1602]
- 17 Zhang Y F. Study on Vibration Characteristic of Panel Structures of Ramjet Inlet Affected by High Speed Fluid Flows (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007 [张云峰. 高速气流作用下冲压发动机进气道壁板结构振动特性研究. 博士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007]
- 18 Holger B. Shock Wave-Boundary-Layer Interactions (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2015 [巴宾斯基. 激波边界层干扰. 北京: 国防工业出版社, 2015]
- 19 Cui T, Yu D R. Catastrophe Dynamics and Control of Air Breathing Ramjet Engine (in Chinese). Beijing: Science Press, 2015 [崔涛, 于达人. 吸气式冲压发动机突变动力学与控制. 北京: 科学出版社, 2015]
- 20 Gao J H, Ma Y H, Hong J. Random vibration response analysis of hypersonic flight vehicle ramjet combustor chamber structure (in Chinese). J Beijing Univ Aeronaut Astronaut, 2008, 34: 8 [高金海, 马燕红, 洪杰. 高超声速飞行器冲压燃烧室随机振动响应分析. 北京航空航天大学学报, 2008, 34: 8]
- 21 Qiao W Y. Aeroengine Aeroacoustics (in Chinese). Beijing: BeiHang University Press, 2010 [乔渭阳. 航空发动机气动声学. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010]

天大学出版社, 2010]

- 22 von Glahn U. Correlation of combustor acoustic power levels inferred from internal fluctuating pressure measurements. *J Acoust Soc Am*, 1978, 64: S82
- 23 Bies D A. A reviews of flight and wind tunnel measurement of boundary layer pressure fluctuations and induced structural respinse. 1966, NASA CR-6265
- 24 Robereson J E. Prediction of in-flight fluctuating pressure environments including protuberance induced flow. 1971, NASA-CR-119947
- 25 Kussoy M I, Horstmann C C. A documentation of a three dimensional shock separated turbulent boundary layer. 1982, NASA-TM-81327
- 26 Smits A J. The dynamics and control of eluctuating pressure loads in the reattachment region of a supersonic free shear layer. 1990, NASA_CR-184943
- 27 Huang S K, Ma G Q. Fluid Dynamic, Trajectory, Load and Environment (in Chinese). Beijing: China Astronautic Publishing House, 1992 [黄寿康, 马国强. 流体动力、弹道、载荷与环境. 北京: 中国宇航出版社, 1992]
- 28 Lu T J, Xin F X. Vibration and Acoustic Foundation Design of Lightweight Plate and Shell Structures (in Chinese). Beijing: Science Press, 2012 [卢天健, 辛锋先. 轻质板壳结构设计的振动和声学基础. 北京: 科学出版社, 2012]
- 29 Shi Z L. Research on Modeling and Solving Method of Geometric Constraint System (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2006 [石志良. 几何约束系统建模与求解方法研究. 博士学位论文. 武汉: 华中科技大学, 2006]
- 30 Fan X Q. Termal Structures Analysis and Applications of Highspeed Vehicles (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Perss, 2009 [范绪箕. 高速飞行器热结构分析与应用. 北京: 国防工业出版社]
- 31 Yao D Y, Wang Q Z. Principle and Application of Statistical Energy Analysis (in Chinese). Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1995 [姚德元, 王其政. 统计能量分析原理及其应用. 北京: 北京理工大学出版社, 1995]
- 32 Lyon R H, DeJong R G. Theory and Application of Statistical Energy Analysis. Second Edition. Boston: Butterworth-Heinemann, 1995
- 33 Wang Q Z. Configuration Coupling Dynamics (in Chinese). Beijing: China Astronautic Publishing House, 1997 [王其政. 结构耦合动力学. 北京: 中国宇航出版社, 1997]
- 34 Han Z Y. Research on Prediction Technology of Acoustic Vibration Environment for Complex Spacecraft (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Beijing: China Academy of Space Technology, 1995 [韩增尧. 复杂航天器声振力学环境预示技术研究. 博士学位论文. 北京: 中国空间技术研究院, 1995]
- 35 Pei X, Xu M, Han B. CFD/CSD coupling aeroelastic-acoustics research in time domain (in Chinese). *J Vib Eng*, 2013, 26: 583–589 [裴曦, 徐敏, 韩冰. CFD/CSD 耦合声气动弹性时域仿真研究. 振动工程学报, 2013, 26: 583–589]
- 36 Han F, Hu D K, Yan G R. Vibration-acoustic coupling analysis of conical shell (in Chinese). *J Noise Control*, 2009, 29: 30–33 [韩峰, 胡迪科, 闫桂荣. 圆锥壳结构声振耦合特性分析. 噪声与振动控制, 2009, 29: 30–33]
- 37 Zhu W H, Ma X R, Han Z Y. A hybrid line junction modeling method of mid-frequency mechanical environment prediction for spacecraft (in Chinese). *J Astronaut*, 2015, 36: 747–754 [朱卫红, 马兴瑞, 韩增尧. 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: 747–754]
- 38 Zhou Y J, Han Z Y, Zhang J. Research evolution on space craft 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]
- 39 Liu X P. The dynamics environment of missile instrument cabin predict by SEA (in Chinese). *Missiles Space Vehicles*, 2000, 246: 52–56 [刘小平. 用统计能量方法预示导弹仪器舱的动力学环境. 导弹与航天运载技术, 2000, 246: 52–56]
- 40 Han C Q, Liu X P, Ding S H. Application of statistical energy analysis in acoustic environment evaluation of missile cabin (in Chinese). *Tactical Missile Tech*, 1999, 1: 43–48 [韩苍芹, 刘小平, 丁恕海. 统计能量分析法在导弹舱声振环境评估中的应用. 战术导弹技术, 1999, 1: 43–48]
- 41 Huang X L, Li N, Chen L P. A recursive decomposition algorithm for 3D assembly geometric constraint system with closed-loop (in Chinese). *J Graphics*, 2014, 4: 236–242 [黄学良, 李娜, 陈立平. 三维装配几何约束组合的分类求解策略. 图学学报, 2014, 4: 236–242]
- 42 Zhou F L, Chen L P, Peng X B. A completer decoupling method for dynamics of constrained mechanical system (in Chinese). *J Huazhong Univ Sci Tech*, 2001, 6: 74–76 [周凡利, 陈立平, 彭小波. 约束机械系统动力学的一类完全解耦方法. 华中科技大学学报, 2001, 6: 74–76]
- 43 Karlsson S E S. Identification of external structural loads from measured harmonic responses. *J Sound Vib*, 1996, 196: 59–74
- 44 Lin J H, Guo X L, Zhi H, et al. Computer simulation of structural random loading identification. *Comput Struct*, 2001, 79: 375–387
- 45 Zhang F, Qin Y T, Deng J H. A research of identification techonology of complete distributed dynamic load (in Chinese). *J Vib Eng*, 2006, 1: 81–

- 85 [张方, 秦远田, 邓吉宏. 复杂分布动载荷识别技术研究. 振动工程学报, 2006, 1: 81–85]
- 46 Meng X H. The Wavelet Time Element Approach for Dynamic Load Identification and the Research on Moving Load Identification Technique (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Changsha: Hunan University, 2016 [蒙象华. 动态载荷识别的小波时间元方法与移动载荷识别技术研究. 硕士学位论文. 长沙: 湖南大学, 2016]
- 47 Xu F, Chen H H, Bai Y M. Current and future of mechanics vibration load identification (in Chinese). China Mech Eng, 2002, 13: 21–24 [许锋, 陈怀海, 白己明. 机械振动载荷识别研究的现状与未来. 中国机械工程, 2002, 13: 21–24]
- 48 Chen G P. Real decouple method and iterative solution of vibration system with viscous damping (in Chinese). J Vib Eng, 2000, 13: 559–566 [陈国平. 黏性阻尼结构振动系统的实空间解耦和迭代求解. 振动工程学报, 2000, 13: 559–566]
- 49 Yuan Y X. Some Problems of Structural Dynamics Model Updating Research (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007 [袁永新. 结构动力模型修正的若干问题研究. 博士学位论文. 南京: 南京航空航天大学, 2007]
- 50 Li J. The Dynamical Modeling and Random Responses of a Bolter Acquisition Device Based on Model Updating (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015 [李晶. 基于模型修正的螺栓连接采编单元动力学建模与随机响应. 硕士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015]
- 51 Zhu A W, Qu G J, Gao Y N. A survey of the modifying techniques of structure dynamic model advances in mechanics (in Chinese). Adv Mech, 2002, 32: 337–348 [朱安文, 曲广吉, 高耀南. 结构动力模型修正技术的发展. 力学进展, 2002, 32: 337–348]
- 52 Hillary B E, Ewins D J. The use of strain gauges in force determination and frequency response function measurements. In: Proceedings of 2nd International Modal Analysis Conference. Orlando, 1984
- 53 Li D B. Principle and method of experimental strain mode analysis (in Chinese). J Tsinghua Univ, 1990, 30: 105–112 [李德葆. 实验应变模态分析原理和方法. 清华大学学报, 1990, 30: 105–112]
- 54 Li D B, Zhang Y R, Luo J. Dynamic strain/stress field analysis modal method (in Chinese). In: Proceedings of the Sixth Academic Conference on modal analysis and experiment. Chongqing, 1991 [李德葆, 张元润, 罗京. 动态应变/应力场分析模态方法. 见: 第六届模态分析与试验学术交流会论文集, 崇安, 1991]
- 55 Li D B, Lu H Q. Test Modal Analysis and Application (in Chinese). Beijing: Science Press, 2001 [李德葆, 陆秋海. 实验模态分析及其应用. 北京: 科学出版社, 2001]
- 56 Sun J S. Damage identification of bridges based on strain mode technique (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2008 [孙家升. 基于应变模态技术的桥梁损伤识别. 硕士学位论文. 成都: 西南交通大学, 2008]
- 57 Zhao C F. Damage Identification Method for Engineering Structures Based on Strain Modal Analysis Theory (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010 [赵常峰. 基于应变模态分析理论的工程结构损伤识别方法研究. 硕士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010]
- 58 Robert D B. Thermo-vibro-acoustic loads and fatigue of hypersonic flight vehicle structure. AFRL-RB-WP-TR-2009-3139, 2009
- 59 Fu Y B. Application of Resistance Strain Measurement Technology in Aeroengine and Transmission System (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Changsha: Hunan University, 2013 [付亚冰. 航空发动机和传动系统中电阻应变测试技术应用研究. 硕士学位论文. 长沙: 湖南大学, 2013]
- 60 Wang W L, Zhao Z S, Kun P. Application of strain testing technology to engine mass center migration (in Chinese). J Rocket Propuls, 2011, 37: 76–80 [王文龙, 赵政社, 混平. 应变测试技术应用于发动机质心偏移研究. 火箭推进, 2011, 37: 76–80]
- 61 Vehicle vibration input—Representation of road roughness (in Chinese). GB 7031-86 [车辆振动输入—路面不平度的表示方法. GB7031-86]
- 62 Jiang Y. Simulation Technology of Super Gauss Random Vibration Environment Controlled by Spectrum and Its Application (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Changsha: National University of Defense Technology, 2005 [蒋瑜. 频谱可控的超高斯随机振动环境模拟技术及其应用研究. 博士学位论文. 长沙: 国防科技大学, 2005]
- 63 Tsay R S. Financial Time Series Analysis (in Chinese). Beijing: China Machine Press, 2007 [Tsay R S. 金融时间序列分析. 北京: 机械工业出版社, 2007]

Mechanical problems in supersonic vehicle environmental engineering

ZHAO BaoPing & ZHANG Tao^{*}

Beijing Research Institute of Mechanical & Electrical Technology, Beijing 100074, China

This paper describes some differences between supersonic aircraft powered by liquid ramjet engine and other kinds of aircraft. It introduces the relevant engineering standards at home and abroad, analyzes reasons why standards can't satisfy engineering requirement, and gives our research results base on the measured data. Some research results about standard satisfy the engineering requirement of quick design. Working process of the supersonic vehicle dynamic excitation source and research progress at home and abroad is reviewed. The current research content, research direction and aircraft environmental adaptability requirement are different. The current research results and research methods can't satisfy environment adaptability of supersonic aircraft analysis. This paper details the research status of the dynamic analysis method in the model work, and explains the characteristics and difficulties of the model work from the typical examples of ground test, measurement and fault analysis. On the other hand, it explains that the environmental engineering of supersonic aircraft exist lots of problems. Finally, we hope that more researchers will get into in-depth research and together solve the difficulty problems of science and technology.

supersonic vehicle, environmental engineering, mechanical

PACS: 05.40.-a, 02.70.Dh, 07.07.-Df, 07.10.-h

doi: [10.1360/SSPMA2018-00219](https://doi.org/10.1360/SSPMA2018-00219)