大推力液体火箭发动机中的动力学问题

黄道琼^{1*}, 王振¹, 杜大华^{1,2}

1. 液体火箭发动机技术重点实验室, 西安 710100;

2. 西北工业大学航空学院, 西安 710072

*联系人, E-mail: hdq1147@sina.com

收稿日期: 2018-04-03; 接受日期: 2018-09-27; 网络出版日期: 2018-12-18

装备预研共用技术项目(编号: 41410040202)和国家重点基础研究发展计划(编号: 613321)资助

摘要 大推力液体火箭发动机是载人登月、深空探测等重大航天活动的主动形式, 发动机推力愈大, 结构动强度设计面临的挑战愈大, 动力学成为解决大推力发动机研制中关键技术问题的基础学科. 大推力发动机多场耦合作用显著, 多源载荷成分复杂, 导致了大推力发动机结构动力学问题的复杂性, 解决难度大. 本文在总结国内外液体火箭发动机结构故障特征的基础上, 重点讨论了大推力发动机涡轮泵结构中的转子动力学和流体激振问题、管路流固耦合及动力学优化问题、推力室结构中的动力学问题及其研究的经验和需求, 并介绍了发动机整机结构动力学建模和载荷传递特性分析面临的问题. 最后从设计角度出发总结了结构动力学分析中需要关注的试验技术和涉及不确定性的边界包络设计思想, 为解决大推力发动机结构动力学问题提供技术借鉴.

关键词 大推力液体火箭发动机, 多场耦合, 动力学建模, 载荷识别, 动力学设计

PACS: 46.15.-x, 46.40-f, 46.50.+a, 46.70.-p, 46.80.+j, 95.55.-n

1 引言

载人登月、大型空间载荷发射及深空探测等航天重大活动的实施是推动我国迈向航天强国、确保国家安全的战略选择, 而空间飞行器和航天运载器是航天重大工程实施的基础. 根据载人登月等重大航天活动和大规模进入空间的发展需求, 我国开展了500 t级补燃循环液氧煤油发动机和200 t级发生器循环液氧液氢发动机^[1,2]的预先研究, 分别作为未来重型运载火箭的下面级和上面级. 为满足航天事业长远可持续发展的需求, 我国也同时开展了低成本、大推力、重复使用

液体火箭发动机相关基础技术的研究^[3].

与我国现役发动机相比, 新型大推力液体火箭发动机的推力量级、推质比、可靠性、寿命等指标均大幅提升, 同时要求混合比和推力可大范围调节, 需要新研制更大功率的涡轮泵、更大尺寸和更高室压的燃烧室、更大面积比的喷管等, 结构形式越来越复杂以及新材料的采用, 使液体火箭发动机结构动力学问题呈现流场、声、热及力的多场耦合、力学响应高度非线性化的特征. 燃气发生器、主燃烧室等燃烧组件形成的各种振荡燃烧, 涡轮泵产生的转动和流体激励, 泵和管路系统的流体激振, 启动\关机瞬间推力突变产生

引用格式: 黄道琼, 王振, 杜大华. 大推力液体火箭发动机中的动力学问题. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 024503

Huang D Q, Wang Z, Du D H. Structural dynamics of the large thrust liquid rocket engines (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2019, 49: 024503, doi: [10.1360/SSPMA2018-00103](https://doi.org/10.1360/SSPMA2018-00103)

的冲击载荷, 喷流噪声以及热环境等, 这些使得发动机结构面临的力学环境更加复杂、恶劣, 设计、制造及试验的难度也将大幅增加^[4].

在国内外大推力液体火箭发动机的研制历程中, 结构疲劳、断裂、碰磨、泄漏等是发动机最主要的故障模式, 且以涡轮泵、管路及推力室故障最为常见, 其中结构动载荷认识不足、动力学设计不合理、动强度试验考核不充分为主要根源^[5-12]. 这主要是由于发动机工作参数高, 受重量和尺寸限制, 结构设计布局紧凑. 涡轮泵、燃烧室及燃气发生器等发动机主要振源位置集中, 多源振动载荷难以直接测量, 振源与振源间相互影响, 振动在结构件间传递特性复杂, 推力室内壁、涡轮叶片等主要热端部件应力超过屈服限进入塑性区, 发动机结构设计除需满足静强度要求外, 还需考虑高应力水平上振动导致的疲劳破坏等动强度问题, 加之随可重复使用火箭各种先进技术指标需求的增加, 要达到可重复使用50-100次能力, 必须计及全寿命周期内力热载荷反复加载导致的高低周疲劳、蠕变损伤累积以及疲劳蠕变间的相互作用、材料性能退化等因素. 结构动力学问题成为制约发动机安全性、可靠性及寿命的重要因素, 是大推力液体火箭发动机研制工作中非常关键的基础问题之一.

本文从液体火箭发动机故障多发部位零部件的故障现象出发, 阐述其中的动力学问题机理, 进而讨论发动机系统整体动特性、载荷识别及载荷等效、传递路径分析问题, 以及复合载荷环境下的结构动力学设计、分析及试验相关问题, 最终提出涉及不确定性的边界包络设计思想.

2 涡轮泵系统中的动力学问题

大功率涡轮泵是大推力液体火箭发动机的核心组件, 工作在高转速、大温度梯度、高压、高能量密度的极端恶劣环境中, 由自身内部振动激励及外部结构传递来的振动载荷引起的振动问题突出^[13], 碰磨和疲劳破坏为其主要故障模式, 是液体火箭发动机故障率最高、故障危害最严重的部件之一^[14-16], 也是重复使用发动机中使用次数最短的主部件^[6,17,18]. 研究涡轮泵振动机理、组件抗疲劳设计方法及减振抑振技术对于大推力发动机研制具有重要的基础支撑作用.

涡轮泵动力学设计主要面临两大类问题: 一是涡

轮泵轴系及其支撑结构的转子动力学问题, 涉及转子临界转速确定、转子动平衡、稳定裕度评估、流体激励及相关的转子动力学优化与试验问题; 另一大类问题即是转子内部动、静件在转子机械振动载荷激励与流体诱导振动载荷激励共同作用下的动强度及寿命评估问题. 同时, 这两类问题又相互依赖与相互支撑, 转子动力学问题的解决为零部件的设计提供载荷与边界约束的输入条件, 零部件对强度和寿命的需求为转子系统整体的设计提供限定条件.

2.1 涡轮泵转子动力学

(1) 临界转速与转子动平衡

随性能与质量综合指标要求的不断提升, 涡轮泵转子通常设计成工作转速低于但非常接近于轴系一阶弯曲频率的准柔性转子或者高于轴系一阶弯曲频率的柔性转子, 同时大范围变工况及重复使用过程中转子工作将反复接近或穿过临界转速, 为保证转子动态特征与工作转速、转子通过临界转速时的瞬态响应相容^[19], 需准确地分析涡轮泵转子临界转速并进行高精度的动平衡试验.

涡轮泵转子临界转速由转子轴系结构、支撑(轴承、轴承座及密封)刚度、阻尼、质量分布以及转子回转效应等共同决定, 大推力液体火箭发动机的涡轮泵结构更加复杂, 支撑转子动力学特性表现出更高的非线性, 同时旋转组件流体附加质量、刚度及阻尼的影响也愈加重要.

(2) 转子稳定裕度评估与次同步振动问题

转子稳定裕度问题评估通常仅对工作转速在一阶临界转速之上的柔性转子而言的^[20]. 最常见的转子动态不稳定形式是转子次同步振动, 此时, 转子进动速度低于工作转速, 并与转子低阶固有频率重合^[19], 图1所示为涡轮泵失稳涡动的示意图. 图中弯曲变形形状的旋转频率就是进动速度, 即次同步频率. 次同步和同步频率的比值取决于不稳定的原因, 内摩擦、环形密封、涡轮叶缘气动力、叶轮-扩压器相互作用、脉动扭矩、轴向-径向耦合等影响都诱发过转子动态不稳定. 美国航天飞机主发动机(SSME)^[21]、日本LE-7发动机、欧洲Vulcain发动机以及国内的氢氧发动机在研制过程中均发生过次同步失稳振动问题, 主要通过采用阻尼密封、弹性支撑、增大轴承和涡轮泵壳体刚度、更改涡轮泵进出口内流道构型、增加轴向预紧力

图 1 (网络版彩图) 涡轮泵转子涡动示意图

Figure 1 (Color online) Schematic diagram of turbopump rotor whirl.

等措施解决次同步振动问题.

(3) 流体激振载荷引起的转子振动问题

大推力液体火箭发动机涡轮泵的内部流动十分复杂, 空化、动静干涉和间隙密封等几类特殊的不稳定流动形式, 极易诱发不稳定现象并通过流固相互作用生成大的振动响应.

空化指的是静止或流动的液体中, 在局部低压区域发生气化的现象, 是一种与液体压力有关的两相动态过程, 能在极短的时间内发生. 当出现部分液相变为汽相时, 将导致涡轮泵载荷的急剧下降; 而汽相在高压处又转变为液相, 气泡溃灭过程将产生巨大的压力脉动作用于诱导轮的叶片表面, 引起诱导轮的剥蚀或结构破坏(图2). 低频压力脉动改变泵汽蚀柔度、动态增益等液路动态特性关键参数, 诱发大型液体火箭的弹体纵向耦合振动(POGO). 涡轮泵空化所引起的复杂流体动力、空化条件下的涡轮泵转子动力学等问题是当今液体火箭推进领域的研究热点和前沿课题.

动静干涉是指在离心泵内转子运转过程中, 转子和定子间相对位置变化产生的非定常流动现象, 主要包括尾迹效应和势流效应. 动静叶栅相互作用引起的

图 2 (网络版彩图) 诱导轮空化引起的振动疲劳破坏

Figure 2 (Color online) Fatigue damage of inducer by cavitation vibration.

压力脉动是离心泵结构振动产生的主要根源. 振动频谱特征表现为叶片通过频率及其倍频, 且在发动机的每个部位都能检测到这种压力脉动的影响.

在SSME发动机、日本LE-7发动机氧泵研制过程中, 均发生过流体激振引起的同步或超同步振动量级过大问题. 国内某发动机推力提升研制过程中, 增加转速时出现了振动量级突增的现象(图3).

液体火箭发动机涡轮泵为了提高泵效率和对内流路的主动控制, 在内流路采用了浮动环、迷宫等多种形式的小间隙环形密封结构. 间隙密封流动激振是指流体流经密封结构时, 高压差、结构突变等引起的高速流、复杂不稳定流动及周向环流对转子运动的惯性、阻尼和刚度效应, 这往往和转子的次同步振动问题联系在一起. 如果密封环腔内流动产生的切向力与转子涡动方向相同, 切向力为转子不断提供能量, 振动幅值逐渐增大, 导致转静子碰磨.

出现较大流体激振现象后, 工程部门大多通过改进进出口结构及间隙, 增加进出口流场均匀性, 提高密封的阻尼特性等措施来解决, 能够获得部分的减振降噪效果, 但其背后隐藏的真实机理尚未完全揭示. 需要从泵内湍流脉动、尾涡脱落、动/静干涉、尾迹耦合等复杂非定常流动的物理真实认识, 掌握多重尺度非定常湍流流动的完整激励机制, 从而实现有效地内流控制.

(4) 转子、密封动力特性试验

转子动力特性试验分为旋转试验和非旋转试验. 非旋转试验主要是指转子的模态试验, 模态分析是旋

图 3 (网络版彩图) 某发动机涡轮泵高工况振动量级突增

Figure 3 (Color online) Vibration level was increased suddenly when the turbopump is in high working condition.

转机械设计中的重要内容, 是避开共振区、控制转子振动的重要依据. 尽管有限元法、传递矩阵法等技术取得了长足的发展, 但由于实际涡轮泵转子结构、边界条件的复杂性, 理论计算结果仍与实际存在一定的偏差, 转子模态的测试仍不可替代. 通过试验一方面可精确获得转子系统的模态参数, 为涡轮泵结构设计、优化及减振提供理论支撑; 另一方面可通过模态试验对有限元模型进行修正和确认, 以确保分析模型的准确性和可靠性.

受陀螺效应、装配工艺参数(如轴套压紧力)、离心轮和涡轮盘的安装方式、轴承轴向力等因素的影响, 旋转和非旋转状态下的动态特性有较大差异. 现有仿真手段难以评估这些因素的影响, 开展转子动力学试验研究是涡轮泵研制中必不可少的途径^[22], 如图4所示的试验系统. 通过实验研究转动状态下的临界转速及振型, 验证转子-支承系统的优化设计, 评估转子的稳态和瞬态不平衡响应, 通过调整阻尼系数或选择最佳的阻尼器布局, 使转子-支承系统能够平稳地越过各阶临界转速.

通过合理设计密封结构, 减小密封腔中流体的周向速度, 可以减小密封的交叉刚度和交叉阻尼系数, 提高转子的稳定性. 由于密封的刚度和阻尼随转速、温度和压力变化表现出强烈的非线性, 除了采用数值分析方法外, 开展密封动力特性试验研究是验证并修正间隙密封动力学模型的有力手段.

目前, 国内外密封动力特性试验研究主要有动态压力法和系统阻抗法. 动态压力法通过测量密封间隙内的压力分布来求出密封动力特性系数. 系统阻抗法则通过测量密封阻抗函数和充液后的振动响应来识别

密封动力特性系数. 与动态压力法相比, 系统阻抗法具有较高的精度和信噪比. 目前, 密封动力特性试验的难点在于模拟试验器很难达到实际涡轮泵的流量和转速, 所得到的结果仍需修正.

2.2 组件流致振动疲劳

在涡轮泵组件的工作过程中, 不可避免地受到非定常流体激励作用, 流体激振诱发转子失稳、组件的摩擦以及高低周疲劳破坏问题, 并最终致使发动机停机, 是发动机研制中常见的故障模式, 屡见于国内外的报道中.

日本H-II液氢液氧发动机发射过程中, 因诱导轮旋转空化导致氢泵破坏, 发动机燃料供应中断, 发动机提前关机, 发射失败; SSME发动机燃料泵一级叶轮、国内某发动机离心轮均曾发生过疲劳断裂(图5)引发的试车失败; 美国SSME发动机研制初期曾多次发生涡轮叶片高周疲劳破坏问题, 在其服役初期也因涡轮叶片的疲劳问题需要在每次飞行任务完成后更换涡轮叶片, 导致使用维护费用大增. 因此, 涡轮泵组件的高、低周疲劳问题, 不仅严重制约涡轮泵的可靠性, 同时也是涡轮泵重复使用寿命、成本的重要影响因素.

(1) 组件振动特性分析

对于诱导轮、离心轮入口及出口导叶、涡轮叶片等组件, 抗疲劳设计要求在涡轮泵工作转速变化范围内, 结构组件的固有频率与1-4倍转速及叶片通过频率不发生耦合, 通常采用Campbell公式进行共振频率

图4 (网络版彩图)转子动力学试验系统
Figure 4 (Color online) Test facilities for rotor dynamic.

图5 (网络版彩图)某发动机离心轮疲劳裂纹
Figure 5 (Color online) Fatigue crack of a centrifugal impeller.

分析^[23]. 对于离心轮、涡轮盘等具有周期对称特征的组件, 采用SAFE图法^[24](又称为“三重点”法^[25])进行振动特性分析, 不仅要求激励频率与结构固有频率相等外, 还要求激励的周向分布形式与转子固有振型节径满足载荷做正功的前提条件, 从而选出可能的危险共振频率及振型.

为准确地进行动特性分析, 需考虑温度、转速、流体附加质量等因素对动特性的影响, 开展高速旋转状态下的转子组件动频测试技术研究, 如激光全息测振技术、非接触式激光多普勒测振技术和旋转激励动频测试技术.

(2) 组件流致振动响应计算与寿命分析

Campbell图法与SAFE图法仅可找出可能的共振频率, 但无法给出危险程度、疲劳强度裕度及寿命的量化描述. 另外, 载荷激励频带宽, 频率成分丰富, 无法通过结构设计避免所有可能的共振, 特别是高频共振/谐振问题. 因此, 为确保结构安全可靠, 需进行流体激励下动响应分析与疲劳强度/寿命分析, 找出危险频率, 有针对性地进行避振、减振及抑振设计.

涡轮泵组件的流致振动疲劳问题涉及复杂的流固耦合机制, 主要求解方法有双向流固耦合法、单向流固耦合法, 前者主要为时域方法, 后者则可以在频域或时域进行求解. 双向流固耦合法对计算资源的要求过高, 计算耗时过长, 限制了其在叶轮机械流体激励响应问题研究中的应用. Hah等人^[26]利用流固弱耦合方法分析了可重复使用发动机涡轮泵在设计与非设计条件下的非定常流场, 研究表明在设计状态下, 泵转子变形不够大, 未显著改变流场特性. 世界各国在涡轮泵流致振动分析中, 通常采用单向顺序耦合方法进行分析, 且针对每个组件单独进行分析. Brown和Schmauch^[27]研究指出, 对于火箭发动机和喷气发动机涡轮机械流体诱导振动分析, 若不存在大的周向不对称激励形式, 频域响应分析精度与时域法基本相当.

单向流固耦合分析方法又分时域和频域两种, 时域方法有直接积分法和模态叠加法, 频域方法则是首先将结构表面的非定常流场压力脉动通过傅里叶变换得到频域形式的载荷, 在主要的激励频率下分别进行谐响应分析. 日本宇宙航空研究开发机构^[28]利用JAXA超算中心的计算资源, 采用单向顺序耦合法计算了LE-7A液氢泵在非定常流体激励下的变形及应力响应. Brown^[29]采用瞬态有限元分析的模态叠加法分

析了SSME燃料泵涡轮叶片在叶尖周期性流体激励下的响应, 获得最大主应力随频率变化规律. Sipatov等人^[30]采用瞬态有限元分析的模态叠加法, 计算了涡轮叶片在非定常流体激励下的应力响应, 通过主要模态参与因子分析了气动激励力与叶片主要振型的相互关系.

与单向顺序耦合进行涡轮泵组件动响应分析相对应的是时域和频域疲劳分析方法, 广泛采用Miner线性损伤累积准则和Goodman平均应力修正方法, 液体火箭发动机涡轮泵流致振动疲劳分析方法主要有: 1) 时域响应分析+时域雨流计数法, 如日本JAXA^[31]用于LE-7A发动机诱导轮疲劳评估; 2) 频域响应分析+频域疲劳分析(各频率引起的损伤单独计算), 如Johnsson等人^[32]、Holmedahl^[33]在阿里安5发动机涡轮泵研制中用于涡轮疲劳强度/寿命评估; 3) 频域响应分析+时域雨流计数法(考虑各频域相位差反变换获得时域响应), 如文献^[34]用于离心轮疲劳寿命; 4) 频域响应分析(PSD分析)+频域疲劳分析(频域雨流计数法, 如Lalanne法与Dirlik方法及Steinberg法^[35]), 由于结构表面流体激励载荷具有多点、多维、互相干的特征, 计算复杂度和耗费均很大. 工程实践尚无法有效地进行非定常流体激励下的随机振动响应分析.

(3) 系统阻尼测试及材料超高周疲劳性能

在进行流固耦合响应分析中, 阻尼水平的准确与否对响应计算精度具有决定性影响. 系统阻尼主要由材料阻尼、机械阻尼及流体阻尼3类^[36,37]构成, 整体成型结构而无机械连接面且不存在安装松动时, 机械阻尼(主要是界面摩擦阻尼)可近似为0; 材料阻尼通常较流体阻尼小得多; 流体阻尼是涡轮泵组件流固耦合系统中最重要阻尼形式, 但阻尼水平依赖于结构振动形式及工质物性和流场参数, 且具有一定的分散性^[38]. 为满足对安全和寿命的精细化评估要求, 需加强涡轮泵组件系统阻尼, 特别是不同振型、不同流体参数(压力、速度、温度及黏性)下的流体阻尼测试, 同时开展水力试验状态动态应变的测试工作以验证流体激励响应计算的精度, 如采用滑环法测应变.

由于离心泵与涡轮叶片可能的激励载荷频率较高, 特别是涡轮叶片通过频率及其谐波频率高达数千甚至上万赫兹^[39-41], 个别情形下单次试车或飞行任务载荷循环就有可能超过常规条件疲劳极限循环数(10^7), 对于重复使用达几十甚至上百次的液体火箭发

动机, 交变载荷循环数将达 10^8 – 10^9 以上的超高周循环, 而且由于载荷、腐蚀环境等因素, 如此高的载荷循环数下已不存在真正的疲劳极限^[42,43], 采用常规无限寿命设计思想(10^7)进行高循环疲劳设计已无法确保超高周循环载荷下结构的安全、可靠. 因此, 需开展涡轮泵组件材料的超高周疲劳试验研究, 获取 10^8 – 10^9 循环以上的材料超高周疲劳性能数据, 为涡轮泵组件的振动安全评估提供基础数据.

3 管路结构动力学问题

发动机管路犹如飞行器的“血管”^[19], 与涡轮泵、推力室、燃气发生器(或预燃室)等发动机主要振源相连, 完成推进剂输送、燃气排放、贮箱增压及变形补偿等功能. 受空间和布局影响, 形状随意性较大, 装配应力大, 支撑弹性弱且方向性明显. 工作过程中受温度载荷、高速高压流体压力脉动、相连结构的位移和振动以及发动机喷管噪声等激励作用^[44,45], 在发动机结构中故障率仅次于涡轮泵, 在成熟型号中, 管路动强度破坏则几乎是最主要的故障模式(图6和7), 严重制约航天发射任务的成败.

3.1 流体与机械诱导振动

液体火箭发动机管路主要有刚性管路与柔性管路两类. 刚性管路主要用于连接相对位移小、温差较小的部件, 其疲劳故障突出表现为管路内部流体诱导振动与机械诱发振动共同导致的疲劳破坏, 当载荷频率与结构固有频率发生耦合时将引发共振, 导致管路结

图 6 (网络版彩图)波纹管破坏
Figure 6 (Color online) Fatigue of bellows.

图 7 (网络版彩图)我国某发动机管路疲劳失效
Figure 7 (Color online) Fatigue failure of a pipeline in China.

构短时间内被迅速破坏. 柔性管件(包括波纹管、软管等)主要用于连接相对位移大、温差较大的部件以进行变形补偿、推力矢量控制, 柔性管件通常在接近或超过屈服应力的范围内工作, 工作循环寿命较低, 流体诱导振动和机械诱发的振动也经常性地导致高速流体管路发生破坏^[19,45].

3.2 声-结构耦合问题

在SSME发动机研制过程中, 曾发生氧主阀的“翁鸣”破坏^[21], 故障定位为氧主阀后的密封空隙, 空隙处切向声学频率与管路纵向声学模态发生耦合, 引发高量级压力脉动, 频率约为7300 Hz, 短时间内导致氧主阀发生振动疲劳破坏. 通过在空隙处加薄片消除空腔避免了类似问题再次发生. 对在管道、阀、密封等封闭空间中存在的声振耦合破坏问题, 通常很少受到关注.

3.3 动力学优化设计、仿真分析与试验

液体火箭发动机管路系统与相连结构的运动相互作用, 支承刚度弱且呈现明显的方向性, 其振动特征与固定式充液管路有较大区别, 呈现强烈的流固耦合非线性的特征, 至今已有大量学者对振动产生机理、控制技术进行了系列研究. 包括管道系统建模、管道振动及传播特性、管系中不同组件及约束边界的影响、管道系统稳定性等. 全系统流固耦合研究方法能够比较全面地分析管路的振动特性, 揭示流固耦合作

用机制.

控制管路振动首先要降低振源的强度, 如优化流场和降低燃烧不稳定性等. 围绕管路布局开展优化, 研究管路布局对流固耦合特性的影响也是常见的工程化方法之一. 实践证明采用 Ω 形弯管替代C形弯管, 能有效地减轻根部安装应力和吸收变形. 受低温、强振动环境的影响以及空间、重量的限制, 液体火箭发动机管路系统较少使用金属橡胶减振器、高阻尼硅橡胶减振器和约束阻尼等振动控制措施, 这类装置在提高环境适应性和对中高频减振性能后将在发动机中具有极大的应用空间.

实验室内常见的管路振动研究方法有充液、充液加压、液流3种不同条件下的动特性试验和管路工作模态试验, 但是这些试验无法模拟流体流动的影响. 考虑流体流动的复合振动试验技术将是未来重点研究方向之一.

4 推力室结构的动力学问题

推力室是液体火箭发动机的主体, 由喷注器、燃烧室、喷管等构成, 是将燃料化学能转化成发动机推力的核心组件. 除发动机启动、关机过程热冲击引起的热-机械疲劳问题外, 喷注器流体诱导振动、燃烧室声固耦合振动及启动关机过程喷管侧向力问题是制约燃烧室安全可靠工作的重要因素.

4.1 喷管侧向力问题

喷管是发动机产生推力的关键部件, 将燃烧室内高温燃气加速并高速排出以产生推力. 大型液体火箭发动机通常采用大面积比钟形喷管, 以便在更大高度范围内获得性能最佳, 必然导致喷管在地面启动及低空飞行阶段出现“过膨胀”现象, 即发动机喷管出口压力低于外界环境压力, 引发喷管出口流动分离, 由于分离涡流场通常不是理想的轴对称模式, 在喷管上将产生横向作用的侧向力^[46](图8). 侧向力引起的主要破坏模式有喷管结构高周疲劳、发动机喉部或发动机推力矢量控制装置过载破坏^[47], 如J-2S发动机研制过程中曾因过大的喷管侧向力而将整个发动机从万向节处剪掉, 日本LE-7A发动机在启动关机瞬间发生喷管侧向力引起的喷管冷却管破坏^[48], SSME发动机地面反复试车过程中曾发生由于未预见的高水平侧向力引起

图 8 (网络版彩图) 喷管侧向力

Figure 8 (Color online) Side force of nozzle.

的喷管冷却剂供应管路的破坏^[49].

喷管侧向力产生的本质是由于流动不稳定, 产生原因可分为3大类^[46,50]: 喷管内部流动分离不稳定相关的因素, 包括不同流动分离形式的转换、倾斜的分离线、流动分离点附近及回流区压力脉动、气膜冷却导致的侧向力; 外部非定常因素, 即喷管外部的压力脉动, 包括抖振和背压变化, 主要是由于火箭飞行过程中产生的底流抖振效应, 2002年阿里安5 ECA首飞失败的原因之一就是研发人员在喷管载荷分析时未考虑底流抖振引起喷管侧向动态载荷^[51]和流固耦合因素, 当侧向力较大时, 将引起侧向力与喷管变形的气动弹性耦合^[52,53]. 为建立一个可以预估火箭喷管分离流动侧向载荷的精确模型, MSFC的工程师在2000年启动了“火箭喷管侧向载荷的特征和精确模型”的研究课题. 课题包括MC-1发动机的热点火试验、缩尺喷管的冷流试验, MC-1发动机热点火和冷流试验喷管的CFD分析, MC-1发动机和冷流试验喷管的有限元分析等研究工作, 课题目标是建立可以准确预估喷管侧向载荷特征和大小的方法以及结构动力学仿真模型.

当前, 无论是侧向力产生机理还是侧向力与喷管结构的流固耦合数值研究都不能满足喷管结构设计要求, 为此需加强喷管侧向力问题的理论研究、试验验证工作, 除启动、关机过程外, 还需对发动机推力矢量控制摇摆过程引起的侧向力问题开展研究, 获得准确的侧向力边界, 为发动机喷管结构完整性设计提供数据支持, 尽早完成喷管等发动机主承力结构设计定型, 避免主承力结构设计改动而影响其他部件及界面的载荷.

4.2 燃烧室头部流体诱导振动问题

喷注器是发动机燃烧室头部的主要组件, 将推进剂以适当比例和状态喷入燃烧室, 完成推进剂的喷射、雾化、蒸发、混合以及燃烧. 喷注器由顶盖和数百个喷嘴组成, 和燃烧室一起构成封闭的承受高温高压的结构, 头部内高温高速气液环境诱导的振动问题与弹性管束换热器相似, 漩涡脱落、紊流抖振、流体弹性激振都会引起喷嘴的失效.

在SSME发动机研制的早期, 曾反复多次出现液氧喷嘴振动疲劳破坏故障(图9), 引发喷注器局部过热而烧毁喷注器甚至燃烧室的严重故障. 由于没有估计到热气总管中流动环境的严重性, 对静态、动态环境, 或者气体流道和喷注器流动均匀性的影响没有提出合适的要求, 最初的解决措施是在喷嘴周围设置流动防护罩转移流动和分担部分载荷及更换高强度的高温材料, 后续试车类似故障继续出现, 且流动防护罩副作用明显(发动机比冲降低1.5 s). 为此, 在热试车及缩尺模型试验中进行了大量的试验和测量分析工作, 以获取流动环境和找出失效机理, 试验表明喷嘴失效的主因是流体弹性激振. 最终解决措施是重新设计热燃气流通通道, 三路输送管被改为两路输送, 采用转向叶片增加流场均匀性, 降低出口压力梯度等.

流体弹性激振的特点是: 流体速度一旦超过某一临界值时振幅就会大幅度增加, 即使流速减少到远低于初始速度时仍会持续下去. 为了抑制液体火箭发动机中存在的高频不稳定燃烧现象, 喷注器通常采用添加隔板的方式排列喷嘴, 导致流体对不同喷嘴的影响

图9 喷注器液氧喷嘴流体振动疲劳破坏

Figure 9 Vibration fatigue failure by fluid in liquid oxygen nozzle of injector.

不一样, 流体弹性激振的稳定边界是空间位置的函数.

目前, 有关文献提出了许多横向流激振的机理, 包括漩涡脱落、紊流抖振、流体弹性激振、声共振等. 正如程林^[54]指出的那样, 由于喷嘴周围流动的复杂性、流体诱导振动未知因素过多以及振动阻尼的不确定, 迫切需要建立一套综合性的预防流体诱导振动损坏的准则.

5 发动机整机动力学仿真与试验技术

结构动力学破坏已经成为液体火箭发动机寿命周期中主要的结构破坏模式之一, 由于结构动力学破坏和静力学破坏的破坏机理不同, 静力学设计、动力学验证的传统强度设计方法达不到现代设计要求的高推质比、高性能和高可靠性的要求. 目前国外在先进液体动力研制时结构动力学设计已经融入结构设计中. 动力学设计主要包括发动机整体动力学模型建模、结构动力学试验、模型修改和关键组件、连接件及各部组件连接界面载荷识别等内容.

5.1 工作模态与动力学有限元建模

当前, 液体火箭发动机整体动力学建模及修正, 思路基本统一为: 对常温状态各关键部件进行动力学建模及模型修正, 将修正后各子部件模型组装成发动机整体模型(图10), 再通过对连接件及连接界面参数的修正获得发动机整体有限元动力学模型, 最后通过考虑载荷环境对材料特性和应力状态的影响, 获得发动机实际工作状态下的动力学模型. 存在的主要问题有: (1) 由于发动机螺旋铣槽、波纹板夹层结构等, 难以准确建立其动力学模型, 加之连接与约束形式多样化, 整机动力学模型低频段(约100 Hz以内)与试验值吻合较好, 但中高频段精度较差; (2) 发动机动力学特性与工作状态相关, 且随工作时间变化较大, 如图11所示的燃烧室节径型模态频率具有随试车时间变化的特性; (3) 在发动机生产制造出来以前, 无法对整体有限元模型进行修正; (4) 在获得修正的整体有限元模型后, 仅能获得较低频率范围内准确的动特性描述, 对涡轮泵等高频振源载荷激振下的响应及载荷传递分析的准确性有待商榷; (5) 发动机试车状态下工作模态测试、关键点响应测试等理论及技术仍需加强研究; 振源载荷等效及传递特性分析技术仍无法满足设计分析需求.

图 10 (网络版彩图) 发动机整机动力学模型
Figure 10 (Color online) Dynamic model of whole engine.

图 11 燃烧室节径型模态频率随工作时间变化规律
Figure 11 The variation of the frequency of section diameter modal of chamber while hot testing.

5.2 动载荷识别与载荷传递特性分析

液体火箭发动机受到的载荷可以分为外部载荷和内部载荷两种。外部载荷包括地面运输、火箭加速等, 对于二级发动机来讲, 还包括在一级工作时从火箭级间段传来的振动载荷、声学 and 分离冲击载荷等。内部

载荷主要指发动机工作过程中产生的振动载荷。

对发动机各部件影响最大的是发动机自身产生的载荷, 振源载荷以空间分布场的形式, 集中在中高频振动内, 振动能量的分布差异性和随机性均较大, 主振源激励载荷无法直接测量。发动机试车及飞行过程中, 各主要部件和界面处的测量结果实际上是响应而非激励, 不能直接用于发动机结构件的动强度设计与分析, 需要将激励源附近测得的加速度数据转换成涡轮泵和燃烧室等主振源相应位置上的力, 即多源复杂载荷识别, 这是进行液体火箭发动机结构动强度设计面临的一个重要技术挑战。

载荷识别问题属于动力学问题的第二类逆问题, 随机载荷的识别一般在频域中进行, 与确定性动载荷不同, 随机动载荷需要考虑载荷之间的相关性和时间历程的随机性, 计算规模和难度大幅度提升。载荷识别方法主要有频响函数求逆法、模态坐标变换法、逆虚拟激励法、神经网络、小波变换法等。在矩阵求逆的过程中病态问题会增加识别结果的误差, 尤其是对于多点同时进行识别的情况, 图12所示为某型大推力液体火箭发动机多源载荷识别和传递特性测试试验。

研究表明, 发动机载荷传递特性对结构布局较为敏感, 为准确地进行结构件动强度设计, 需研究载荷传递特性对结构件尺寸、位置及空间走向等参数的灵敏度, 采用整体识别载荷-局部设计改进-再整体识别载荷的迭代循环实现发动机结构件及整体的动强度优化设计。

图 12 (网络版彩图) 发动机载荷识别与传递路径测试
Figure 12 (Color online) The test of load identification and transfer path analysis.

6 展望

大推力液体火箭发动机服役环境更加苛刻与极端,除承受高低温、高压、热冲击外,还需耐受热燃气的冲蚀和腐蚀.静强度破坏、动力学破坏、疲劳、蠕变等多种失效形式并存,不同失效模式的叠加大大增加了问题的复杂性.极端环境下失效评价的科学基础将向多尺度、多场耦合方向不断深化,动力学分析必须从理解流体激振机理,准确预测载荷特征,建立完善的动力学模型和修正方法等方面着手,从而将设计方法从经典强度和断裂准则的设计理论向基于动力学和寿命预测的设计理论思想转变.为此,还需加强以下几个方面的工作.

(1) 考虑温度、应力及流体附加质量等因素的涡轮泵旋转件、管路、壳体、燃烧室及喷管工作状态下的动特性仿真及试验测试是发动机整体动特性、载荷传递及各部件自身强度设计的基础.

(2) 通过发动机地面空载状态主要振源模拟试

验、传递特性分析与测试,结合发动机试车状态主振源和关键界面振动测量数据,进行发动机工作状态载荷识别,可以为发动机部件动力学设计及寿命预估提供数据支撑.

(3) 为确保发动机结构设计与分析方法的合理性与准确性,需加强先进试验技术研究,如涡轮泵水力试验状态动特性测量、输流管路液流振动复合环境试验、多轴振动试验、多源激励与载荷识别试验、喷管侧向力测量试验等技术的研究.

(4) 由于载荷、材料、几何、加工装配状态、系统阻尼、分析模型误差等存在的随机性与不确定性,使得结构动特性在不同产品、试验及飞行中均有一定的分散性,但限于发动机生产、试验及服役过程小子样属性,无法直接利用大量数据的统计分析进行概率设计.为降低不确定因素引起的风险,需加强发动机关键件、薄弱环节结构动特性、动响应等对不确定因素的敏感性分析,明确主导因素,对主导因素进行边界包络分析、设计及试验验证,确保发动机安全可靠.

致谢 感谢液体火箭发动机重点试验室热力耦合研究团队给予的支持与帮助.

参考文献

- 1 Tan Y H. Research on large thrust liquid rocket engine (in Chinese). *J Astron*, 2013, 34: 1303–1308 [谭永华. 大推力液体火箭发动机研究. 宇航学报, 2013, 34: 1303–1308]
- 2 Zheng D Y, Tao R F, Zhang X, et al. Study on key technology for large thrust LOX/LH₂ rocket engine (in Chinese). *J Rocket Propul*, 2014, 40: 22–27, 3 [郑大勇, 陶瑞峰, 张玺, 等. 大推力氢氧发动机关键技术及解决途径. 火箭推进, 2014, 40: 22–27, 3]
- 3 Li B, Zhang X P, Gao Y S. Consideration on development of reusable liquid rocket engine in China (in Chinese). *J Rocket Propul*, 2017, 43: 1–75 [李斌, 张小平, 高玉闪. 我国可重复使用液体火箭发动机发展的思考. 火箭推进, 2017, 43: 1–75]
- 4 Li B, Ding F N, Zhang X P. Manned Lunar Propulsion System (in Chinese). Beijing: China Astronautic Publishing House, 2011 [李斌, 丁丰年, 张小平. 载人登月推进系统. 北京: 中国宇航出版社, 2011]
- 5 Liu S J, Liang G Z. Failure modes of space main engine high-pressure fuel turbopump (in Chinese). *J Aerosp Power*, 2015, 30: 611–626 [刘士杰, 梁国柱. 航天飞机主发动机高压燃料涡轮泵的故障模式. 航空动力学报, 2015, 30: 611–626]
- 6 Yin Q, Zhang J R. Failure mode and analysis for liquid propellant rocket engines (in Chinese). *J Propul Tech*, 1997, 18: 22–25 [殷谦, 张金容. 液体火箭发动机故障模式及分析. 推进技术, 1997, 18: 22–25]
- 7 Ryan R S. A history of aerospace problems, their solution, their lessons. NASA-TP-3653, 1996
- 8 Fukushima Y, Imoto T. Lessons learned in the development of the LE-5 and LE-7. AIAA-94-3375, 1994
- 9 Xie G J. Research on real-time fault detection technology and system for liquid rocket engine trubopump (in Chinese). Dissertation of Doctoral Degree. Changsha: National University of Defense Technology, 2006 [谢光军. 液体火箭发动机涡轮泵实时故障检测技术及系统研究. 博士学位论文. 长沙: 国防科学技术大学, 2006]
- 10 Cikanek H A. Characteristics of space shuttle main engine failures. AIAA-87-1939, 1987
- 11 Cervone A, Torre L, Bramanti C, et al. Experimental characterization of cavitation instabilities in the Avio “FAST2” inducer. AIAA 2005-4451,

2005

- 12 Bai D A. A review of the rocket engines of China long march family of launch vehicle (in Chinese). *J Rocket Propul*, 2000, 2: 1–10 [白东安. 长征系列发动机涡轮泵的研制概况. 火箭推进, 2000, 2: 1–10]
- 13 Sutton G P. Turbopumps, a historical perspective. *AIAA* 2006-5033, 2006
- 14 Durteste S. A transient model of the VINCI cryogenic upper stage rocket engine. *AIAA*-2007-5531, 2007
- 15 Li H B. Space launch vehicle reliability in the world for fifty years (in Chinese). *Struct Environ Eng*, 2007, 34: 1–11 [李海波. 50年来全球航天运载器的可靠性. 强度与环境, 2007, 34: 1–11]
- 16 Tan S L, Li B S. Reliability of Liquid Rocket Engine (in Chinese). Beijing: China Astronautic Publishing House, 2014 [谭松林, 李宝盛. 液体火箭发动机可靠性. 北京: 中国宇航出版社, 2014]
- 17 Hou J L, Jin P, Cai G B. Failure mode of reusable rocket engine based on fuzzy fault tree and factor analysis (in Chinese). *J Aerosp Power*, 2014, 29: 987–992 [侯金丽, 金平, 蔡国飙. 基于模糊故障树和因子化分析的重复使用火箭发动机失效模式. 航空动力学报, 2014, 29: 987–992]
- 18 Gurov V. Operational reliability of turbopump—Key unit of the liquid rocket engines. *AIAA* 2001-3395, 2001
- 19 Huzel D K, Huang D H. Modern Engineering for Design of Liquid-propellant Rocket Engines. Washington: AIAA, 1992
- 20 Cai G B, Li J W, Tian A M, et al. Design of Liquid-Propellant Rocket Engine (in Chinese). Beijing: Beihang University Press, 2000 [蔡国飙, 李家文, 田爱梅, 等. 液体火箭发动机设计. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2000]
- 21 Blair J C, Ryan R S, Schutzenhofer L A. Lessons learned in engineering. NASA/CR-2011-216468, 2011
- 22 Adams M L. Rotating Machinery Vibration—from Analysis to Troubleshooting. New York: Marcel Dekker, 2001
- 23 Campbell W. The protection of steam turbine disc wheels from axial vibration. *Trans ASME*, 1924, 46: 31–160
- 24 Singh M P, Drosjack M J. Emerging advanced technologies to assess reliability of industrial steam turbine blade design. In: 37th Turbomachinery Symposium, Texas A & M University, Tutorial T37-T03, 2008
- 25 Huang W H. Free and forced vibration of closely coupled turbomachinery blades. *AIAA* 80-0700, 1980
- 26 Hah C, Loellbach J, Owen A, et al. Unsteady flow analysis of RLV pump stage at design and off-design conditions. *AIAA* 2001-3477, 2001
- 27 Brown A M, Schmauch P. Characterization of deficiencies in the frequency domain forced response analysis technique for supersonic turbine bladed disks. *AIAA*-2012-1397, 2012
- 28 Yamanishi N, Nishimoto M, Hori S, et al. Numerical analysis of flow-induced structural vibration in the LE-7A liquid hydrogen pump. *AIAA*-2008-4658, 2008
- 29 Brown A M. Comprehensive Structural dynamic analysis of the SSME/AT fuel pump first-stage turbine blade. NASA/TM-1998-208594, 1998
- 30 Sipatov A M, Gladisheva N V, Avgustinovich V G. Tools for estimating resonant stresses in turbine blades. In: Proceedings of GT2007 ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air, GT2007-27196
- 31 Uchiumi M, Kamijo K, Sakazume N, et al. Fatigue strength of rocket pump inducers. *AIAA*-2006-5072, 2006
- 32 Johnsson R, Brodin S, Ekedahl P, et al. Development of hydrogen and oxygen pump turbines for Vinci engine. *AIAA*-2002-4331, 2002
- 33 Holmedahl K. Analysis and testing of the Vulcain 2 LOX turbine blades for prediction of high cycle fatigue life. *AIAA*-2000-3680, 2000
- 34 Li S T, Xu Q Y. Fluid induced vibration and dynamic fatigue in centrifugal impeller (in Chinese). *Chin J Appl Mech*, 2007, 24: 353–358 [李松涛, 许庆余. 离心式叶轮流体激振响应及动态疲劳的研究. 应用力学学报, 2007, 24: 353–358]
- 35 MSC Software Corporation. MSC Fatigue 2016 Theory Guide. 2016
- 36 Zemp A. Experimental Investigation and Validation of High Cycle Fatigue Design Systems for Centrifugal Compressors. Lucerne: ETH Zurich, 2012
- 37 Moffatt S, Ning W, Li Y, et al. Blade forced response prediction for industrial gas turbines. *J Propulsion Power*, 2005, 21: 707–714
- 38 Brown A M, DeHaye M, DeLessio S. Probabilistic methods to determine resonance risk and damping for rocket turbine blades. *J Propulsion Power*, 2013, 29: 1367–1373
- 39 Christensen E R. Structural dynamic analysis of cyclic symmetric structures. *AIAA*-2005-1865, 2005
- 40 Marcu B, Hadid A, Lin P, et al. Towards rocket engine components with increased strength and robust operating characteristics. *AIAA*-2005-4449, 2005
- 41 Marcu B, Tran K, Dorney D J, et al. Turbine design and analysis for the J-2X engine turbopump. *AIAA*-2008-4660, 2008
- 42 Zhu M L. Near-threshold fatigue crack growth and very high cycle fatigue behavior of steam turbine rotor steels (in Chinese). Dissertation of Doctoral Degree. Shanghai: East China University of Science and Technology, 2011 [朱明亮. 汽轮机转子钢近门槛值区的裂纹扩展与超高周

疲劳行为研究. 博士学位论文. 上海: 华东理工大学, 2011]

- 43 Kazymyrovych V. Very high cycle fatigue of engineering materials (a literature review). Karlstad University, 2009
- 44 Zhu N C. Design of Liquid-Propellant Rocket Engine (in Chinese). Beijing: China Astronautic Publishing House, 1994 [朱宁昌. 液体火箭发动机设计. 北京: 宇航出版社, 1994]
- 45 Yan S, Tan Y H, Chen J H. Research progress of flow-induced vibration of bellows (in Chinese). J Rocket Propul, 2014, 40: 16–21 [闫松, 谭永华, 陈建华. 波纹管流体诱导振动研究进展. 火箭推进, 2014, 40: 16–21]
- 46 Ye Z Y, Lü G L. Advances in the study of unsteady side-loads and fluid/structure interaction of rocket nozzles (in Chinese). Adv Aeronaut Sci Eng, 2015, 6: 1–12 [叶正寅, 吕广亮. 火箭发动机喷管非定常侧向力和流固耦合研究进展. 航空工程进展, 2015, 6: 1–12]
- 47 Ruf J H, McDaniels D M, Brown A M. Nozzle side load testing and analysis at Marshall Space Flight Center. AIAA-2009-4856, 2009
- 48 Watanabe Y, Sakazume N, Tsuboi M. LE-7A engine nozzle problems during the transient operations. AIAA-2002-3841, 2002
- 49 Smalley K B, Brown A M, Ruf J. Flow separation side loads excitation of rocket nozzle FEM. AIAA-2007-2242, 2007
- 50 Terhardt M, Hagemann G, Frey M. Flow separation and side-load behavior of truncated ideal rocket nozzles. AIAA-2001-3686, 2001
- 51 de Cock K M, Kok J C, van der Ven H, et al. Extra-large eddy simulation for delta wings and space launchers. In: 24th International Congress of the aeronautical Sciences. Yokohama, 2004
- 52 Brown A M, Ruf J, Reed D, et al. Characterization of side load phenomena using measurement of fluid/structure interaction. AIAA-2002-3999, 2002
- 53 Wang T S, Zhao X, Zhang S, et al. Development of an aerostatic modeling capability for transient nozzle side load analysis. AIAA-2013-3641, 2013
- 54 Cheng L. The Theory and Application of Elastic Heat Exchanger (in Chinese). Beijing: Science Press, 2001 [程林. 弹性管束换热器原理与应用. 北京: 科学出版社, 2001]

Structural dynamics of the large thrust liquid rocket engines

HUANG DaoQiong^{1*}, WANG Zhen¹ & DU DaHua^{1,2}

¹ National Key Laboratory of Science and Technology on LRE, Xi'an 710100, China;

² College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

The large thrust liquid rocket engines are the main powers for the momentous space activities of manned lunar and deep space exploration. As the thrust of the engine being larger, the challenges for the dynamic strength designing being tougher and the structural dynamic becomes a fundamental science for solving the key technology problems during the engine developing. The characteristics of the significant multi-field coupling and the complex load composition of multi load sources lead the complexity and difficulty for solving structural dynamic problems of the large thrust engines increase dramatically. Based on the review and summary of the fault characteristics of the domestic and foreign liquid rocket engine structures, the rotor dynamics and flow-induced vibration problems of the turbopump, the fluid-structure interaction and dynamic optimization problems, the dynamics problems in thrust chamber and associated solving experiences were discussed emphatically, and also the structural dynamic modeling of the whole engine and the analysis of the load transfer path being introduced. Finally, the structural dynamics analysis required test technologies and associated uncertainties envelope design methodology were presented from a design perspective, and these will be useful and consulted to solve the key technology encountered in the development of the large liquid rocket engine.

Large thrust liquid propellant rocket engine, multi-field coupling, dynamic modelling, load identification, dynamic design

PACS: 46.15.-x, 46.40.-f, 46.50.+a, 46.70.-p, 46.80.+j, 95.55.-n

doi: 10.1360/SSPMA2018-00103