

液体火箭主发动机结构动力学关键问题研究综述*

杜大华¹, 李斌²

(1. 西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100;

2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

摘要: 液体火箭主发动机作为运载火箭的主动力, 由于其结构的复杂性、服役环境的极端严苛性, 导致发动机的结构动力学问题异常突出。动力学问题已成为发动机研制过程中的瓶颈技术之一, 因此为改善运载火箭、发动机的振动力学环境, 提高发动机的动强度可靠性与工作安全性, 需要对运载火箭“心脏”——发动机的结构动力学问题予以充分的重视。本文在详细介绍发动机结构特点、工作环境载荷特征及对结构故障统计的基础上, 深入分析了涡轮泵系统、推力室、自动器、管路、发动机整机的主要故障模式, 梳理出各部组件、整机结构的动力学关键问题, 并指出后续研究的方向。

关键词: 运载火箭; 液体火箭发动机; 动力学; 振动; 综述

中图分类号: V434 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2024) 02-2212047-16

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2212047

1 引言

液体火箭主发动机是载人登月、深空探测等重大航天活动的主动动力, 是火箭的“心脏”, 其性能和可靠性直接关系到我国未来航天事业的发展^[1]。发动机是火箭最主要的激振源, 其结构动力学是分析火箭“推进-结构-控制”大回路动力学耦合、“发动机-伺服回路”小回路动力学耦合、发动机谐振与箭体模态耦合稳定性的基础。同时, 发动机结构动特性关系到自身结构对给定激励的响应, 又是自身强振动最直接的受害者, 是全箭故障率最高的部位。据 NASA 统计, 在飞行器所发生的重大事故中, 40% 均与振动有关^[2]。

由于发动机结构复杂、服役环境极端, 多学科耦合, 极致轻量化导致其疲劳强度储备不高, 复杂燃烧、流动与机械振动等诱发的结构动力学问题异常突出, 动强度可靠性已严重制约发动机的研制进程。结构动力学问题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^[3], 目前已成为运载火箭组织研究的热点与难点。

在国外, 发动机动强度问题早已引起航空航天

等科研部门的充分重视, 他们对发动机结构动力学进行了系统性研究^[4]。在标准规范、设计准则与完整性大纲中, 提出了各种设计、分析及试验要求, 如 MIL-STD-1783^[5]指出, 发动机必须满足结构完整性的要求。

在国内, 为适应高性能、高可靠性及航天商业化驱动下可重复使用发动机的发展趋势^[6], 逐步打破航天界“静强度设计, 动强度评估”惯性思维的束缚, 将动力学设计理念落实到结构设计中, 以满足航天产品设计物尽其用、从安全寿命到经济寿命发展的必然要求。荣克林等^[7]总结了航天结构动力学故障, 指出发展动强度分析是当前结构动力学技术发展的重要方向。目前, 在液体火箭发动机评估与试验、标准规范建设等方面, 我国与美俄等航天强国相比仍有一定的差距。因此, 开展液体火箭发动机复杂结构在严苛服役环境下动力学设计技术研究将具有重要的工程意义。

本文在系统性介绍液体火箭主发动机的结构特点、工作环境载荷特征及故障统计分析的基础上, 深入研究了涡轮泵、推力室、自动器、管路连接及整机的主要故障模式, 并分析了各部组件、整机结构的典

* 收稿日期: 2022-11-14; 修订日期: 2023-09-18。

基金项目: 国家重点基础研究发展计划 (613321); 装备预研共用技术项目 (41410040202)。

作者简介: 杜大华, 博士, 研究员, 研究领域为固体力学。

通讯作者: 李斌, 博士, 研究员, 博士生导师, 研究领域为液体火箭发动机。E-mail: 1051741634@qq.com

引用格式: 杜大华, 李斌. 液体火箭主发动机结构动力学关键问题研究综述[J]. 推进技术, 2024, 45(2):2212047. (DU D H, LI B. A review on key structural dynamics problems of liquid rocket main engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(2):2212047.)

型动力学技术问题。

2 发动机结构特点

液体火箭发动机是典型的燃烧流体机械,常见推进剂供应方式有泵压式与挤压式两种。其中,泵压式供应系统常用于推进剂流量大、推力大的主发动机,如目前在役的YF-20系列常规推进剂发生器循环发动机和YF-100系列液氧煤油补燃循环发动机等;挤压式供应系统则通常用于轨姿控发动机上。

结构是发动机系统功能实现的重要保障,主要承担传质传热、传递推力及承受压力等功能。泵压式发动机主要是由机架、推力室、燃气发生器、氧化剂/燃料预压泵、涡轮泵、气/液管路、自动器等部组件高度集成的大型复杂、多尺度、多维度动态系统,结构非常复杂且紧凑。图1所示为我国在研的500吨级重型火箭发动机,采用高压液氧煤油补燃循环系统,双推力室共用涡轮泵及机架等。

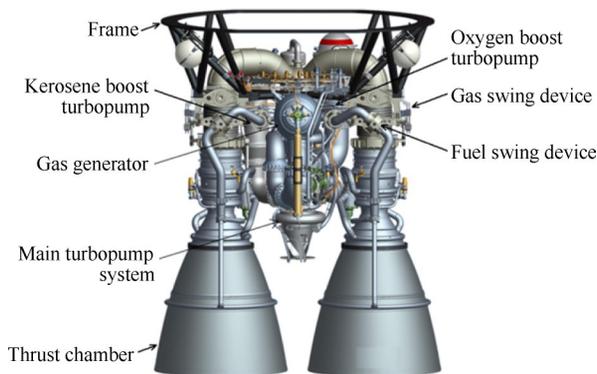


Fig. 1 500-ton class liquid rocket engine for heavy launch vehicles

对于典型液体火箭主发动机,传力组件包括机架、常平座及传力座,负责将推力传递到箭上,为发动机的主要承力件,具有较大的尺寸。推力室是发动机实现能量转化产生推力的装置,一般为钎焊结构,分为头部和身部两部分;头部包括燃气弯管、整流栅与喷注器;身部由燃烧室、喷管及总装直属件组成;对于再生冷却喷管,一般为带铣槽的薄壁夹层板结构,从内至外依次为内壁、冷却通道及外壁。大功率涡轮泵是发动机的核心组件,壳体一般为异形厚壁壳,转动件包含高速旋转轴、轮盘及密封等。摇摆组件包括摇摆软管、轴承及伺服机构等。其他结构包括管路系统、连接结构及与箭体接口等。由于发动机结构系统的日益大型复杂化,导致其动力学行为极其复杂。

3 服役环境载荷特征

液体火箭主发动机工作在极端载荷环境下,图2为某双机并联发动机地面热试车状态。

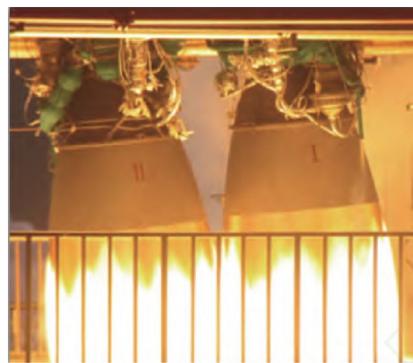


Fig. 2 Ground firing test of double parallel connected engines

静态载荷包括安装载荷、预冷载荷、压力、温度、推力、离心力及火箭加速时的惯性力等。航天飞机主发动机(SSME)的故障根源于动态载荷^[8]。Yan等^[9]研究了发动机的动力学载荷,主要有燃烧部件振荡燃烧产生的随机载荷,涡轮泵内流体流动“噪声”、通道分流谐波与转子动不平衡、轴承退化/摩擦产生的旋转谐波载荷,管道/阀门流体脉动及冲击、贮箱内液体晃动产生的低频载荷,其他如起动^[10]/关机/分离产生的冲击、声学载荷、变形协调载荷等^[11]。另外,二级、上面级发动机工作前还将经历一级或下面级发动机工作时形成的声振环境。因而,复杂环境载荷对发动机形成多源、多点、多方向及宽频的时/空激励,如图3所示。

与航空发动机、舰船燃汽轮机及其他热力机械相比,液体火箭发动机工作的载荷环境复杂严酷。主要表现为:(1)大功率,比功率和能量密度更高、推质比更大,如SSME的推质比是F-15战机的近10倍;(2)强振动,存在约550g(RMS,0~10kHz)的机械振动;(3)液体高压和高速流动(100MPa,60~70m/s),燃气高压和高速流动(50MPa,3500m/s),燃料二级泵出口压力达80MPa,发生器压力超过50MPa,推力室压力超过20MPa,并伴有强烈压力脉动;(4)高转速(10~60kr/min);(5)高低温和大温度梯度(-253~3300℃)(图4);(6)起动/关机迅速(起动时间约0.2~3.0s,起动冲击时间在ms级),振动冲击达5000g,压力冲击高于90MPa/s,热冲击超过3800℃/s,力热冲击效应显著,动态过程发展迅速;(7)多源/异源/振动多路径传递/多场耦合/宽频载荷共同作用;(8)多机

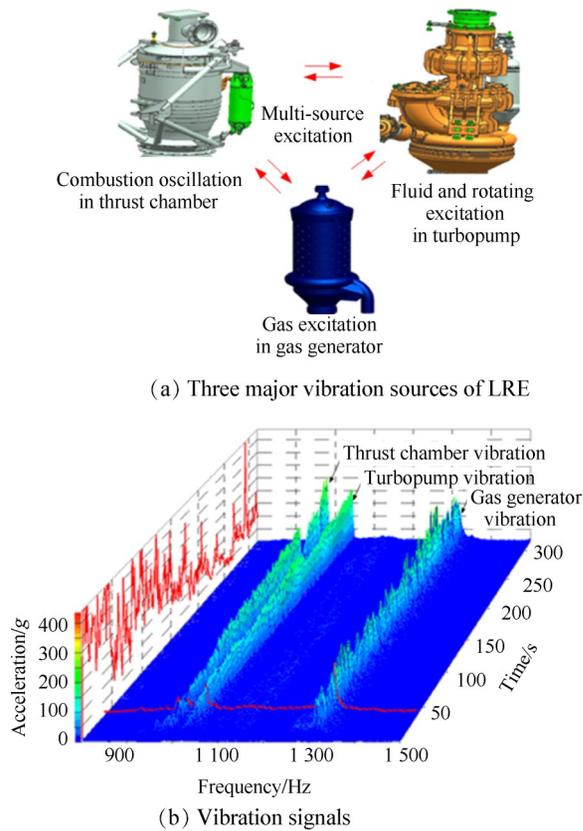


Fig. 3 Coupling excitation by multi-source loads

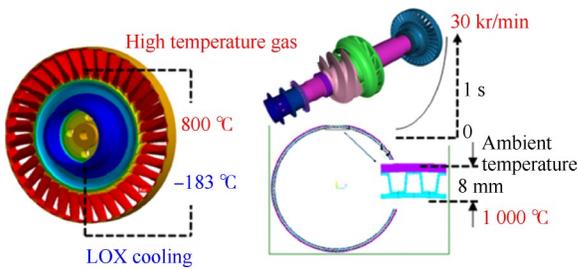


Fig. 4 Extreme environment of key components

并联大时差关机不同步效应、推力深度调节、大(预)静载、高强噪声等。Blair等^[12]分析认为,如果将汽车发动机制造成与SSME具有同样的能量密度和效率,其质量将仅有113g;同样,如将可乐罐也做成与

SSME主贮箱一样的结构效率,那么其壳体厚度将只为现在的1/3。

4 故障统计分析

由于发动机结构复杂、服役环境极端,多学科交叉耦合,极致轻量化,随机性强,复杂燃烧、流动与机械振动等诱发的结构动力学问题非常突出^[13]。Zeng等^[14]统计发现,液体火箭发动机是导弹武器、航天运载器故障率最高的子系统,高达51%(指发动机故障在整个火箭故障中的占比)。在发动机研制历程中,涡轮泵、推力室、管路连接故障最为常见,结构疲劳、断裂、碰磨、泄漏等为主要的故障模式^[15],见图5及图6。

发动机故障率高,主要原因是系统高参数化及对动载荷认识不足、结构动力学设计不合理、动强度评估不准确、试验考核不充分等。一方面,是因为发动机结构复杂、服役环境极端。另一方面,发动机重量及尺寸受限,结构设计紧凑,多源、多场环境载荷耦合作用显著等。王彬文等^[16]指出,发动机结构设计除需满足静强度要求外,还要考虑高静应力水平下振动导致的疲劳失效问题,要全面深入地进行动强度设计与试验验证。目前,结构动力学问题已成为制约发动机工作可靠性及安全性的关键因素,是发动机研制中必需解决的关键技术之一。

5 结构动力学关键问题

5.1 涡轮泵系统

发动机“心脏”——涡轮泵是泵压式液体推进剂供应与控制系统的核心部件,是发动机的三大振源之一,图7为涡轮泵系统。

涡轮泵是一种高精度旋转机械,其工作在高转速、高压、大温度梯度、高能量密度(如RD-170涡轮泵功率达196 MW)、强振动的极端环境下,由自身内部机械振动激励(不平衡、不对中、轴弯曲及机械松

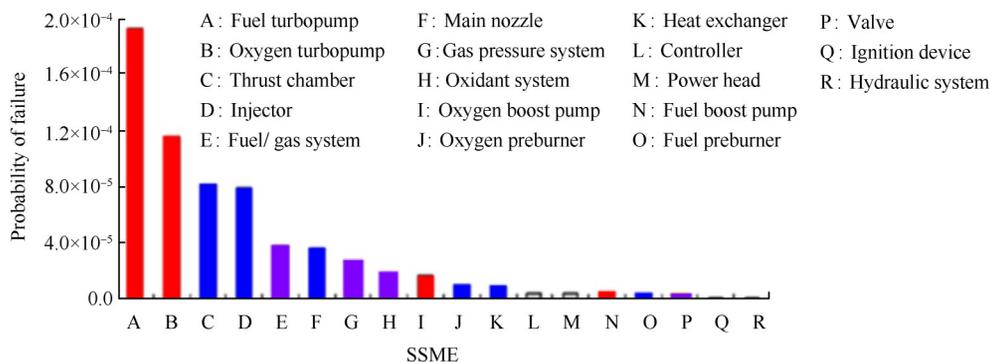


Fig. 5 Main fault statistics of SSMEs

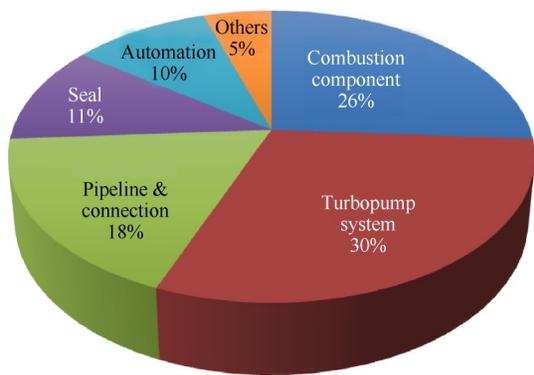


Fig. 6 Failure statistics of 21 kinds of turbopump-fed LREs in China

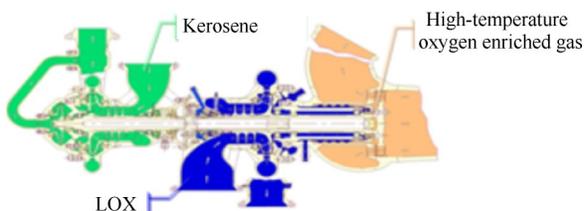


Fig. 7 Typical structures of the turbo-pump system

动)+流体激励(空化、动静干涉、密封间隙流等)+高温燃气+低温液氧+热冲击+外部传递的机械振动载荷等引发的动力学问题异常突出,碰磨和疲劳为其主要故障模式。涡轮泵是液体火箭发动机故障率最高、危害性最大的部件之一,也是可重复使用发动机使用次数最少的主部件^[17]。几乎所有大型液体火箭发动机涡轮泵在研制或服役过程中均发生过由结构疲劳导致的故障,涉及到涡轮泵所有零部件,如叶片/轴断裂、轴承故障、密封失效及静子叶栅裂纹等^[18],见图 8。涡轮泵故障多呈现瞬变、突发性,且危害性极大^[19]。

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承结构的转子动力学问题^[20],涉及转子临界转速、动平衡、稳定性、次/超同步振动、动力学优化、关键装配参数影响、相关的转子/密封动力特性试验等。二是流致振动问题,即研究极端环境下流体激振机理与振动抑制方法。近年来,分析离心泵水力激振问题已成为研究的热点之一。

5.1.1 转子动力学

转子动力学主要研究高速旋转机械转子系统及其部件有关的动力学特性与稳定性。随着现代航天运载器性能的日益提高,某些涡轮泵转子的的工作转速达到了一阶甚至二阶临界转速之上,这对转子动力学设计提出了新的要求。制约这一设计的主要因素是如何控制转子运转时产生的振动,如同步振



Fig. 8 Typical faults of turbo-pumps

动^[21]和次同步振动^[22-23]等。Gowda等^[24]发现高压燃料涡轮泵(HPFTP)的次同步振动是 SSME 研制初期的主要故障之一,故障主因是轴承与泵级间密封。在欠阻尼的高速旋转机械中,当在“柔轴”条件下工作时易出现次同步旋转不稳定,这是一种自激不稳定现象,可能导致轴承和密封的损坏。引起次同步振动的主因包括泵壳体与轴承之间刚度和阻尼的不匹配,泵级间密封的流体动力交叉干扰和涡轮的气动力交叉干扰等。Du等^[25]通过考虑轴承非线性因素、转子系统惯性分布、剪切、横向扭转、结构几何参数及装配偏心等,分析认为支承对转子临界转速和稳定性有重要影响。另外,在转子动力学分析中,若壳体质量与转子质量之比小于 3 时,则要考虑壳体的质量效应^[26]。

随着涡轮泵向高转速方向发展以及新材料、结构及工艺的陆续应用,转子系统的非线性振动问题将更加突显。在对问题的实际处理中,合理线性化能大大降低分析的工作量与难度^[27]。然而,当在强非线性时,若再采用线性化方法,将会忽略对系统具有重要影响的非线性因素,例如稳态响应对初始条件的依赖性、解的多样性和稳定性、振动状态的突变、超谐波与次谐波共振、分岔与混沌以及系统长期性态(混沌吸引子)对参数的依赖性等,从而出现动

力学分析结果与试验相差较大的现象^[28-29]。对于液体火箭发动机涡轮泵刚性或准刚性转子系统,非线性效应较弱且对转子动力学的影响较小,采用线性化处理即可解决问题;然而,对于柔性转子系统,当其运行在高速或超高速工况时,非线性影响不可忽略。目前,一般按线性化处理或只考虑弱非线性影响,这与实际情况相差较大,如YF-77液氢涡轮泵轴与轴套内摩擦产生的非线性振动问题^[23],这就需要进一步开展转子系统非线性动力学研究,以揭示其丰富的非线性动力学行为与物理机制。

后续研究可关注:①在考虑装配、预紧力、流体耦合效应、密封、支承/基础刚度、环境温度等影响下,准确预测转子的动力学特性。②对于柔性转子,当阻尼较小时,受高转速、高压下密封小间隙流动交叉动刚度的影响,可能会引起转子系统失稳,在进行密封动刚度试验的基础上准确分析转子系统的稳定性。③高压大流量高功率涡轮泵宽范围轴向力平衡技术,高速重载轴承(高DN值)技术。④转子动力学试验可以解决理论分析无法解决的某些问题,进行转子动力学试验新技术研究。⑤开展涡轮泵健康监测与故障诊断新技术研究^[30]。

5.1.2 诱导轮空化激振

在液体火箭主发动机中,采用在主泵离心轮前设置诱导轮以提高泵的抗空化能力。当泵入口压力低于推进剂在当地的饱和蒸气压时,将会发生旋转空化^[31-33],旋转空化是涡轮泵大幅振动的主要激励源之一^[34]。Lu等^[35]研究发现,各国在大中型液体火箭发动机研制中几乎都曾遇到诱导轮空化诱发的振荡现象。空化不稳定对泵甚至对发动机系统均产生较大影响,如噪声、压力脉动、叶片剥蚀/疲劳、轴承磨损、转子振动^[36]甚至停机^[37],已严重威胁到发动机的工作可靠性。Brennen^[38]将泵中非定常流动分为三大类:局部流体脉动、全局流动不稳定及流体脉动诱发转子振动。

当空化气泡被输运至高压区时,气泡溃灭将产生局部流体脉动。MC-1发动机在研制过程中遇到了旋转空化及空化喘振问题^[39]。Ono等^[40]认为H-II火箭第8次发射失败的根本原因是,LE-7发动机液氢涡轮泵诱导轮发生空化激振,流体脉动与泵导流叶片发生耦合共振,叶片疲劳断裂并最终致使发动机停机(图8(c))。CZ-2F二级主机氧化剂泵在试车后,发现离心轮叶片进口根部有不同程度的空化剥痕,其中有3次试车离心轮叶片还出现了严重的裂纹

与断裂现象。另外,李惠敏等^[41]在发动机试验中发现,燃料主泵诱导轮发生明显空化导致了叶片断裂,分析认为该故障与空化自激振荡密切相关。

当泵入口空化与泵前管路组成耦合系统时,可能出现管路-诱导轮空化自激振荡,并在结构上产生较大的振动响应;严俊峰等^[42]采取改善诱导轮的抗空化性能、降低空化振荡及提高泵前管路结构模态频率的措施,有效地解决了该振动问题。此外,泵空化可能致使箭体结构振动纵向模态与推进系统的固有动态特性相互耦合而产生纵向耦合振动(POGO)^[43],如CZ-2F火箭第六次飞行出现的“8 Hz”低频振动现象,一般通过设计蓄压器进行POGO振动抑制^[44]。

旋转空化还可能诱发转子动力学方面的问题。Zolad^[45]在Fastrac发动机液氧涡轮泵研制中,发现了诱导轮产生严重空化导致复杂的非定常流动和转子振动问题。Goirand^[46]研究了Vulcain发动机液氢涡轮泵诱导轮的空化不稳定问题,转子承受较大的径向载荷是轴承磨损过大的主因。SSME改型高压氧涡轮泵在研制中由旋转空化激发1.4倍转频的超同步振动,导致了试验提前关机^[47]。Shimura^[48]研究了LE-7发动机液氢涡轮泵旋转空化引起的超同步振动,通过改进诱导轮尺寸有效地解决了该问题。另外,在我国YF-100发动机涡轮泵研制中,存在旋转空化诱发的1.13倍转频振动,最高振幅是1倍转频的2倍多;通过采取变螺距诱导轮设计,改善诱导轮入口流场条件,从而有效消除了旋转空化现象,1.13倍转频振动消失,振动降低30%以上。

目前在国内,Xiang等^[36,49-50]和Li等^[51]对新一代火箭发动机低温泵诱导轮的空化问题进行了深入研究,通过建立湍流模型与空化模型探索空化非定常数值模拟方法,并借助诱导轮空化不稳定可视化试验研究空化行为与不稳定机理。

至今,国内外学者对泵的性能预测已开展了大量研究,取得了丰硕成果,但对泵空化行为及其对系统稳定性影响的研究还很少。前面的工作也主要集中在对全局流动脉动情况进行数值模拟和试验。然而,由于非定常流动的复杂性,当前还没有一种确定的分析理论能对诱导轮空化振荡本质给出准确解释。目前,空化流动数值模拟技术仍在不断发展中,针对具体的流动条件选择相应的空化模型,常规计算流体动力学(CFD)软件在捕捉诱导轮旋转空化复杂流动现象时仍存在局限。因此,为解决空化激振问题,工程上一般采用提高泵入口压力、改

进叶轮进口或叶尖间隙流场(如变螺距诱导轮和缝隙诱导轮)及控制叶片载荷等措施。此外在研究中,可关注空化产生机理、演变过程、空化特性与不稳定抑制措施等,研究准确高效的数值分析方法与试验新技术。

5.1.3 动静干涉流体激振

动静干涉是由泵内转子与静子之间相对位置变化引起的较强非定常流动现象,是泵内压力脉动的主要来源之一。发动机涡轮泵内动静干涉主要是离心轮与扩压器(见图9),其次是涡轮静子与涡轮盘。非定常流动作用于结构将引起结构振动,动静干涉流体激振在旋转机械中是一种普遍现象。由动静干涉引起涡轮泵非定常流体激振约占总振动问题的50%,主要表现为高工况振动突增、叶片倍频振动异常、扩压器叶栅开裂、离心轮裂纹及叶片疲劳等。

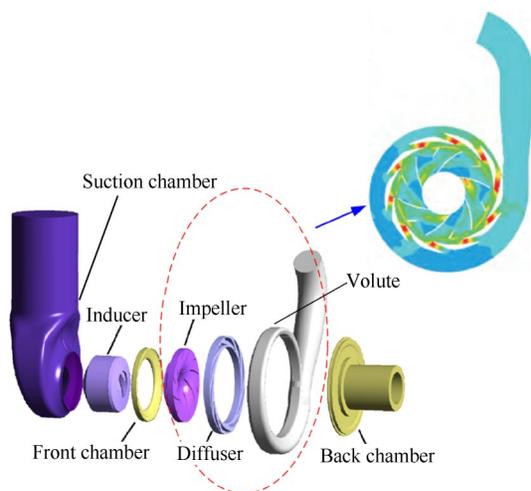


Fig. 9 Diagram of rotor-stator interference in turbo-pump

对于带导叶的离心泵, Yang等^[52]将动静干涉分为两方面,对下游产生对流作用的尾流效应和向上游流道同时传播的势流效应。采用大涡模拟(LES)技术对泵流道进行全三维非定常流动数值模拟,在泵水力试验中利用高速摄像、激光诱导荧光(LIF)、激光多普勒测速仪(LDV)、粒子成像测速仪(PIV)及数字图像相关技术(DIC)等进行非定常流动测试,以捕捉泵内动静干涉现象,并揭示非定常特性与耦合作用机理。Feng等^[53]研究发现,压力脉动的主导频率为叶频及其倍频,叶轮导叶间的势流效应强于叶轮尾流效应。

Kurosu等^[54]采用大涡模拟技术对LE-7A发动机氢泵流场进行了数值仿真,准确捕捉到泵内动静干涉现象。在YF-100发动机研制中,遇到因氧泵离心轮-扩压器动静干涉流体激振导致振动过大的问题。

杨宝锋等^[55]研究认为:动静干涉的主控因素是扩压器叶片前缘压力面处于周期性涡脱落,采用圆管式扩压器替代传统的叶片式扩压器,可有效削弱动静干涉流体激振效应;泵出口压力脉动降低约40%,振动降低达30%。杨宝锋等^[56]还研究了诱导轮-离心轮周向匹配的时序效应对离心轮-扩压器动静干涉的影响,当诱导轮叶片尾缘处于离心轮相邻主叶片中间位置时,能显著降低泵内压力脉动。此外,涡轮内由转子和静子动静干涉引起的叶频是压力脉动的主要成分,非对称静子设计可减弱对应叶频处的压力脉动。

贾晓奇^[57]建议,泵内流致振动研究应重点关注泵内三维非定常流动的不稳定现象,不稳定流动与泵结构间的耦合作用规律以及两者之间能量的传递机理。采用CFD与流固耦合(FSI)数值模拟等方法,研究非定常流体作用于结构产生的激振力与响应,并建立振动控制技术。近年来,利用CFD方法研究离心泵内复杂非定常流动以及由此引起的压力脉动逐渐成为研究的热点,随着有限元方法以及流固耦合计算方法的日趋成熟,基于CFD与计算结构动力学(CSD)的流固耦合分析法已成为离心泵流致振动研究的主要方法。

目前,动静干涉流致振动研究主要集中在水泵技术等领域,而对液体火箭发动机涡轮泵方面的研究还相对较少。现阶段国内外学者普遍采用商业软件及自带的湍流模型对离心泵内非定常流动进行模拟,研究主要集中在不同结构参数、不同工况等条件下的非定常流动机理及压力脉动变化规律,进而对原结构进行改进设计,以降低压力脉动及流体激振水平。此外,先进流场处理技术(熵产、相关性及瞬态涡等分析法)的应用将成为新趋势,旨在捕捉更加丰富的流动信息。通过发展动静干涉非定常流动高精度、高效数值分析技术,研究动静干涉流体激振机理、演变规律及影响因素,并进行水力设计、流场优化及减振抑振等。

5.1.4 间隙密封流动激振

为提高容积效率和主动控制流动,在泵叶轮、涡轮盘和内流路采用浮动环、迷宫等多种形式的小间隙环形密封结构,如图10所示。

间隙流动的Alford效应、二次流等造成缝隙流动不均匀,其对性能^[58]、非线性动力稳定性、分岔与振动等均有影响^[59]。Ikemoto等^[60]认为,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会激发转子产生大的振动。间隙密封激振是由间隙密

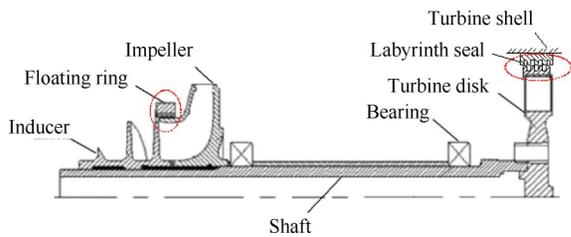


Fig. 10 Gap seals in turbo-pump

封流体激励下转子涡动频率与转子低阶模态耦合而引发的低频高幅涡动现象,最终导致转子失稳,其本质属于自激振动,通常只在转速超过两倍一阶临界转速后才发生,故研究对象只限于柔性转子。SSME的HPFTP转子曾出现密封流体激振导致的次同步振动现象。而且,我国氢涡轮泵转子在研制中也曾发生严重的失稳问题^[61]。因此,在先进大型火箭发动机涡轮泵的研制中,间隙密封流动激振研究已成为关键内容之一。

转子非线性动力学行为主要受密封径向力、切向力涡动的频率及幅值影响。密封产生的切向力作用在转子轴心轨迹方向(或反向),决定了转子的阻尼和稳定性;如果径向阻尼力与转子涡动方向相反,则提高转子的稳定性;若交叉刚度作用于转子涡动轨迹方向,不断为转子提供能量,则转子稳定性降低;提高密封入口流体预旋及增加环向速度与轴向速度之比均会增加交叉刚度,减小有效阻尼及降低转子稳定性。Xia等^[62]研究发现,当摩擦力不足以锁紧密封时,浮动环能稳定地随转子涡动运动,并减小转子涡动振幅;在浮环密封的直接动力系数远大于交叉耦合系数时,摄动运动是稳定的。

目前,密封流体激振相关研究较为广泛,在航空发动机、汽轮机以及离心泵等领域均有较为深入的研究,研究手段也逐渐丰富,相关成果较多。然而,总体来说转子系统密封流体激振问题研究还处于起步阶段,工程中大量现象和故障还没有得到合理解释,解决密封流体激振问题的手段还需进一步完善。因此在今后的研究中,一方面针对复杂密封结构发展通用的非定常缝隙流和转子振动仿真技术,在转子系统设计阶段进行准确的流体激振分析;另一方面,利用密封流体激振特性来改进密封设计,以获得品质良好的转子动力特性与动态响应。

5.1.5 涡轮流体诱发振动

涡轮作为泵的动力输入端,其结构非常复杂,服役环境严苛,它不仅承受较大的稳态机械载荷与热负荷,还要承受较大的力热冲击及燃气腐蚀等。

涡轮中高低温区相邻并存的大温度梯度、高比功率、高能量密度与气热固多学科耦合等因素,使得涡轮成为发动机中故障率最高的组件之一^[63]。

涡轮叶盘故障频发。SSME涡轮叶片断裂是影响涡轮泵安全性最为关键的因素之一,Riccius等^[64]分析发现,叶片主要失效模式为低周疲劳(LCF)、高周疲劳(HCF)及复合疲劳。J-2发动机涡轮盘因振动导致裂纹问题,Vulcain-II发动机氧泵一级涡轮盘出现裂纹^[65]。在CZ-2F发动机的某次试车中,一级涡轮盘轮毂处产生穿透性裂纹导致涡轮泵爆炸,张继桐等^[66]分析认为是燃气在冲击式涡轮腔内形成旋转激励与盘行波模态的耦合谐振所致。文献[67]指出,CZ-5火箭第2次飞行失利,氢氧发动机涡轮流道内分频幅值最大压力脉动对应涡轮转子2节径前行波振动,音叉式涡轮盘二节径模态谐振是故障的主因。另外,我国YF-40C高空发动机涡轮叶片在多次试车中也曾出现多处裂纹。Wahlén等^[68]对涡轮盘故障统计发现,疲劳是其最主要的失效模式之一,流体诱发振动是寿命的主控因素。

洪志亮等^[69]和Holzinger等^[70]按叶片振动激励频率与转子转频是否为整数倍关系,把流体诱发的振动分为同步振动和非同步振动,见图11。同步振动主要是由叶片与尾流或势流干涉引起的强迫振动。非同步振动涉及流场与叶片、甚至与声场之间的多场耦合,主要分为颤振、旋转不稳定与声共振。颤振是由气动力与叶片弹性响应之间耦合作用导致的一种自维持振荡,属于气弹稳定性问题,其频率与叶片振动频率严格一致。在较高的气动力作用下,由于系统“负阻尼”作用振幅不断增加,并在较短时间内发生极限环振荡或导致破坏^[71]。Ferria^[72]指出在涡轮内部流动中,颤振主要是结构模态与非定常气动力互激引发的。旋转不稳定主要由叶尖泄漏流与相邻叶片之间的干涉引起。然而,声共振是由叶片尾迹、脱落涡或叶尖间隙涡和内部周向声模态相互作用引起的,脱落涡与声波存在锁频现象,且该频率与叶片振动频率相互独立;而且,声共振是一种涡声相互作用诱发的特殊声学共振现象,而行波振动是一种声振耦合现象;Lu等^[73]认为,声共振的能量来自分离流引起的脱落涡,目前控制声共振常见的方法主要是对尾迹进行干预。

对于如KSLV-II,LE-5B,RD-8及YF-40等发动机,需要小流量燃气驱动涡轮。为提高比冲,采用了部分进气涡轮或超声速脉冲涡轮。Lee等^[74]和Yada等^[75]通过数值模拟和实验研究发现,部分进气对涡

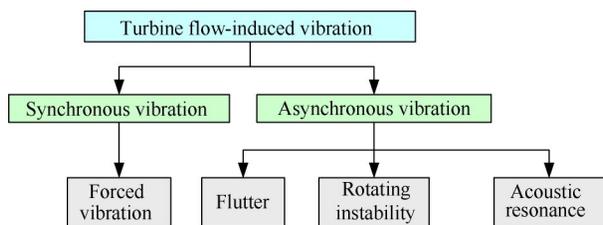


Fig. 11 Main fluid excitation modes of turbines

轮气动性能及振动有显著影响, Thomas/Alford 力是轴横向振动最主要的激励源。目前, 尚不清楚涡轮部分进气对空气动力学、结构与振动方面的具体作用机制, 还有待进一步分析。

至今, 针对涡轮同步振动已开展了大量的研究, 而由于非同步振动的复杂性, 目前只进行了部分的工作。在后面的研究中, 可关注非同步振动的旋转不稳定与涡声共振, 小流量下叶片气弹稳定性及颤振, 涡轮部分进气产生的低频激振力, 振动预测、安全评估与控制等。

5.2 推力室

推力室是发动机的主体(见图 12), 是将燃料化学能转化成发动机推力的核心组件。推力室所服役的环境十分恶劣, 不仅要承受高温(喉部附近热流密度可达 160 MW/m^2) 高压、大温度梯度、启动/关机力热冲击、燃烧不稳定、压力脉动、强振动及高强噪声等极端载荷, 还要受到化学和物理的侵袭, 融合了流体、燃烧、气动、声学 and 热力等多场耦合。在整个发动机中, 燃烧部件故障率是第二高, 主要故障为烧蚀、开裂、裂纹、鼓包、过热等, 如图 13 所示。

经历多次预冷-启动-稳定工作-关机-恢复的循环过程, 推力室内壁易出现热机械疲劳(TMF)问题^[76-81], 如 SSME, Vulcain 和 RS-68 等发动机在多次热试车后出现的“Dog house”或“Bulging”现象, 但 TMF 问题属于静力学的研究范畴^[1]。此外, 燃烧室多场耦合激励、启动/关机过程喷管侧向力问题也是制约燃烧室可靠工作的重要因素。

5.2.1 燃烧室多场耦合激励

液体火箭发动机燃烧室大流量推进剂(超过 $1\,000 \text{ kg/s}$) 在有限空间内瞬间燃烧(停留时间约 1 ms) 并高速喷出, 能量释放剧烈, 高温高压、强烈压力脉动及薄壁结构等, 导致其多场耦合问题非常突出。燃烧室的多场耦合问题涉及流、热、声和机械振动, 主要耦合模式包括热声振耦合、喷注耦合^[82]及系统耦合等, 最典型的表现是燃烧不稳定性, 如图 14 所示。其中, 热、声、振三个物理场共同作用且相互影

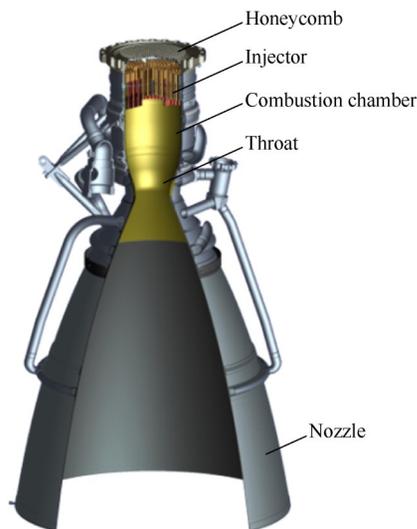


Fig. 12 Typical structures of thrust chamber

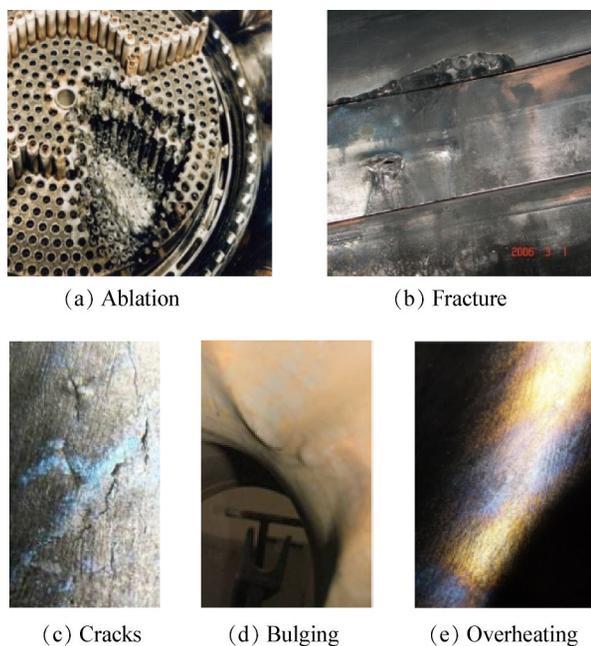


Fig. 13 Main failure modes of thrust chambers

响, 构成一个复杂的热、声及振动耦合环境, 热、声和振动载荷是导致燃烧室故障的主要因素。

液体火箭发动机燃烧不稳定的本质是复杂系统的一种非线性多物理场耦合。F-1, J-2, SSME, RD-110 和 Viking 等发动机, 在研制中均遇到不稳定燃烧问题^[83-84]。我国某型常规推进剂大推力液体火箭发动机主机燃烧室、燃气发生器及游机燃烧室也曾出现由于所谓的“振荡燃烧”产生严重热声不稳定, 引起强烈的非线性压力波动、高传热速率和大振动现象; Du 等^[85]通过声振耦合分析了大振动产生的机理, 并提出解耦声振模态的振动控制策略。燃烧室热声振耦合激励恶化了载荷环境, 对结构产生较强的破

坏力,如推力室附属管路连接结构裂纹、断裂等现象,热声振耦合激励问题一直困扰着推力室设计师们。Zhu等^[86]和 Armbruster等^[87]认为,解决不稳定燃烧问题的出发点主要是提高燃烧质量和结构疲劳抗力。

针对多场耦合问题, Pozarlik^[88]分析了预混燃烧下的热声不稳定性,并研究了温度场与压力场的相互影响。Huls等^[89]基于声弹有限元模型和声振试验研究了火焰筒壁面振动,并预测了燃烧室内的声振水平。艾延廷等^[90]研究了燃烧室的热声固耦合问题,双向耦合较单向耦合数值模拟结果与实际情况更接近,耦合作用产生的根源为燃烧不稳定性。Amakawa等^[91]开展了流热固耦合仿真,以对燃烧室结构进行延寿设计。Song等^[92]提出了一种三维流热固耦合计算方法来预测可重复使用液氧/甲烷推力室内壁在循环载荷作用下温度和结构响应。

至今,燃烧室的多场耦合分析主要集中在航空发动机、燃气轮机等领域,而相关液体火箭发动机燃烧部件的研究较少。针对热振耦合问题、声振耦合问题的研究较多,综合考虑三个物理场耦合的研究则更少,且已有研究主要以单向耦合分析为主,很少涉及多物理场的双向耦合研究。基于热声、热振与声振理论,建立热、声、振三个物理场问题的耦合控制方程,以研究燃烧室内燃烧、声学与结构振动行为及相互影响。然而,由于液体火箭发动机燃烧室热

声振耦合问题非常特殊,如强非线性、多尺度及耦合方程的建立、解耦求解等,故研究难度将会很大。

5.2.2 喷管侧向力激励

发动机在较低高度飞行,或高空发动机在地面试车的点火启动/关机快速过渡过程中,对于燃气出口压力低于环境压力50%的喷管,在高反压条件下会出现明显的过膨胀现象。过膨胀的燃气在喷管出口附近脱离壁面而分离,分离区内的壁面压力分布与分离前完全不同,特别是在不满流、非轴对称的喷管内分离流动将产生大的侧向载荷^[93],如图15所示。产生侧向载荷的其他原因也可能是流体-结构互动^[94]或气弹耦合^[95]。

在J-2, SSME, Vulcain和LE-7等发动机的研制过程中,均曾遇到较严重的喷管侧向力问题。侧向力引起的主要破坏模式有喷管高周疲劳、推力矢量控制装置破坏等,这对喷管的安全性构成严重威胁,各航天大国均针对该问题开展了专项研究。针对J-2发动机进行了一系列全尺寸喷管的流动分离及侧向力试验,发现了喷管分离流动-受限激波分离(RSS)现象。在Marshall飞行中心的喷管冷流试验中,Ruf等^[96]采用应变管测量了启动过程的侧向力矩。Terhardt等^[97]通过分析Vulcain发动机大量热试车数据,弄清了发动机在启动与关机过程中出现较大侧向力的原因。Verma等^[98]通过实验对比研究了在海平面测试条件下和在HAT装置低环境压力条件下, TOP

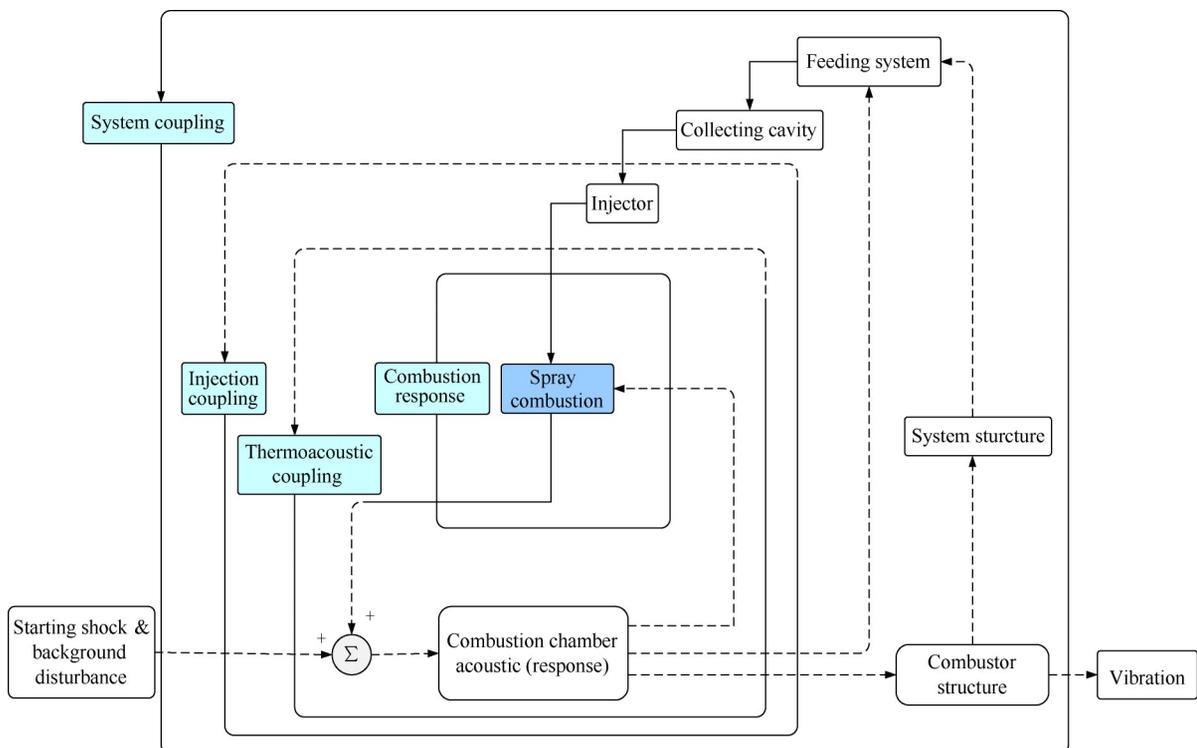


Fig. 14 Fluid, thermal, acoustics and vibration coupling phenomenon in combustion chambers

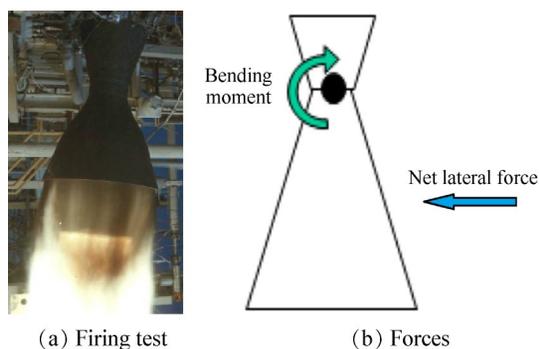


Fig. 15 Lateral force problem in nozzles

喷管内部流动是如何影响非稳态侧向载荷的。

为解决该类问题,通过缩比喷管流动测试以确定考虑潜在分离和/或侧向力载荷下的最大设计条件载荷(MDCL)。在选择喷管面积比时,需兼顾其在高空条件下的高性能和在地面附近工作时的稳定性,以确保喷管在地面满流工作时即使存在较大的过膨胀也不会产生大的侧向载荷。此外,也可采用主动控制装置减小喷管的侧向载荷^[99]。

5.3 自动器

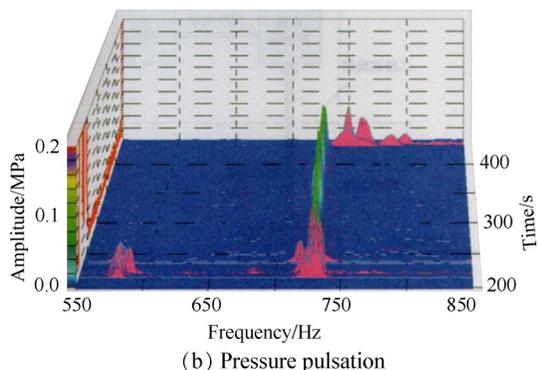
液体火箭发动机自动器主要用于控制流动工质的压力、流量,其动作、调节过程涉及机械运动、流体瞬变、力热耦合等,工作条件复杂。在液流试验及发动机热试车过程中,曾多次发生阀芯-流体耦合振荡^[100]、深度节流产生的汽蚀自激耦合振荡、开/闭瞬变过程水击效应^[101]、结构力热环境不适应等,导致阀芯磨损、卡滞、密封失效、结构变形与疲劳失效等故障。因此,发动机系统控制组件可靠性也是决定发动机安全工作的重要因素之一。

自动器流路系统的流固耦合自激振荡/振动是一种常见现象。某单向阀在试车中出现阀芯颤振并磨损(见图16),刘上等^[102]研究认为由于小流量下阀前后压降不足以维持阀芯完全打开,产生了阀-液路流固耦合自激振荡。张森等^[103]分析了流量调节器在液流试验时多次出现90 Hz左右的振荡现象,调节器滑阀弹簧结构与液路系统的振荡属于流固耦合自激问题,调节器和管路组成耦合系统后,由于流体、滑阀的瞬态液力互动,在一定条件下(如阻尼耗散作用不足时)会出现自激不稳定现象。对于阀-管路系统的自激振荡问题,理论分析主要是建立描述系统动态过程的非线性动力学模型,通过数值分析研究系统的稳定裕度,以清楚自激振荡的机理及影响因素,并结合实际情况制定相应的解决方案。

目前,研究自动器静动态特性^[104-105]的文献较多,而采用流固耦合技术研究阀门动力学(特别是瞬态)



(a) Wearing



(b) Pressure pulsation

Fig. 16 Wear phenomena of the check valve spool

问题的文献则相对较少。针对阀门所工作的复杂载荷环境,利用CFD技术及AMESim等软件进行数值模拟与联合仿真,并进行液力试验研究,为开展自动器的动力学设计提供指导。

5.4 管路系统

管路系统是发动机介质传输与能量传递的重要通道。管路连接发动机三大振源,载荷为高速高压流体、压力脉动、基础传递的机械振动、流动噪声、阀门作动水击、装配应力^[106]及热变形引起的管端相对位移等。而且,管路结构、空间走向、连接与约束形式复杂,振动问题突出。在热试车与飞行任务中,多次出现了振动问题直接导致管体/接头裂纹或断裂、支撑松动或开裂、密封失效等(见图17)。管路是发动机故障率较高的组件之一^[107],对发动机的结构完整性产生重大影响。管路故障模式多样,如振动疲劳、冲击疲劳与微动疲劳等,且常发生在焊接结构、尺寸/缺口效应显著等位置。

Zhu等^[108]研究了管内流体的非定常流动,两相及多相流动的传热、相变及不稳定振荡对振动的影响。管路与涡轮泵、燃烧部件、自动器等耦合出现流体振荡,流体脉动是管路振动的激励源之一。同时,由基础传递给管路的机械振动对管路产生直接激励。因此,管路动力学问题主要涉及流体脉动与机械振动诱发的各种动力学现象。

将管路分为刚性与柔性两大类^[3]。刚性管路主要用于连接相对位移、温差较小的部件,其故障主要表现为管内流致振动与机械诱发振动共同作用导致

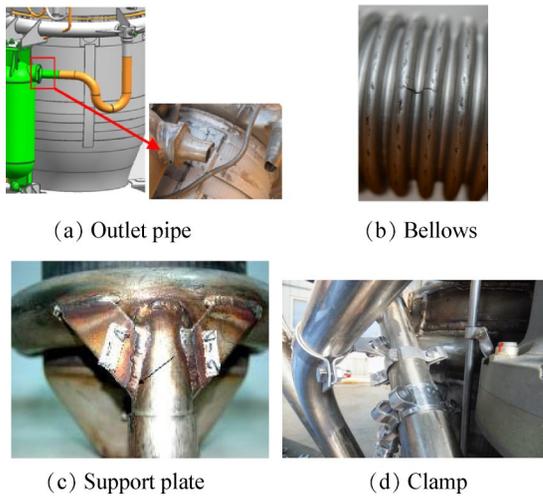


Fig. 17 Structural failures of pipelines and connections

的疲劳破坏,要考虑管路连接刚度的协调性与多源/异源激振问题;当载荷频率与结构固有频率发生耦合时将引起共振,导致管路结构快速破坏,需进行频率管理设计。对于柔性管路,如发动机推进剂主管路入口连接软管、泵后摆发动机高温高压燃气摇摆软管及高压燃料摇摆软管等,其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,寿命较低,流致振动和机械振动常导致管路失效。

焊接为复杂整体结构的实现提供了技术途径。Fan等^[109]认为,焊接疲劳问题频发的主要原因有:一是焊接结构设计载荷越来越大,对焊接结构的承载要求也越来越高;二是由于材料非均匀性、几何不连续性、残余应力及焊接缺陷等,导致焊接结构承受交变载荷的能力较弱。由于金属焊接工艺复杂,焊接结构疲劳性能受多种因素影响,包括组织演变、焊接缺陷、应力集中及残余应力等^[110]。

因此,对管路连接结构开展动力学设计技术研究^[111],进行多场耦合作用下失效机理、动力学优化、抗疲劳设计与高拟真复合动态试验等相关技术研究,以提高结构在极端力热环境下的适应性。

5.5 发动机整机

在大推力、高压及极端冷热温度载荷作用下发动机整机结构出现变形不协调,该现象属于静力学问题。液体火箭主发动机结构动力学特性与动态响应非常复杂,发动机动特性关系到自身结构对激励的响应,是强振动最直接的受害者。在大型液体火箭发动机的动态工作过程中,一般采取降工况关机,使得关机效应并不显著,故影响最大的是起动过程^[112]。大

量资料表明,液体火箭发动机故障绝大多数发生在起动段,如约束/支撑组件失效、导管断裂、焊缝开裂、喷注器变形及涡轮泵爆炸等故障。因此,研究发动机结构对起动强冲击环境的适应性将具有重要意义。

通过分析有关发动机起动的资料发现,目前已完成的研究工作主要集中在发动机系统的起动关机响应分析和速变数据处理方面。由于发动机结构数学模型的高维、非线性和起动过程的强时变性、冲击作用的复杂性,起动瞬态响应分析非常复杂,对于发动机结构在点火冲击下的动力学响应问题的研究鲜见报道,且大多只涉及发动机局部结构^[113]。

在发动机起动强冲击形成的初始损伤影响下,结构在恶劣的稳定工况长时间运行后,导致在试车及飞行任务中多次出现总装连接结构裂纹、断裂等振动疲劳现象^[114]。通过开展振动精细化控制与抗强振设计技术研究,以增强发动机结构对力热环境的适应性。

同时,发动机是火箭最主要的激振源,发动机结构低频动力学是火箭总体姿态控制、POGO振动设计等的基础。杨云飞等^[115]通过建立大型运载火箭“推进-结构-控制”大回路(即姿态控制回路与POGO回路)动力学模型,研究了回路动力学交叉耦合的途径与程度。杨云飞等^[116]针对运载火箭“摇摆发动机-伺服回路”负载频率低,可能影响全箭弹性模态稳定性的问题,分析了局部负载频率与箭体弹性模态之间的动力学耦合关系,并给出谐振判据。此外,李家文等^[117]针对发动机谐振可能与箭体弹性振动之间发生耦合共振,从而引起姿态控制系统不稳定的问题,通过时域仿真分析了耦合共振机理及稳定性边界等。在某型火箭发动机研制中,出现了整机6 Hz的结构模态(即“6 Hz问题”),该模态与推进系统的固有特性相互耦合可能产生POGO振动。Fu等^[118]、Du等^[119]在发动机性能不变、质量增加最少的前提下对发动机结构进行动力学修改(图18),改进后结构满足火箭总体第一阶模态高于9.5 Hz的要求,产品顺利通过了新一代三型火箭的飞行验证。此外,发动机结构中高频动力学对于星箭载荷环境预示等也至关重要。

因此,针对发动机整机动力学问题,通过研究分层多级、多尺度动力学精准高效建模技术,研究动力学分析数字孪生技术,以对发动机整机结构进行动力学设计与控制。

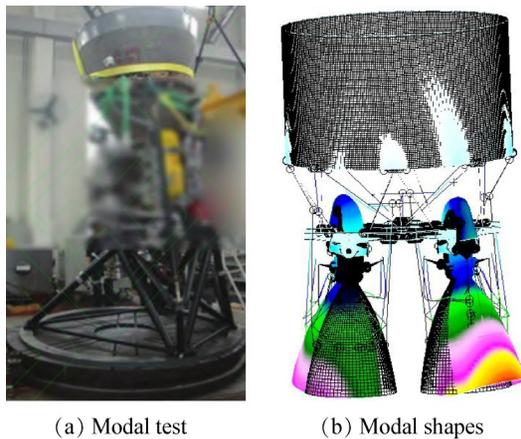


Fig. 18 Modeling and analysis of the whole engine structures

6 结束语

结构动力学问题是液体火箭主发动机研制过程中的一个关键技术瓶颈,为研究并解决该问题,以对发动机结构动力学进行精细化设计,建议从以下几方面考虑:

(1)“大多数 SSME 发动机的失效是由于设计不足,其根源是缺乏对动态载荷的充分了解”^[8]。发展动力学环境载荷快速感知、精确识别与综合载荷环境重构技术,以对发动机动态载荷进行准确预计。

(2)开展典型材料基础力学性能及疲劳性能试验,建立复杂结构精准而强健的动力学模型,研究结构在多场耦合载荷作用下的复杂力学行为及科学描述,研究材料-结构-发动机一体化动强度评估与寿命评定技术。

(3)应液体动力性能提升、可靠性增长、全任务剖面环境适应性改进、可重复使用液体火箭及智能发动机研制的需求,研究振动控制技术,进行疲劳与断裂、耐久性与损伤容限设计,开展基于耐久可靠性约束的多学科优化、减损控制等研究。

致谢:感谢国家重点基础研究发展计划及装备预研共用技术项目的资助,感谢液体火箭发动机技术重点实验室热力耦合研究团队给予的支持。

参考文献

- [1] 杜大华, 李 斌. 液体火箭发动机结构动力学设计关键技术研究综述[J]. 航空学报, 2023, 44(10): 027554.
- [2] 谭永华. 液体火箭发动机结构动力学理论及工程应用[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2022.
- [3] 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[J]. 中国科学: 物理学力学, 2019, 49(2): 1-12.
- [4] SMC-S-025. AFSC space and missile systems center standard: evaluation and test requirements for liquid rocket engines[S].
- [5] MIL-HDBK-1783B. Engine structural integrity program (ENSIP)[S].
- [6] LI Y, FANG J, SUN B. Index allocation for a reusable LOX/CH₄ rocket engine[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(2): 432-440.
- [7] 荣克林, 王 帅. 航天装备结构动力学问题总结[J]. 强度与环境, 2016, 43(2): 1-8.
- [8] CIKANET H A. Characteristics of space shuttle main engine failures[R]. AIAA 87-1939.
- [9] YAN S, LI B. Dynamic load identification of a second stage liquid rocket engine based on Tikhonov regularization method[C]. Guadalajara: 67th International Astronautical Congress, 2016.
- [10] HOULT C P, FUENTES A. Rocket engine ignition structure shock[C]. Big Sky: IEEE Aerospace Conference, 2016.
- [11] INGRAM C M, WEST J. Engineering and operational capability for Atlas V RD-180[R]. AIAA 2006-4361.
- [12] BLAIR J, RYAN R, SCHUTZENHOFER L. Lessons learned in engineering [R]. NASA/CR 2011-216468, 2011.
- [13] LI F D, CHEN J L, LIU Z J. A soft-target difference scaling network via relational knowledge distillation for fault detection of liquid rocket engine under multi-source trouble-free samples[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2022, 228: 108759.
- [14] ZENG Y Z, SHAO X D. Fault diagnosis of liquid rocket engine thrust chamber based on improved augmented particle filter[C]. Shanghai: 40th Chinese Control Conference, 2021.
- [15] JUE F, KUCK F. Space shuttle main engine(SSME) options for the future shuttle[R]. AIAA 2002-3758.
- [16] 王彬文, 陈先民. 中国航空工业疲劳与结构完整性研究进展与展望[J]. 航空学报, 2021, 42(5): 524651.
- [17] 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[J]. 航空动力学报, 2015, 30(3): 611-626.
- [18] 洪 涛. 液体火箭发动机涡轮泵实时故障检测算法研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2012.
- [19] ANDREW D D, STEFANOS A P, THOMAS G C. Analytical methods in rotor dynamics[M]. 2nd ed. Berlin: Springer, 2013.
- [20] 艾延廷, 周海仑. 航空发动机整机振动分析与控制[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2015, 32(5): 1-25.
- [21] 金 路, 朱东华. 基于转子动力学特性分析的局部共振诊断研究[J]. 火箭推进, 2017, 43(3): 6-9.
- [22] OKAYASU A, OHTA T, AZUMA T. Vibration problem

- in the LE-7 LH₂ turbopump[R]. AIAA 90-2250.
- [23] 罗巧军, 褚宝鑫. 氢涡轮泵次同步振动问题的试验研究[J]. 火箭推进, 2014, 40(5): 14-19.
- [24] GOWDA D R, PRABHU B S. High-pressure annular seal leak-age and rotor dynamics with application to turbomachinery [J]. International Journal of Rotating Machinery, 2002, 8(6): 403-411.
- [25] DU F P, TAN Y H. Effect of bearing supporting stiffness on critical speed and dynamic stability of turbo pump rotor system in LOX/kerosene rocket engine[C]. Guadalajara: 67th International Astronautical Congress, 2016.
- [26] [s.n.]. NASA space vehicle design criteria(chemical propulsion): liquid rocket engine turbines[R]. NASA SP-8110, 1974.
- [27] AHMED E A I, LI S S. Linear forced-rotordynamics analysis for optimizing the performance factors of machine motorized spindle using design explorer method[J]. Vibroengineering Procedia, 2019, 28(67): 258-263.
- [28] GAULARD F, SCHMIED J. The techniques of rotordynamic analyses of pumps [J]. Chinese Journal of Turbomachinery, 2021, 63(3): 67-76.
- [29] SCHMIED J, FUCHS A. Nonlinear analyses in rotordynamic engineering [J]. Mechanisms and Machine Science, 2019, 62: 426-442.
- [30] XIAO X X, CHEN H, DONG L. Research on common fault diagnosis and classification method of centrifugal pump based on ReliefF and SVM[J]. International Journal of Fluid Machinery and Systems, 2022, 15(2): 287-296.
- [31] VERMES A G, LETTIERI C. Source term based modeling of rotating cavitation in turbopumps [J]. Journal of Engineer Gas Turbines Power, 2019, 141(6): 061002.
- [32] MU Z D, CHEN T R, LIANG W D. Numerical investigation of rotating cavitation in a three blades inducer [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2022, 2217(1): 012017.
- [33] LI D Y, REN Z P, LI Y. Thermodynamic effects on the cavitation flow of a liquid oxygen turbopump [J]. Cryogenics, 2021, 116: 103302.
- [34] WU Q, HUANG B, WANG G. Numerical study on cavitating flow-induced vibration of liquid rocket engine inducer[C]. Kyoto: IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, 2019.
- [35] LU Y P, TAN L, HAN Y D. Cavitation-vibration correlation of a mixed flow pump under steady state and fast start-up conditions by experiment[J]. Ocean Engineering, 2022, 251: 111158.
- [36] XIANG L, TAN Y H, CHEN H. Experimental investigation of cavitation instabilities in inducer with different tip clearances [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(9): 168-177.
- [37] LEE H G, SHIN J H, YOON S H. Critical suction performance test of turbopump assembly for a liquid-propellant rocket engine [C]. Oslo: ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2018.
- [38] BRENNEN C E. Hydrodynamics of pumps [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2011.
- [39] ZOLADZ T. Overview of rotating cavitation and cavitation surge in the Fastrac engine LOX turbopump [C]. Sendai: International Symposium on Advanced Fluids Information, 2001.
- [40] ONO A, WARASHINA S. Development of cryogenic turbopumps for the LE-7A engine [J]. IHI Engineering Review, 2003, 43(5): 156-160.
- [41] 李惠敏, 王晓峰. 高速诱导轮离心泵的汽蚀振荡与控制[J]. 导弹与航天运载技术, 2019, 367: 44-48.
- [42] 严俊峰, 陈 晖. 泵-管路系统的汽蚀自激振荡特性分析[J]. 火箭推进, 2015, 41(5): 29-33.
- [43] ZHAO W, TAN S J, LIU J F. Modeling of POGO vibration in rockets with staged combustion cycle engine [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2022, 59(3): 782-793.
- [44] JIA S, TANG Y, WANG T. A novel active control on POGO vibration in liquid rockets based on data-driven theory[J]. Acta Astronautica, 2021, 182: 350-360.
- [45] ZOLAD T. Observations on rotating cavitation and cavitation surge from the development of the Fastrac engine turbopump [R]. AIAA 2000-36617.
- [46] GOIRAND B. Experimental investigations of radial loads induced by partial cavitation with a liquid hydrogen inducer [J]. Institution of Mechanical Engineers (IMEchE), 1992, 453: 263-269.
- [47] RYAN R S, GROSS L A. The space shuttle main engine liquid oxygen pump high-synchronous vibration issue, the problem, the resolution approach [R]. AIAA 1994-3153.
- [48] SHIMURA T. The effects of geometry in the dynamic response of the cavitating LE-7 LOX pump [R]. AIAA 1993-2126.
- [49] XIANG L, TAN Y H, CHEN H. Numerical simulation of cryogenic cavitating flow in LRE oxygen turbopump inducer [J]. Cryogenics, 2022, 126: 103540.
- [50] WANG C M, XIANG L. Experimental investigation of thermal effect on cavitation characteristics in a liquid rocket engine turbopump [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(8): 48-57.
- [51] LI L X, DING Z X, ZHOU L. An experiment on cavitating flow in rocket engine inducer [J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 36(2): 306-312.

- [52] YANG B F, LI B, CHEN H. Numerical investigation of the clocking effect between inducer and impeller on pressure pulsion in a liquid rocket engine oxygen turbopump [J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2019, 141 (7): 071109.
- [53] FENG J J, BENRA F K, DOHMEN H J. Investigation of periodically unsteady flow in a radical pump by CFD simulations and LDV measurements [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 133(1): 011004.
- [54] KUROSU A, YAMANISHI N. LE-X Japanese next liquid booster engine [C]. Hartford: 44th AIAA/ASME/SAE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008.
- [55] 杨宝锋, 李 斌. 新Omega涡识别法在火箭发动机涡轮氧泵中的应用[J]. *推进技术*, 2019, 40(9): 2105-2112. (YANG B F, LI B. Application of new Omega vertex identification method in a liquid rocket engine oxygen pump [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40 (9): 2105-2112.)
- [56] 杨宝锋, 李 斌. 液体火箭发动机推进剂泵诱导轮与离心轮的匹配[J]. *航空学报*, 2019, 40(5): 122609.
- [57] 贾晓奇. 离心泵内不稳定流动及振动特性研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.
- [58] KIRAN R, RAVILLA S, HARIKUMAR K. Effect of floating ring seal clearance on the performance of centrifugal pump used in liquid rocket engine [C]. Paris: 71st International Astronautical Congress, 2020.
- [59] 李志刚, 方 志. 液相和多相环境下环形动密封泄漏流动和转子动力特性的研究进展[J]. *西安交通大学学报*, 2020, 54(9): 1-22.
- [60] IKEMOTO A, SAKAMOTO K. Analytical investigation on the rotational speed dependence of the rotor-dynamic fluid force: the case of concentric circular whirl in the annular plain seal [C]. Phoenix: ASME 2016 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, 2016.
- [61] 应桂炉. 氢涡轮泵试验振动分析[J]. *导弹与航天运载技术*, 1995, 217: 40-46.
- [62] XIA P, CHEN H, LIU Z S. Analysis of whirling motion for the dynamic system of floating ring seal and rotor [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part J: Journal of Engineering Tribology*, 2019, 233 (8): 1221-1235.
- [63] LIU S J, LIANG G Z, LIU J C. Research on the fatigue of small impulse turbine blade based on the numerical simulation and experimental tests [J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2021(1): 1-13.
- [64] RICCIUS J R, ZAMETAEV E B. HCF, LCF and creep life analysis of a generic LRE turbine blade [R]. AIAA 2022-0796.
- [65] HOLMEDAHL K. Analysis and testing of the Vulcain-II LOX turbine blades for prediction of high cycle fatigue life [R]. AIAA 2000-3680.
- [66] 张继桐, 黄道琼. 由转速判断涡轮盘行波谐振[J]. *火箭推进*, 2005, 31(3): 14-22.
- [67] 林蓬成, 郑晓宇, 李龙贤, 等. 液体火箭发动机音叉式涡轮叶盘振动特性研究[J]. *推进技术*, 2021, 42 (7): 1636-1642. (LIN P C, ZHENG X Y, LI L X, et al. Vibration characteristics of tuning fork turbine blisk of liquid rocket engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(7): 1636-1642.)
- [68] WÄHLÉN U, SJUNNESSON I, GROTH P. Measurement and prediction of unsteady blade loads in a supersonic/transonic turbine [R]. AIAA 1997-2755.
- [69] 洪志亮, 赵国昌. 航空发动机压气机内部流体诱发发声共振研究进展[J]. *航空学报*, 2019, 40(11): 023139.
- [70] HOLZINGER F, WARTZEK F. Self-excited blade vibration experimentally investigated in transonic compressors: acoustic resonance [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2016, 138(4): 041001.
- [71] MÅRTENSSON H E. Flutter free design of aerodynamically unstable supersonic turbines [R]. AIAA 2006-4381.
- [72] FERRIA H. Contribution to numerical and experimental studies of flutter in space turbines [D]. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2011.
- [73] LU Z B, HALIM D, CHENG L. Flow-induced noise control behind bluff bodies with various leading edges using the surface perturbation technique [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2016, 369: 1-15.
- [74] LEE H G, SHIN J H. Partial admission effect on the performance and vibration of a supersonic impulse turbine [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 145: 105-115.
- [75] YADA K, KAWASAKI S, UCHIUMI M, et al. Unique characteristics of imbalanced torque force of a partial admission turbine for 50% partiality [R]. AIAA 2016-4982.
- [76] HÖTTE F, SETHE C V, FIEDLER T, et al. Experimental lifetime study of regeneratively cooled rocket chamber walls [J]. *International Journal of Fatigue*, 2020, 138: 105649.
- [77] 栾叶君, 孙纪国. 氢氧推力室再生冷却内壁故障分析[J]. *火箭推进*, 2006, 32(5): 17-21.
- [78] SONG J W, SUN B. Damage localization effects of the regeneratively cooled thrust chamber wall in LOX/ methane rocket engines [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(8): 1667-1678.
- [79] ASRAFF A K, SHEELA S, PAUL A, et al. Cyclic stress analysis of a rocket engine thrust chamber using Chaboche, Voce and creep constitutive models [J]. *Transactions of the Indian Institute of Metals*, 2016, 69: 495-500.
- [80] QI Y Q, JIN P, LI R Z, et al. Dynamic reliability analy-

- sis for the reusable thrust chamber: a multi-failure modes investigation based on coupled thermal-structural analysis [J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2020, 204: 107080.
- [81] SONG J W, SUN B, XING Y Y. Thermo-structural behavior of thermal barrier coating for thrust chamber applications [J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2022, 130: 105776.
- [82] ARMBRUSTER W, HARDI J S, SUSLOV D, et al. Experimental investigation of self-excited combustion instabilities with injection coupling in a cryogenic rocket combustor [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 151: 655-667.
- [83] BAI X, CHENG P, LI Q L, et al. Effects of self-pulsation on combustion instability in a liquid rocket engine [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2020, 114: 110038.
- [84] NGUYEN T M, SIRIGNANO W A. Spontaneous and triggered longitudinal combustion instability in a single-injector liquid-rocket combustor [J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(12): 5351-5364.
- [85] DU D H, HE E M, HUANG D Q, et al. Intense vibration mechanism analysis and vibration control technology for the combustion chamber of a liquid rocket engine [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2018, 437: 53-67.
- [86] ZHU S S, LIU Y, LIANG X Y, et al. The acoustic transfer impedance of baffled injectors in three-dimensional combustion chambers [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 130: 107868.
- [87] ARMBRUSTER W, HARDI J S, MIENE Y, et al. Damping device to reduce the risk of injection-coupled combustion instabilities in liquid propellant rocket engines [J]. *Acta Astronautica*, 2020, 169: 170-179.
- [88] POZARLIK A K. Vibro-acoustical instabilities induced by combustion dynamics in gas turbine combustors [D]. Enschede: University of Twente, 2010.
- [89] HULS R A, SENGISSSEN A X. Vibration prediction in combustion chambers by coupling finite elements and large eddy simulations [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2007, 304(1): 224-229.
- [90] 艾延廷, 刘晓振. 燃烧室热-声-固耦合数值模拟研究 [J]. *科学技术与工程*, 2017, 17(6): 301-307.
- [91] AMAKAWA H, NEGISHI H, NISHIMOTO M, et al. Numerical investigation of longer life combustion chambers of liquid rocket engines based on coupled thermal-fluid-structure simulation [R]. AIAA 2017-1989.
- [92] SONG J W, SUN B. Thermal-structural analysis of regeneratively-cooled thrust chamber wall in reusable LOX/methane rocket engines [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(3): 1043-1053.
- [93] ZHAO X, BAYYUK S, ZHANG S J. Aeroelastic response of rocket nozzles to asymmetric thrust loading [J]. *Computers & Fluids*, 2013, 76: 128-148.
- [94] WANG T S, LIN J, GUIDOS M. Transient side-load analysis of out-of-round film-cooled nozzle extensions [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(4): 855-866.
- [95] BEKKA N, SELLAM M, CHPOUN A. Aeroelastic stability analysis of flexible overexpanded rocket nozzle [J]. *Shock Waves*, 2016, 26(4): 513-527.
- [96] RUF J H, MCDANIELS D M, BROWN A M. Nozzle side load testing and analysis at Marshall Space Flight Center [R]. AIAA 2009-4856.
- [97] TERHARDT M, HAGEMANN G, FREY M. Flow separation and side-load behavior of the Vulcain engine [R]. AIAA 1999-2762.
- [98] VERMA S B, HAIDN O. Unsteady side-load evolution in a liquid rocket engine nozzle [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2020, 57(2): 391-397.
- [99] STARK R, GÉNIN C. Optimization of a rocket nozzle side load reduction device [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 32(6): 1395-1402.
- [100] SCHRÖDERS S, FIDLIN A. Asymptotic analysis of self-excited and forced vibrations of a self-regulating pressure control valve [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2021, 103(3): 2315-2327.
- [101] MIAO Y, JIANG Y C, QIU Z H, et al. Vibration transients of reservoir-pipe-valve system caused by water hammer [J]. *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2020, 58(4): 1037-1048.
- [102] 刘 上, 刘红军. 单向阀流路系统自激振荡特性研究 [J]. *火箭推进*, 2011, 37(3): 1-5.
- [103] 张 淼, 徐浩海, 李 斌. 流量调节器管路系统自激振荡特性研究 [J]. *推进技术*, 2021, 42(7): 1493-1500. (ZHANG M, XU H H, LI B, et al. Auto oscillation of flow regulator pipe system [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(7): 1493-1500.)
- [104] NIKHIL S, VENKATESWARAN K S, RAMESH T. Numerical validation of pressure and flow characteristics across a control valve in a feed line [J]. *Journal of Engineering and Applied Science*, 2021, 68(1): 1-16.
- [105] LI H, GUO Y Q. Modeling, simulation and characteristic analysis of a liquid-propellant rocket engine control valve [C]. Bratislava: 13th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering, 2022.
- [106] CHARYKOV V V, IVANNOV A V. Factors determining the pipelines installation features during the liquid rocket engine assembly [C]. Gothenburg: IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering, 2019.
- [107] CHEN M Y, LIN L, DU D H. Safety assessment of the

- small welded pipe system by the test and FEA[J]. *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, 2021, 194: 104523.
- [108] ZHU K, LI Y Z, LEI G, et al. Numerical investigation on flow condensation process during interphase mixing in oxygen pipeline of liquid rocket[J]. *Asia-Pacific Journal of Chemical Engineering*, 2018, 13(5).
- [109] FAN J L, GUO X L, WU C W, et al. Research on fatigue behavior evaluation and fatigue fracture mechanism of cruciform welded joints[J]. *Material Science and Engineering: A*, 2011, 528(29/30): 8417-8427.
- [110] MANAI A, POLACH R U F V B U. A probabilistic study of welding residual stresses distribution and their contribution to the fatigue life[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2020, 118: 104787.
- [111] GAO P X, YU T, ZHANG Y L. Vibration analysis and control technologies of hydraulic pipeline system in aircraft: a review [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(4): 83-114.
- [112] MATTEO F D, ROSA M D. Start-up transient simulation of a liquid rocket engine[R]. AIAA 2011-6032.
- [113] 杜大华, 贺尔铭. 大推力液体火箭发动机起动冲击响应特性研究[J]. *西北工业大学学报*, 2016, 34(6): 982-989.
- [114] YOO J, JEON S M. Static and dynamic structural analyses for a 750 kN class liquid rocket engine with TVC actuation[J]. *CEAS Space Journal*, 2020, 12: 331-341.
- [115] 杨云飞, 李 东. 运载火箭纵横扭大回路耦合动力学研究[J]. *中国科学: 技术科学*, 2014, 44(5): 510-516.
- [116] 杨云飞, 陈 宇, 李家文, 等. 运载火箭摇摆发动机与全箭动力学耦合特性耦合关系研究[J]. *宇航学报*, 2011, 32(10): 2095-2102.
- [117] 李家文, 李道奎. 发动机谐振与箭体模态耦合稳定性及机理研究[J]. *航空学报*, 2011, 32(5): 822-832.
- [118] FU P, LEI F P, CHEN J H. Investigation of structural dynamics of high LOX/kerosene stage combustion cycle [C]. Jerusalem: 66th International Astronautical Congress, 2015, 10: 7584-7589.
- [119] DU D H, HE E M, LI F. Using the hierarchical Kriging model to optimize the structural dynamics of rocket engines [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 107: 106248.

(编辑:白 鹭)

A review on key structural dynamics problems of liquid rocket main engines

DU Dahua¹, LI Bin²

(1. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;
2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract: As the main power units of launch vehicles, the liquid rocket main engines suffer from extremely serious structural dynamic problems due to the complexity of their structures and the extreme harshness of the service environment. The dynamic problems have become one of the bottlenecks in the process of liquid rocket engine development. Therefore, in order to improve the vibration dynamic environment of launch vehicle and engine, and improve the dynamic strength reliability and work safety of engine, it is necessary to pay sufficient attention to the structural dynamics of engine, which is considered as the 'heart' of launch vehicle. In this paper, based on a detailed introduction to the structural characteristics of engine, the load characteristics of working environment and the structural fault statistics, the main failure modes of the turbo-pump system, thrust chambers, automatons, pipelines and the whole engine were analyzed intensively. Moreover, the key dynamic problems of each component and the whole engine were sorted out, and some suggestions for follow-up research were proposed.

Key words: Launch vehicle; Liquid rocket engine (LRE); Dynamics; Vibration; Review

Received: 2022-11-14; **Revised:** 2023-09-18.

Foundation items: National Key Basic Research and Development Plan(613321); Equipment Pre-research and Common Technology Projects(41410040202).

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2212047

Corresponding author: LI Bin, E-mail: 1051741634@qq.com