

航天飞机主发动机高压燃料涡轮泵的故障模式

刘士杰, 梁国柱

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 对航天飞机主发动机(SSME)高压燃料涡轮泵(HPFTP)的故障模式作了归纳总结,深入分析了HPFTP关键部件故障的问题及其解决办法.研究表明:①SSME的HPFTP故障模式与一次性使用液体火箭发动机液氢涡轮泵、航空燃气涡轮的故障模式存在很大的差异;②影响HPFTP寿命的重要故障模式是涡轮叶片的疲劳断裂与隔热系统的热机械疲劳故障.涡轮叶片的断裂主要由高温蠕变效应与高速旋转离心力所引起. HPFTP启动、关机瞬态效应对涡轮叶片的影响也很严重,在涡轮叶片寿命预估时必须考虑这些因素;③HPFTP次同步振动问题是SSME HPFTP设计初期面临的一个重要故障模式,主要由轴承与泵级间密封引起的;④启动隔离密封(lift-off seal)这类HPFTP专有密封件的故障模式也是HPFTP故障模式的重要组成部分.

关 键 词: 故障模式分析; 航天飞机高压燃料涡轮泵; 涡轮叶片; 断裂; 可重复使用性

中图分类号: V434⁺.211

文献标志码: A

Failure modes of space shuttle main engine high-pressure fuel turbopump

LIU Shi-jie, LIANG Guo-zhu

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A summary analysis for space shuttle main engine (SSME) high-pressure fuel turbopump (HPFTP) failure modes was given, while the failure problems and corresponding solutions of HPFTP critical components were comprehensively analyzed. The study shows that: (1) there exist significant differences in the failure modes among the HPFTP, the expendable liquid rocket engine hydrogen turbopump and aero gas turbine. (2) The important failure modes affecting HPFTP life are turbine blade fracture and the thermal mechanical fatigue of thermal shield system. The turbine blade fractures are induced by the high temperature creep deformation and high-speed centrifugal force. The HPFTP start and shut-down transient effects seriously affect the turbine blades as well, which should be considered in the turbine blade life prediction. (3) Sub-synchronous vibration, which is mainly caused by the bearings and the pump interstage seal, is a critical failure type encountered during the preliminary design phase of SSME HPFTP. (4) The failure of lift-off seal, a proprietary seal failure mode of SSME HPFTP, is also an important part of HPFTP failures.

Key words: failure mode analysis; SSME high-pressure fuel turbopump; turbine blade; crack; reusability

高压燃料涡轮泵(HPFTP)是航天飞机主发动机(SSME)的重要组成部分之一,同时又是航天飞机推进系统中可重复使用次数最少的组件^[1],为此对它进行故障模式的研究是开展可重复使用涡轮泵研究工作中有着十分重要意义的一个环节.然而,尽管目前国内外针对 HPFTP 作了大量的研究工作,如美国 SSME 评估小组对 SSME 进行了故障模式影响与危害度分析(FMECA)回顾总结^[2],归纳出了影响 SSME 寿命的关键部件和检测困难部件的名称(包含对 HPFTP 的分析).美国航空航天局(NASA)的 SSME 故障调查报告给出了先进高压燃料涡轮泵(HPFTP/AT)的部分故障模式^[3].但是这些研究工作大部分都是将 HPFTP 故障作为 SSME 故障中的一部分来进行研究的^[4-5],或者在研究 HPFTP 某部件对性能的影响时给出 HPFTP 该部件的故障模式,或者是在 HPFTP 部件的一些故障模式影响分析报告中提及^[6-7].这些零碎散落的故障资料给科研工作者开展液氢涡轮泵可重复使用性研究带来不便.鉴于此,本文系统地研究了 SSME HPFTP 的故障模式,在追溯历史的基础上,力图突出 HPFTP 可重复使用性的研究设计思路.本文工作希望能对液体火箭发动机涡轮泵的可重复使用性研究提供一份系统的背景资料.

1 HPFTP 发展概况

HPFTP 是由蜗(泵)壳、涡轮叶片、泵叶轮、密封件以及轴承等一系列部件构成的复杂系统,图 1 显示了 HPFTP 内部结构.

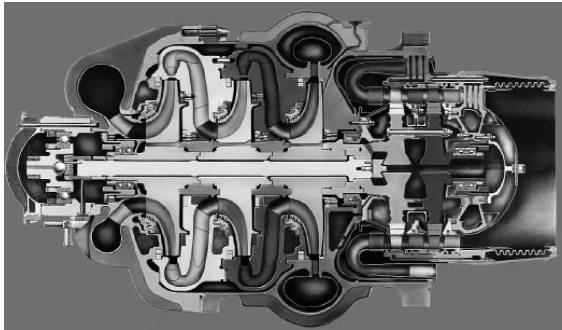


图 1 HPFTP 剖面图
Fig. 1 HPFTP cross section

SSME HPFTP 研制始于 20 世纪 70 年代,它的发展是一个不断升级进化的过程^[8],初期的 HPFTP 在可重复使用方面暴露出很大的问题.1983 年 NASA 开始对 SSME 升级,升级过程历

时约 20 年,分为 Block I,Block II A 和 Block II 3 个阶段(需要注意的是本文将 FMOF/Phase II 阶段并不视作升级过程的一部分),其中 HPFTP 采用了全新的设计制造加工方法,如高强度铸造技术以减少焊缝数(BLOCK II A 减少 50 个焊缝^[9])和特殊的涡轮叶片热防护镀层等,这些新技术的应用大量减少了 HPFTP 的维修工作.在升级期间综合权衡各个设计指标之间的关系,以达到 HPFTP 的最优设计.在 HPFTP 升级进化过程中其性能参数也在不断变化^[10-13].表 1 给出了 HPFTP(Block II A)在 SSME 额定功率的 104.5%水平下的性能参数^[14].

表 1 HPFTP 关键性能参数
Table 1 HPFTP key performance parameters

参数	数值
泵入口流量/(kg/s)	70.3
泵入口液氢温度/℃	-238
泵入口压力/MPa	1.7
泵出口压力/MPa	41
泵效率/%	75.0
涡轮流量/(kg/s)	65.8
涡轮入口温度/℃	721.1
涡轮压力比	1.50
涡轮效率/%	81.1
涡轮转速/(r/min)	34 360
涡轮功率/kW	46 363.8

由表 1 知涡轮与泵分别工作在热燃气(高温)和液氢(低温)两个比较极端对立的环境中.文献[10]给出了涡轮泵启动-关机过程,启动过程见图 2(a),关机过程见图 2(b)(图中纵坐标表示各部件状态占稳定状态的百分比).由图 2 可知涡轮泵在较短的时间内实现了启动关机,对部件进行寿命分析时尤其要注意这一状态的骤变过程,启动关机过程对部件寿命的影响在后文的部件故障模式中进行了介绍.文献[15]对 HPFTP 的载荷情况进行了描述,并归纳总结了确定部件载荷谱的概率分析方法(如离散概率分布法和蒙特卡罗方法),文中的方法可以解决非静态载荷、载荷谱的复合及物理模型耦合等问题.研究中遇到的诸如涡轮进出口压力、涡轮转速等部件载荷谱都可利用该方法处理.

复杂的 HPFTP 结构在如此苛刻的环境和工

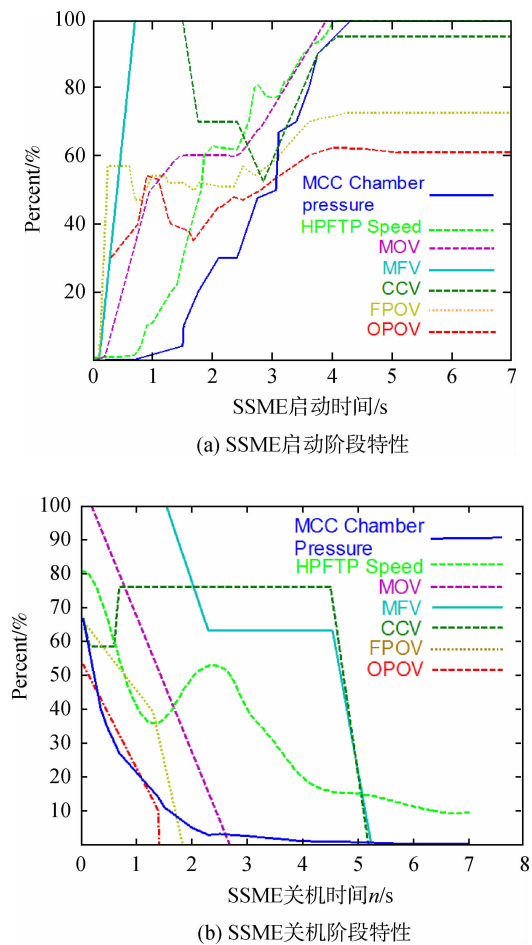


图 2 SSME 关键部件启动/关机特性^[10]

Fig. 2 Characteristics of SSME key components during start and shutdown^[10]

况下使用必然会发生很多故障,涡轮泵的可重复使用次数因此受到了限制,这在一定程度上影响了 SSME 的可重复使用性。Blair 等^[13]在总结航天工程中的经验教训的过程中研究了影响涡轮泵可重复使用的因素,并且对 SSME 故障历史数据进行了总结,见表 2。

表 2 SSME 发展过程中的故障次数

Table 2 Failure number during SSME development

发动机类型	发动机内部故障次数	涡轮泵	燃烧室	其他
SSME	163	高压液氧涡轮泵 51 次, HPFTP42 次	喷管 8 次, 主喷注器 6 次, 燃料预燃室 3 次	热交换器, 低压泵, 传感器, 控制器 37 次

从表 2 可以看出, HPFTP 故障次数占到 SSME 发生故障总次数的 26%。为有效地提高

SSME 的可重复使用性与安全性,国外对 HPFTP 故障问题开展了相关的研究工作,这些工作主要表现在:①对涡轮泵进行故障研究^[16-18],为 HPFTP 指明重点需要进行健康监控^[19]、故障检测与故障诊断^[20-21]的对象;②Moore 等^[22-23]在 HPFTP 故障模式研究的基础上,开展了基于故障风险评估的结构设计方法的研究,他们认为涡轮泵合理的设计不仅能保证性能要求,而且还可以维持性能的持久性,不至于发生性能的丧失^[24]。与此同时 NASA 也为航天飞机制订了一套设计规则,如涡轮设计规则^[25],该规则提出了针对诸如涡轮叶片疲劳裂纹萌生扩展等问题的设计制造规范;③基于 HPFTP 的故障研究,根据部件的故障规律合理地安排维修资源,实施正确的维修策略与维修方法^[26];④文献^[22]为了评估飞行安全性等问题,在研究 HPFTP 的故障模式和故障规律的基础上发展了概率故障评估 (probabilistic failure assessment) 方法,这一方法的价值在对故障失效进行分析时尤为突出,它可获得故障现象分析时的很难通过试验得到的一些参数。

2 HPFTP 关键部件故障模式分析

从航天飞机想法的诞生^[27-28](含 HPFTP 设计理念),到它不断地发展^[8,12],对其故障模式的研究一直在进行。本文给出了文献^[29]中的故障模式表,见附录 A,该表是在总结航天飞机大量的部件不达标分析报告 (unsatisfactory condition reports) 的基础上整理得到的。表中列出了 HPFTP 在 1980—1983 年间 48 个项目的(文献中所给表数据有缺失,实际只有 43 个项目)457 种故障模式、故障原因与故障发生的重要度因子。其中,重要度因子分成了 10 个级别,1 代表影响最严重(有可能造成人员伤亡/系统毁坏),10 代表影响最轻微。HPFTP 发生最多也是最主要的是 1,2 和 3 级故障,对 4 以上的级别以 N 表示。附表 A 中 HPFTP 共发生 3 次 1 级失效,11 次 2 级失效,429 次 3 级失效和 14 次 3 级以上的失效。由于重复使用液体火箭发动机液氢涡轮泵与一次性使用液体火箭发动机液氢涡轮泵、航空燃气涡轮工作要求和工作环境的不同,它们的故障模式也有差异。比如航空燃气涡轮叶片损伤可能是由外部大气中的尘粒或沙粒引起,甚至是空中飞行的鸟类。而且一次性液体火箭发动机涡轮叶片就没有重复使用涡轮叶片的低(高)周疲劳断裂问题。但一次性使用液体火箭发动机与航空燃气

涡轮的相关故障问题在重复使用液体火箭发动机涡轮泵的故障分析中的参考意义也很大,本质上容易坏的部件和引起它们损伤的原因往往是相同的. 为了更加详细地了解 HPFTP 主要部件的失效模式,下面对 HPFTP 的这些关键部件故障模式进行详细探讨.

2.1 HPFTP 涡轮叶片故障模式

Cikanek^[30]对航天飞机飞行和试验中出现的故障进行了总结,从 1978 年 SSME 调试试验至 1987 年这一段时间,HPFTP 共发生 6 次故障,其中 3 次是涡轮叶片破坏,2 次是由金属排出总管破裂引起,1 次是由热燃气渗入涡轮转子冷却管道引起的. 涡轮叶片故障将会导致整个涡轮泵彻底破坏,大块碎片飞散,严重毁坏发动机的其他结构件. 图 3(a)显示了 HPFTP (Block II) 涡轮叶片断裂故障^[31],图 3(a)中断裂的叶片使得整个涡轮叶片组产生严重破坏. 图 3(b)给出了涡轮叶片的断口情况^[32],由图 3(b)可知涡轮叶片的断裂发生在叶身中部,在进行涡轮叶片热机械疲劳试验选择考核节点时这一信息至关重要.

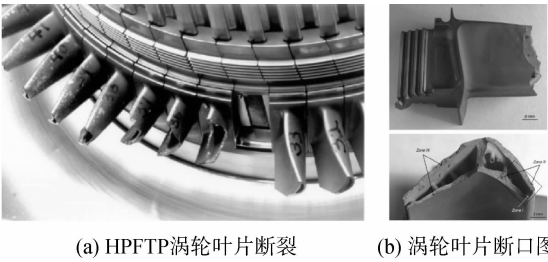


图 3 涡轮叶片断裂故障
Fig. 3 Damaged turbine blades

文献[2]对 SSME 进行安全性评估的同时指出影响 HPFTP 寿命的主要因素是涡轮叶片(1,2 级)和热防护装置,其中涡轮叶片断裂失效是影响 HPFTP 安全性最为关键的因素之一. 为提高 HPFTP 多次使用能力,对其涡轮叶片作了大量分析研究,如 1988 年 Abdul-Aziz 等^[33]对第 1 级涡轮叶片进行了三维非线性热结构分析,分析了定向凝固合金 MAR-M246 和单晶高温合金 PWA-1480 两种叶片材料. 利用 STAN5 软件产生叶片附面层传热分析用的膜系数(film coefficients),叶片弹塑性分析利用了 MARC 软件. 分析结果表明两种不同材料的叶片热响应存在很大的不同,这可能是由于附面层的不确定性引起的. 尽管文中没有对抗疲劳特性进行定义,但是结果显示两种材料均能完成几百次的低循环热疲劳.

1996 年 Abdul-Aziz^[34]又研究了 HPFTP 第 1 级涡轮叶片瞬态(启动和关机)、稳态工作阶段非弹性应变以及疲劳裂纹扩展问题,指出热载荷对叶片大约贡献 20% 的应力,涡轮叶片高应力区发生在第四榫齿处. 工作循环必然会引起这些薄弱部位的疲劳损伤. 在上述研究基础上,2002 年他利用 MARC 软件对 1 级涡轮叶片进行了有限元仿真^[35],计算了涡轮叶片裂纹尺寸给定情况下(初始裂纹,裂纹长度为 0.127 mm)应力强度因子与转速的关系曲线(图 4)和循环寿命与叶片裂纹长度(初始裂纹长度为 0.127 mm)的关系曲线(图 5). 由图 4 可知应力强度因子随转速的增加而增加,但当发动机转速达到 22 000 r/min 时,应力强

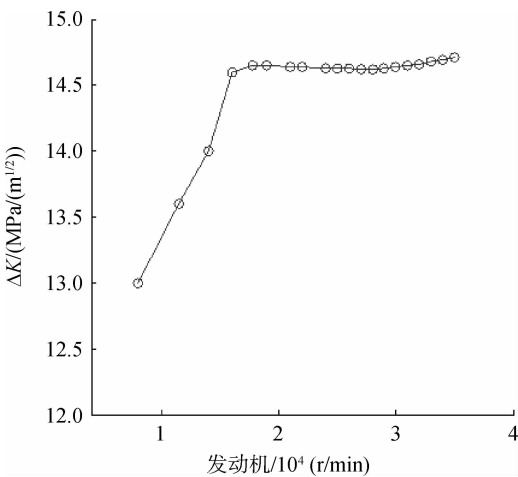


图 4 0.127 mm 裂纹应力强度因子与发动机转速的关系^[35]
Fig. 4 Stress intensity factor as a function of the engine speed for a 0.127 mm crack length

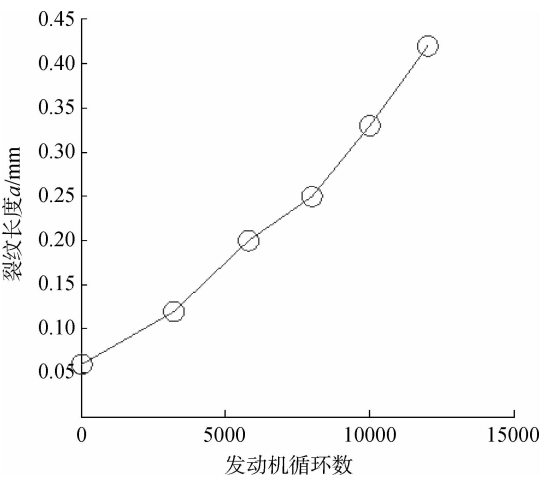
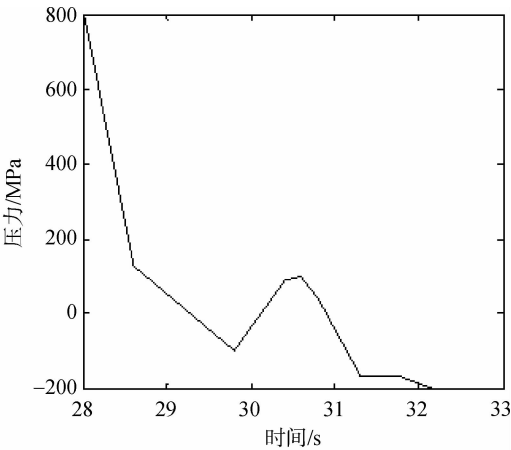


图 5 0.127 mm 裂纹扩展与发动机循环数的关系^[35]
Fig. 5 Crack extension as a function of the number of cycles from 0.127 mm initial crack length

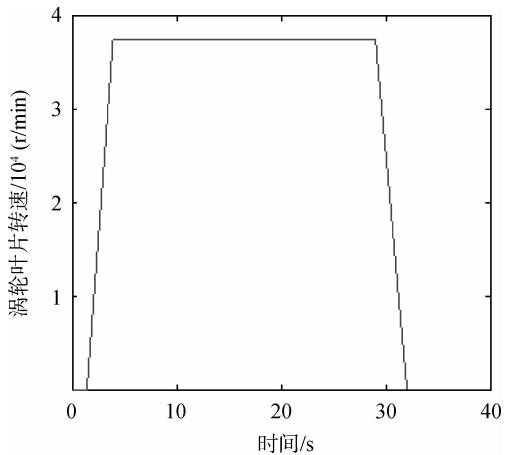
度因子达到平均值(大约 $14.52 \text{ MPa}(\text{m})^{1/2}$). 由图 5 可知在裂纹长度为 0.381 mm 时, 涡轮叶片循环数约为 12000. 由 HCF 于 LCF 的共同作用带裂纹的涡轮叶片裂纹扩展很快. 需要指出的是尽管叶片裂纹扩展的理论研究早已开展, 但目前国内实际工程中涡轮叶片不允许采用损伤容限设计, 即涡轮叶片使用中不允许出现裂纹扩展, 一旦发现立即更换.

Abdul-Aziz^[34] 研究涡轮叶片瞬态工况的同时, 给出了对涡轮叶片进行任务循环分析时需要的载荷情况, 如图 6. 这些载荷剖面不仅有助于对涡轮叶片故障模式与故障机理的研究(如启动关机过程部件磨损过程), 而且可以作为涡轮叶片初期设计的载荷谱进行涡轮叶片强度和疲劳寿命的预估.

文献[36]给出了获得涡轮叶片表面压力分布的试验方法与数值计算方法, 通过在叶片上安装高频压力传感器获得叶片表面的压力信号, 且三维非稳态流的 N-S 方程计算分析结果与试验结果吻合. 1 级涡轮叶片第一榫齿和叶片止动片在



(c) 涡轮进口压力

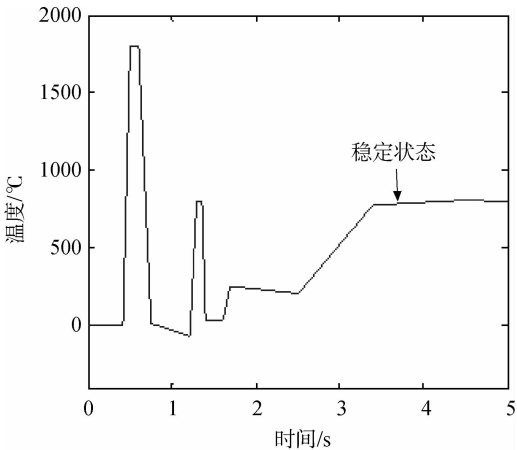


(d) 叶片转速

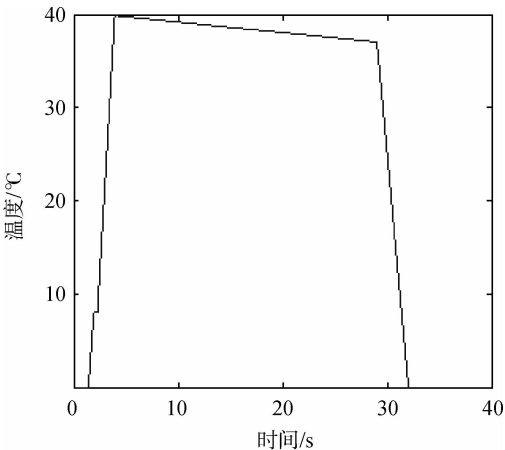
图 6 涡轮叶片任务循环参数^[34]

Fig. 6 Mission cycle used for analysis

STS-93 任务中出现过裂纹, 在随后的分析中指出榫齿槽的曲率半径对裂纹的萌生有着很重要的作用^[37], 裂纹情况见图 7. Davis 和 Clough^[38] 指出涡轮叶片叶尖与叶尖密封件(刃口密封)的摩擦力对于叶片寿命具有重要影响. 他们对 1 级涡轮叶



(a) 启动瞬态



(b) 关机瞬态

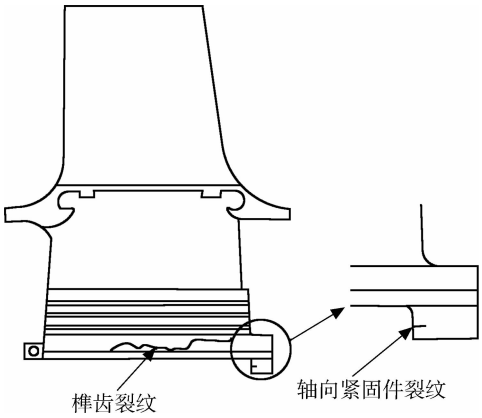


图 7 HPFTP 叶片榫齿凸角裂纹

Fig. 7 HPFTP firtree lob crack

片叶尖摩擦力进行了线性化的理论分析和动态诊断试验测试. 理论分析表明在不同的叶尖摩擦力下, 存在不同的临界转速, 在这些转速下叶片发生共振. 在临界转速与临界接触弧(叶片与叶尖密封呈弧状接触, 称为接触弧. 最大振荡响应不仅与临界转速有关, 还与某个长度的接触弧有关, 称其为临界接触弧)同步发生的时刻叶片具有最大的振动响应. 试验中的 48 个测试叶片中, 有 12 个检测到叶尖摩擦力, 涡轮叶片的 1 阶弯曲模式和轴向模式下的频率是自由振荡的主频率.

文献[13]对涡轮叶片疲劳寿命进行了讨论, 给出了影响涡轮叶片低周疲劳(LCF)断裂与高周疲劳(HCF)断裂的因素, 值得一提的是 HCF 断裂在航空涡轮叶片中很少出现, 如果出现 HCF 断裂大部分也是由于外物损伤或者加工缺陷引起的^[39]. 由于涡轮叶片材料复杂性和热机械载荷复杂性的影响, 开展涡轮叶片热机械疲劳的理论试验研究, 弄清影响涡轮叶片循环寿命的主要因素(如应力范围 $\Delta\sigma$, 应变范围 $\Delta\epsilon$, 应力强度因子范围 ΔK 等)对涡轮叶片的重复使用性研究很有必要. 航空涡轮叶片与 HPFTP 涡轮叶片具有很多相似性(如叶型、冷却方式, 及都在高温燃气下工作等), 而且航空领域对涡轮叶片热机械疲劳进行了比较多的研究, 后文不加区别的对航空航天用涡轮叶片的热机械疲劳相关研究文献进行分析. SHI 等^[40]利用修正的 Chaboche 本构模型和 Kachanov 损伤模型对定向凝固(directionally solidified)单晶镍基合金的各向异性进行了试验和有限元分析. 对各向异性的模拟是在 Chaboche 模型的基础上引入第 4 阶张量实现的. 研究成果对单晶镍基合金率相关的各向异性材料的拉伸特性和蠕变行为的研究有借鉴意义. In-Hwan 等^[41]对带热防护涂层叶片的涂层与叶片基体的热机械疲劳性能进行试验研究, 研究表明由于热防护涂层阻挡了向叶片基体的热传递, 使得叶片基体要比热防护涂层的热应变率大. 在同样的应力状态下, 热防护涂层与冷却通道能提高叶片试件的 TMF(热机械疲劳)寿命. Yongseok 等^[42]对带热防护涂层与不带热防护涂层的 GTD-111 叶片进行了试验研究, 试验表明: ①两类叶片在异相位下的 TMF 寿命要比在同相位下的 TMF 寿命长, 这是因为同相位下高温与高拉伸应力加速了材料的蠕变效应, 而异相位下高温引起的压应力减弱了这一效应; ②同相位下无热防护涂层的叶片 TMF 寿命要比带有热防护涂层的 TMF 寿命长; ③低

应力幅下带热防护涂层的叶片要比不带涂层的叶片 TMF 寿命长, 热防护涂层对金属材料的 TMF 寿命有正效应; ④无热防护涂层的叶片裂纹起始于叶片内或外表面, 这是由高温加速基体氧化引起的. 带热防护涂层的同相位加载试验, 裂纹起始于内表面, 这也是由高温加速基体氧化引起的, 而异相位加载试验的裂纹起始于外表面, 这是由于 Ni-Al 在基体与涂层间的扩散引起叶片力学性能改变引起的. Sadowski 等^[43]对带陶瓷热防护涂层与不带陶瓷热防护涂层的因康镍 713 合金叶片进行叶片通道流场与结构力学的有限元分析, 结果表明涡轮叶片中的热传递十分复杂, 叶片内的温度场随时间变化, 其中叶尖部位的温度梯度最大. 最高温度出现在叶片后缘. 结果对比表明具有冷却通道和陶瓷热防护涂层的叶片可以使最高温度下降 25%. 由此可见: 研究涡轮泵叶片的热机械疲劳行为, 增长叶片的 TMF 寿命对提高液体火箭发动机 HPFTP 的可重复使用具有同样重要的作用. Robinson 等^[44-47]比较系统地研究了涡轮叶片气动力和热环境的相关问题, 给出了第 2 级涡轮叶片裂纹长度和叶片安全裕度的统计量, 并对热燃气中微颗粒对涡轮叶片冲击作用进行了分析, 详细地阐述利用 NASTRAN 软件对涡轮叶片进行分析的有限元模型, 这些内容值得从事重复使用涡轮叶片有限元分析、载荷谱分析及叶片定寿等的研究者借鉴. 对第 2 级涡轮叶片的故障研究, 文献[48]给出了对涡轮叶片采用不同的处理手段(如叶片喷丸与镀层处理、不采用任何处理和加工不同榫齿槽半径的叶片等)引起叶片裂纹情况, 研究结果表明喷丸处理和加大榫齿槽半径能减少表面裂纹的生成. 其他对涡轮叶片断裂(疲劳断裂和蠕变断裂)相关研究工作参见文献[37, 49-51]. 除此之外, 很多工作者对由于摩擦^[52-55]、微动^[56]引起的叶片故障进行了详细的研究. 可见, 涡轮叶片故障模式的研究已经做得比较充分. 由上可知, 涡轮叶片的故障主要由叶片的 TMF 损伤引起的, 在叶片基体涂抹热防护涂层并增加内部冷却通道对提高叶片寿命具有显著作用. 研究涡轮叶片载荷谱对涡轮叶片进行试验与仿真分析, 了解涡轮叶片损伤模式与损伤机理并采取适当改进措施, 以此提高涡轮叶片的 TMF 寿命是可重复使用液体火箭发动机液氢涡轮泵研究工作者需要解决的问题.

2.2 HPFTP 泵叶轮与泵叶轮密封故障模式

HPFTP 采用 3 级离心泵对来自低压氢泵的

液氢再增压,汽蚀引起的故障模式在附表 A 中仅有 1 次记载^[29]. 高压液氢泵 (HPFP) 出现比较多的是泵叶轮处的疲劳裂纹,如在对 2608 R2 液氢泵进行 750-245 试验时发现在泵一级叶轮处有裂纹出现^[57],1984 年 Robinson 利用 NASTRAN 软件对其进行了应力计算,计算结果表明裂纹萌生的可能原因为:①高的载荷使叶轮应力超出了许用应力;②叶片发生了共振. 对于振动问题,影响转子振动的因素很多^[58],其中次同步进动(在大约 20 000 r/min 时最为强烈^[59])是引起转子振动的重要因素. Biggs^[10]研究了 HPFTP 次同步旋转问题,研究发现在转轴转速达到大约额定转速 1/4 时发生高频振动. 在 Biggs 之前关于如何解决航天飞机 HPFTP 的次同步旋转问题就已经有人做过分析研究,如 Matthew^[60]指出增加轴和轴承支承件的刚度,以及合理的级间密封设计来增加系统阻尼和系统刚度等方法可以改善 HPFTP 次同步旋转. Becht 等^[18]通过 SSME HPFTP 热点火试验数据与转子动力学分析发现,泵叶轮级间密封构型和涡轮回导管与热燃气歧管产生的转子侧向力是导致涡轮泵次同步振动的两个重要因素,并在此基础上研究了涡轮泵次同步振动抑制问题. 采用 HPFTP 次同步振动频率的检测系统使得 SSME 灾难性故障发生频率下降了 23%. 叶轮受力研究成果也比较多,如 Jerry 等^[61]给出了计算泵叶轮上作用力,结果表明在设计状态以下,转子动力学系数对流动系数很敏感,对扩散叶片的数目和安装角度大小不敏感. 值得一提的是基于概率理论的叶轮载荷谱确定方法应该受到科研工作者的重视. 高压液氢泵另一个经常出现的故障是一级叶轮前盖板处密封故障和级间密封故障,如 HPFP 一级叶轮 KEL-F 密封处发生锁定调整片(lock tab)裂纹^[37],如图 8. 裂纹发生在锁定调整片根部,这可能是由外来杂质污染引起的. 级间

密封的故障问题也很突出,它不仅涉及到燃料泄漏问题,而且还会引起转子不稳定性,级间密封结构如图 9.

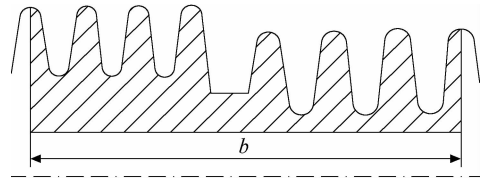


图 9 HPFTP 级间阶梯型密封
Fig. 9 HPFTP interstage step seal

初期的 HPFTP 次同步振动问题十分严重,其中级间密封的结构设计就是引起次同步振动的关键因素之一,Black 与 Jenssen^[62]研究了环形密封对泵转子振动的影响特性,其理论预测结果与试验相吻合. 文献[59,63]对 SSME HPFTP 级间密封相关问题作了详细研究并给出了改变轴承座材料以提高刚度和去掉级间阶梯型密封的环形槽等改进设计的建议. Groda 和 Prabhu^[64]对这种级间阶梯型密封的刚性与阻尼系数进行了数值计算,并且给出了泄漏量与转子振动特性与静态偏心率的变化关系:密封转子动力学特性在大偏心率的情况下变化较大. 文献[65]对涡轮机械密封问题和二次流问题进行了探讨,对阶梯型密封、蜂窝型密封与迷宫式密封等进行了分析,并且给出了密封对转子系统稳定工作影响,指出:①保留密封件一定的泄漏和二次流对提高发动机的性能、降低维修成本是最有效的方法;②密封形式的改变,尤其是对高压转子,将会极大地改变涡轮或整个发动机的性能. 马歇尔航天飞行中心 (MS-FC)^[66]针对环形密封增加转子稳定运转裕度的特性进行了研究,并且搭建了密封测试试验台,试验比较验证了环形密封和阻尼密封的转子动力学特性,指出阻尼密封的旋转比频率要比环形密封的低. 显然这对于提高 HPFTP 稳定性,降低 HPFTP 振动具有重要价值. Kwanka^[67]对迷宫式密封的稳定性进行了试验研究,指出转子稳定性问题不仅与密封件刚性有关,而且受密封件阻尼特性的影响,并且指出涡流制动系统 (swirl brakes system) 对解决稳定性问题是很有效的. Childs 和 Ramsey^[68]在入口液体有较大预旋、中等预旋和无预旋 3 种情况下做了 HPFTP 密封试验,结果表明涡流制动系统可以有效地降低涡轮泵失稳力,并且制动系统对转子耦合刚度有着直接的联系,图 10 为涡流制动系统示意图. 这样的

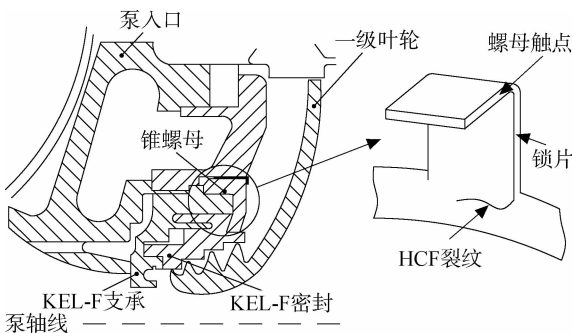


图 8 KEL-F 密封锁片裂纹
Fig. 8 HPFTP KEL-F seal lock tab cracks

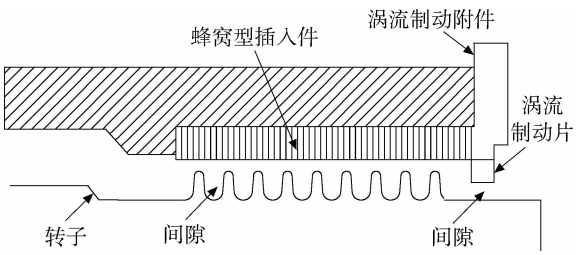


图 10 涡流制动系统结构图

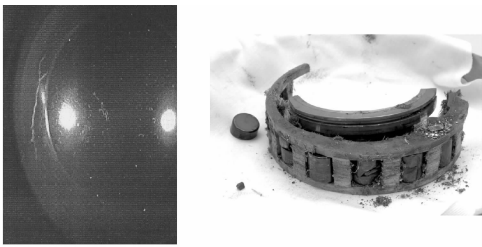
Fig. 10 Configuration of swirl brake system

形式可以显著降低密封的不稳定力。

文献[69]对 HPFTP 的级间密封开展了线性与非线性模型的转子动力学稳定性仿真研究,结果表明滚花密封(knurled seal)可以极大提高转子的线性稳定性.在评估密封件对转子非线性稳定性影响时,要考虑密封件对转子同步与次同步振动的效果,文中同时指出滚花密封对转子该特性的作用很小。

2.3 HPFTP 轴承故障模式

SSME HPFTP 的滚珠轴承在 HPFTP 试验与飞行中表现出来的主要故障是:轴承滚珠裂纹、滚珠在套圈中游动、偏心磨损的条痕,轴承套圈磨损、裂纹等.涡轮端滚柱轴承主要是发动机关机阶段的过载引起的故障.图 11 是 SSME 轴承试验故障[3, 70]。



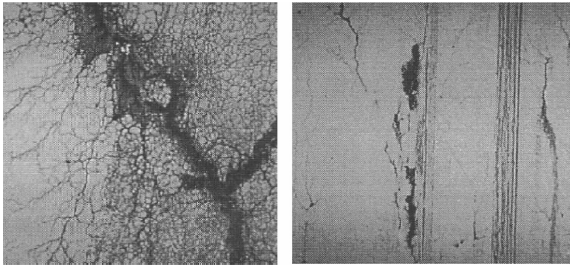
(a) 滚珠表面河道式磨痕 (b) HPFTP 滚柱轴承故障

图 11 SSME HPFTP 轴承故障

Fig. 11 Bearing failure of SSME test gibson[71]

对 SSME HPFTP 轴承故障问题进行了分析,按照美国国家标准协会(ANSI)接触应力准则利用轴承热力模型程序(shaft bearing thermal model,SHABERTH)计算得到 HPFP 内双联轴承的承载力是 26 689 N.利用 SINSHA 程序——数值差分分析器(systems improved numerical differential analyzer, SINDA)与 SHABERTH 的整合程序:对液氢轴承测试台模型中轴承的 Hertzian 接触参数进行模拟(即两物体接触时在接触区及其附近的接触应力等参数)以此来验证

轴承滚珠(滚珠由氮化硅加工而成)的河道式磨痕(river-mark)特性,这些工作对解决由轴承引起的转子不稳定性具有参考价值,同时可减少轴承因承载能力不足引起的各类故障.图 12 是 HPFTP 轴承试验的裂纹电镜扫描图[70]。



(a) 滚珠表面“河道式”裂纹 (b) 滚柱轴承套圈擦伤

图 12 HPFTP 轴承试验

Fig. 12 HPFTP bearing test

古乐等[72]在研究超低温氢氧泵轴承技术时介绍了 SSME 滚珠轴承的故障模式,指出超低温轴承由于环境恶劣一般不会出现疲劳破坏,大多数失效是由于大载荷下润滑不良造成的磨损、热失稳导致的胶合或结构不匹配导致的保持架断裂等.文献[73]在探讨火箭发动机轴承设计工作时以轴承故障模式为指导,采用多目标评价函数及拟动力学分析对火箭发动机低温轴承进行了优化设计和验证,给出了 6 条相关设计要求原则:①轴承承载能力是轴承主参数设计与选取的主要约束条件,轴承的设计应满足承载能力的要求;②在满足轴承承载能力的条件下,考虑轴承的高速性,轴承的滚转比应控制在 0.35 以内;③轴承保持架兜孔有利于轴承的冷却;④轴承保持架的选材应具有良好自润滑性、耐磨性和黏附性;⑤对轴承套圈沟道进行镀膜处理有利于实现早期润滑,避免轴承早期失效;⑥轴承在低温条件下工作时,应考虑温度对轴承套圈、滚动体和保持架尺寸的影响.随着液体火箭发动机技术的发展,球轴承和滚柱轴承等已无法满足高转速、长寿命的要求,流体动静压轴承的高转速低磨损特性受到人们的重视.针对流体动压轴承启动关机阶段低速磨损特性,Lu 等[74]对由流体动压轴承和球轴承组成的混合轴承进行了理论分析与试验研究,结果表明低速阶段轴的旋转主要由球轴承支撑,在跨过渡转速(当轴浮起,轴的转动制成由球轴承转为流体动压轴承时的转速)后转轴的旋转主要由流体动压轴承保证.Santos 等[75]利用广义积分变换法对滑动轴承流体动压润滑特性进行了研究,该方法还可

以考虑轴承中动态汽蚀现象、轴承变形和轴承工作的热交换过程。Butner 等^[76]针对 SSME 涡轮泵轴承暴露出来的低速、低寿命问题研究提出了长寿命轴承的设计、试验和分析方法,指出由流体静压轴承和球轴承组成的混合轴承系统用异步激励的方式进行试验可以得到与液流涡旋解耦合的阻尼系数和刚度系数。研究还指出球轴承采用陶瓷材料也可以减弱内部供给液-液氮作用带来的耦合效应。文献^[77]分析了凹腔尺寸和数量对流体动静压轴承性能的影响,研究表明凹腔数量对轴承承载力和轴承润滑油流量影响很小,但凹腔通常选择对称布局(如 4 或 6 凹腔)。该研究为流体验轴轴承的设计提供了一份参考资料。转子振动故障一个十分重要的原因就是由轴承故障引起的,白长青等^[78]用有限元方法建立火箭发动机液氢涡轮泵转子的离散模型和滚动轴承-液氢涡轮泵转子系统的非线性动力学模型。研究结果表明在启动阶段轴承滚动体的离心率和滚动轴承的波纹度对转子系统的动力特性有着重要的影响,会引发同步振动,而且会发生亚谐共振。文献^[79]在分析火箭发动机与喷气式发动机的不同时指出维修保证了喷气式发动机的反复使用,火箭发动机要想实现可重复使用就必须具备一套与维修相关的故障检测系统。文献^[80]分别利用声测试、振动测试,以及扭矩测试识别 SSME 高压液氧涡轮泵(HPOTP)轴承故障,并综合运用这些方法对轴承进行了故障检测,其优点是不用拆卸轴承,减少了维修工时。基于状态的维修策略可以有效对失效状态采取措施,文献^[81]针对轴承故障诊断提出了一种混合特征选择方的无监督学习方法。该方法显著降低了非主要故障信号带来的故障误报频次。Georgoulas 等^[82]提出一种集成的轴承故障检测方法,用正常轴承与带有 3 个不同缺陷位置的轴承进行试验,然后用经验模式分解法(empirical mode decomposition)和希尔伯特-黄变换(Hilbert-Huang transform)对紧数据集进行筛选。之后用该数据对复合探测器进行训练以此来识别轴承的非运转信号,该方法对任何载荷状态下的轴承故障识别都可行。上述故障检测方法可以为可重复使用液体火箭发动机其他部件的故障检测提供参考。

2.4 启动隔离密封与涡轮密封故障模式

HPFTP 结构复杂,涡轮与泵的工作环境相差甚远,为了保证安全性和提高涡轮泵的性能,

HPFTP 具有一些特殊的专门密封部件,如启动隔离密封,图 13 显示了它的结构。

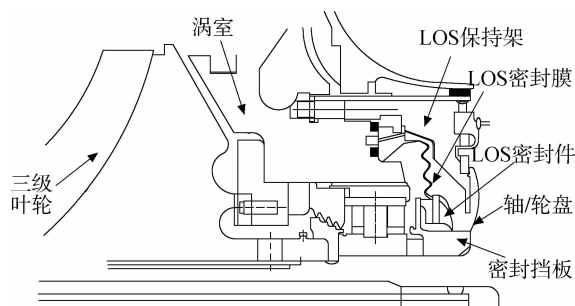


图 13 启动隔离密封结构布局

Fig. 13 Lift-off seal configuration

启动隔离密封的作用是在 SSME 稳定工作时防止涡轮端轴承排出的液氢进入涡轮。它的故障模式主要是杂质引起磨损、尺寸偏差引起的泄漏,以及低噪声负载引起的故障。文献^[83]研究了造成启动隔离密封振动和损伤的流体与结构动力学的内在关系,结果表明:①启动隔离密封区的次同步压力脉动并不能激发流体的共振;②14 个旋转喷嘴转速不到 HPFTP 工作速度一半,它的振动频率也远低于启动隔离密封的固有频率;③8 个轴向喷嘴的刚度远小于密封组件的刚度;④如果在 HPFTP 工作阶段由于液氢的存在而使得启动隔离密封的波纹膜片固有频率显著降低,那么次同步压力脉动会引起启动隔离密封的共振。HPFTP 故障模式影响报告^[6,84]给出了启动隔离密封由于振动和污染等引起断裂的几种故障模式的分析结果:泵中燃料流入涡轮属于单点故障,该故障是致命性的;启动隔离密封的断裂可能是由机械振动、摩擦、材料缺陷或制造缺陷引起的。对于其他密封件故障模式的研究,如文献^[85]涡轮机械密封问题(包含故障问题)作了总结,文中尤其对涡轮机械间隙控制、密封件形式(动密封、叶尖密封等)与选取进行了详细的介绍,这些研究结果可以为涡轮泵设计所参考。由于它们不是 HPFTP 的重要故障模式,本文不作进一步探讨,关于 SSME 其他密封相关问题可以参看文献^[65,86]。

2.5 HPFTP 预燃室杂质污染

杂质污染也是 HPFTP 面临的一个很重要问题,从附表 A 中可以看到杂质污染带来的 HPFTP 故障达 58 次之多。STS-106 任务^[87]中出现了一次典型的 HPFTP 杂质污染引起的故障,见图 14。

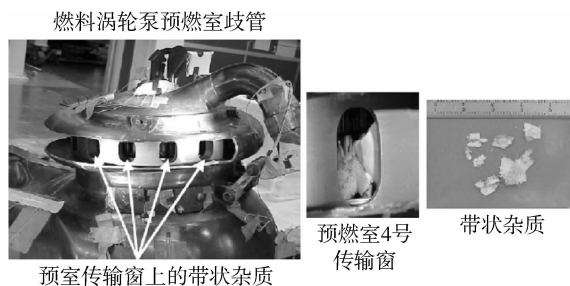


图 14 HPFTP 预燃室杂质污染

Fig. 14 Contamination in HPFTP fuel preburner

NASA 1001 手册指出在航天飞行器设计时必须要考虑浮沉杂质因素,它给出了大气中微颗粒的来源与分布,及其对飞行器安全性的影响^[88],如对飞行器的腐蚀和侵蚀等. Kaminski^[89]关于 SSME 杂质污染控制的报告给出了从 SSME 制造加工到使用维修整个阶段的杂质控制管理策略,此处所指的杂质内容要比文献[88]的范畴更广,它指的是对 SSME 的操作、可靠性、子系统或系统性能造成不利影响的一切外来物质的总称.

3 结 论

分析总结了国内外有关航天飞机 HPFTP 故障模式的研究工作,得到如下结论:① SSME HPFTP 故障模式与一次性使用液体火箭发动机涡轮泵、航空燃气涡轮的故障模式存在很大的差异;②影响 HPFTP 寿命的重要故障模式是涡轮叶片断裂与隔热系统疲劳裂纹. 涡轮叶片的断裂是由高温蠕变效应与高速旋转离心力而引起的. HPFTP 启动、关机瞬态效应对涡轮叶片的影响也很严重,在涡轮叶片寿命预估时必须考虑这些因素;③ HPFTP 次同步振动问题是 SSME HPFTP 设计初期面临的一个重要故障模式,它主要是由于轴承与泵级间密封引起的;④启动隔离密封这类 HPFTP 专有密封件的故障模式也是 HPFTP 故障模式的重要组成部分.

以本文对 HPFTP 主要故障模式的分析为基础,进一步有针对性地开展故障机理研究、制定寿命设计准则、故障检测报警红线,以及对应的维修策略不失为开展液体火箭发动机涡轮泵可重复使用研究的可行思路.

参考文献:

[1] Meisl C J. Life cycle cost considerations for launch vehicle liquid propellant rocket engine[R]. AIAA 86-1408,1988.
[2] Williams W C. Report of the SSME assessment team[R].

NASA N93-21645,1993.
[3] Sackheim R L. SSME 0523 incident investigation[R]. NASA 1.2:019296,2002.
[4] Karns J J. Space shuttle catastrophic failure frequencies final report (revision 1)[R]. NASA-CR-25809,1993.
[5] 朱志斌,杨尔辅,张振鹏. 液体火箭发动机故障模式与影响分析[C]//中国宇航学会 1998 年联合推进会议论文集. 烟台:中国宇航学会,1998:278-284.
[6] Early D. SSME FMEA/CIL redundancy screen[R]. Washington DC:B300-0302,1999.
[7] Clark D F. Failure mode,description and effect[R]. Washington DC:B300,2001.
[8] Paster R D,Stohler S L. SSME evolution[R]. AIAA 89-2618,1989.
[9] Jue F H. Space shuttle main engine:thirty years of innovation[R]. California,USA:NASA-46693,2002.
[10] Biggs R E. Space shuttle main engine the first ten years [M]//Doyle S E. History of liquid rocket engine development in the United States. Springfield,the AAS Publication,1992:69-122.
[11] Rickman D K. ALS liquid hydrogen turbopump [R]. NASA-CR194646,1993.
[12] Van Hooser K. Space shuttle main engine relentless pursuit of improvement[R]. Huntsville,AL:Marshall Space Flight Center:M11-1028,2011.
[13] Blair J, Ryan R. Lessons learned in engineering [R]. NASA/CR-216468,2011.
[14] Rocketdyne Propulsion and Power. Space shuttle main engine orientation [EB/OL]. [2012-9-10]. http://large.stanford.edu/courses/2011/ph240/nguyen1/docs/SSME_PRESENTATION.pdf.
[15] Newell J F,WKurth R E, Ho H. Composite load spectra for select space propulsion structural components [R]. NASA-CR-179496,1986.
[16] NASA Lewis Research Center. Rotordynamic instability problems in high-performance turbomachinery [R]. NASA-CP-3026,1989.
[17] Pool K V. Space shuttle main engine structural analysis and data reduction/evaluation:Volume 4 high pressure fuel turbopump inlet housing analysis [R]. NASA-CR-183667,1989.
[18] Becht D G,Hawkins L A,Scharrer J K,et al. NASA Lewis Research Center rotordynamic instability problems in high-performance turbomachinery [M]. California:Lewis Research Center,1991:191-202.
[19] 谢光军,胡海峰,秦国军,等. 液体火箭发动机涡轮泵健康监控系统[J]. 国防科技大学学报,2005,27(3):40-44.
XIE Guangjun, HU Haifeng, QIN Guojun, et al. The health monitoring system of turbopump for liquid rocket engine[J]. Journal of National University of Defense Technology,2005,27(3):40-44. (in Chinese)
[20] Cikanek H A. Space shuttle main engine failure detection [J]. IEEE Control Systems Magazine,1986,6(3):13-18.

- [21] Agogino A, Tumer K. Entropy based anomaly detection applied to space shuttle main engines[C]// Aerospace Conference. Big Sky, MT: IEEE, 2006: 7 pages.
- [22] Moore N R, Ebbeler D H, Newlin L E, et al. An improved approach for flight readiness certification-methodology for failure risk assessment and application examples; methodology and applications[R]. NASA-CR-194499, 1992.
- [23] Hale J K, Wood B K. Operational life improvement of SSME high-pressure turbopumps[J]. Acta Astronautica, 1987, 15(12): 1009-1018.
- [24] Chyu M K. A performance/loss evaluation of SSME HPFTP turbine[R]. Washington DC: Alabama University Research Reports 89N21735/0, 1988.
- [25] National Aeronautics and Space Administration. Liquid rocket engine turbines[R]. NASA-SP-8110, 1974.
- [26] Hartong A R, Rooney B D. Near-term RLV options[R]. AIAA-2004-5947.
- [27] Heppenheimer T A. The space shuttle decision; NASA's search for a reusable space vehicle[R]. NASA/SP-4221, 1999.
- [28] Furst R B. Space shuttle main engine turbopump design and development[R]. AIAA 75-1301, 1975.
- [29] Glover R C, WKelley B A, Tischer A E. SSME failure data review, diagnostic survey and SSME diagnostic evaluation [R]. NASA-CR-178993, 1986.
- [30] Cikanek H A. Characteristics of space shuttle main engine failures[R]. AIAA 87-1939, 1987.
- [31] Hopson G. Atlantis STS-104 space shuttle program SSME flight readiness review[R]. Washington DC: Space Shuttle SR&QA Assessment, 2001.
- [32] Sujata M, Madan M, Raghavendra K, et al. Identification of failure mechanisms in nickel-base superalloy turbine blades through microstructural study[J]. Engineering Failure Analysis, 2010, 17(6): 1436-1446.
- [33] Abdul-Aziz A, Thompson R L. Thermal-structural analysis of space shuttle main engine(SSME) hot section components[R]. NASA-22404, 1988.
- [34] Abdul-Aziz A. Structural evaluation of a space shuttle main engine (SSME) high pressure fuel turbopump turbine blade[R]. Washington DC: N96-27186, 1996.
- [35] Abdul-Aziz A. Assessment of crack growth in a space shuttle main engine first-stage high pressure fuel turbopump blade[J]. Finite Element in Analysis and Design, 2002, 39(2): 1-15.
- [36] Hudson S T. Rocket engine turbine blade surface pressure distribution; experiment and components[R]. AIAA 2000-3239, 2002.
- [37] Hopson G. Discovery STS-103 space shuttle program SSME flight readiness review[R]. Washington DC: Space Shuttle SR&QA Assessment, 1999.
- [38] Davis G, Clough R. Blade tip rubbing stress prediction [R]. NASA-CR-184100, 1991.
- [39] Carter T J. Common failure in gas turbine blades[J]. Engineering Failure Analysis, 2005, 12(2): 237-247.
- [40] SHI Duoqi, DONG Chengli, YANG Xiaoguang. Constitutive modeling and failure mechanisms of anisotropic tensile and creep behaviors of nickel-base directionally solidified superalloy[J]. Materials and Design, 2013, 45: 663-673.
- [41] In-Hwan S, Dong-Keun L, Yongseck K, et al. Assessment of the characteristic of thermal barrier coating applied to gas turbine blade by thermo-gradient mechanical fatigue test[J]. Procedia Engineering, 2013, 55: 210-213.
- [42] Yongseck K, Dong-Keun L, In-Hwan S, et al. Microstructural analysis of TMF failure mechanism of GTD-111 applied to gas turbine blades[J]. Procedia Engineering, 2013, 55: 204-209.
- [43] Sadowski T, Golewski P. Multidisciplinary analysis of the operational temperature increase of turbine blades in combustion engines by application of the ceramic thermal barrier coatings(TBC)[J]. Computational Materials Science, 2011, 50(4): 1326-1335.
- [44] Robinson J K, Teal C A, Welch C T. Space shuttle main engine powerhead structural modeling, stress and fatigue life analysis; Volume 1 gas dynamic environment of the SSME HPFTP and HPOTP turbine [R]. NASA-CR-170999, 1983.
- [45] Robinson J K, Teal C A, Welch C T. Space shuttle main engine powerhead structural modeling, stress and fatigue life analysis; Volume 2 dynamics of blades and nozzles-SSME HPFTP and HPOTP [R]. NASA-CR-171000, 1983.
- [46] Robinson J K, Teal C A, Welch C T. Stress summary of blades and nozzles at FPL and 115% percent RPL loads SSME HPFTP and HPOTP blades and nozzles [R]. NASA-CR-171001, 1983.
- [47] Robinson J K, Teal C A, Welch C T. Summary of investigation of unshielduler events and special tests[R]. NASA-CR-171002, 1983.
- [48] Myers D D, Fletcher J C. Aerospace safety advisory panel [R]. Washington DC: NASA 1986 annual report, 1986.
- [49] Stallworth R, Wilson C, Meyers C. Compendium of fracture mechanics problems[R]. NASA-TM-100393, 1990.
- [50] 孙瑞杰, 闫晓军. 涡轮叶片榫齿部位疲劳/蠕变试验的新特点[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 419-424.
SUN Ruijie, YAN Xiaojun. New characteristics of fatigue-creep tests on serration of turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 419-424. (in Chinese)
- [51] Dong-Keun L, In-Hwan S, Yongseck K, et al. A study on fatigue life prediction of Ni-base superalloy[J]. Procedia Engineering, 2013, 55: 631-635.
- [52] Dominic R J. Turbine blade friction damper study[R]. NASA 85N22798, 1985.
- [53] Muszynska A, Bently D E, Franklin W D, et al. Influence of rubbing on rotor dynamics [R]. NASA-CR-183648-PT-1, 1989.
- [54] Wilmer G E. Turbine blade tip and seal clearance excita-

- tion forces[R]. NASA-CR-171534, 1992.
- [55] Moore J H. Turbomachinery design quality checks to avoid friction induced structural failure [R]. NASA-0046248, 1999.
- [56] Arakere N K, Swanson G. Fretting stresses in single crystal superalloy turbine blade attachments[J]. Journal of Tribology, 2001, 123(2): 413-423.
- [57] Robinson J K. Investigation of the HPFTP first stage impeller crack[R]. NASA-CR-171281, 1984.
- [58] Vance J, Zeidan F, Murphy B. Machinery vibration and rotordynamics[M]. Hoboken, New Jersey: Wiley & Sons, Inc., 2010.
- [59] Childs D W. SSME HPFTP interstage seals: analysis and experiments for leakage and reaction-force coefficient; Part I [R]. NASA-CR-170851, 1983.
- [60] Matthew C E. Solution of the subsynchronous whirl problem in the high-pressure hydrogen turbomachinery of the space shuttle main engine[R]. AIAA 78-1002, 1978.
- [61] Jery B, Brennen C E, Caughey T K. Impeller forces on centrifugal pump[C]//Proceedings of the Second International Pump Symposium. College Station, Texas: California Institute of Technology, 1985: 21-32.
- [62] Black H F, Jenssen D N. Effects of high ring seals on pump rotor vibrations[R]. ASME Paper 71-WA-FE-36, 1971.
- [63] Childs D W. SSME HPFTP interstage seals: analysis and experiments for leakage and reaction-force coefficient; Part II [R]. NASA-CR-170851, 1983.
- [64] Groda D R, Prabhu B S. High-pressure annular seal leakage and rotordynamics with application to turbomachinery [J]. International Journal of Rotating Machinery, 2002, 8(6): 403-411.
- [65] Hendricks R C, Steinetz B M, Braun M J. Turbomachine sealing and secondary flows; Part 1 review of sealing performance, customer, engine designer, and research issues [R]. NASA/TM-211991/PT1, 2004.
- [66] Darden J M, Earhart E M, Flowers G T. Comparison of the dynamic characteristics of smooth annular seals and damping seals[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2001, 123(4): 857-863.
- [67] Kwanka K. Improving the stability of labyrinth gas seals [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2001, 123(2): 383-388.
- [68] Childs D W, Ramsey C. Seal-rotordynamic-coefficient test results for a model SSME ATD-HPFTP turbine interstage seal with and without a swirl brake[J]. Journal of Tribology, 1991, 113(1): 198-203.
- [69] Murphy B T, Scharrer J K, Hawkins L A. The SSME HPFTP wavy interstage seal; Part II rotor dynamic analysis[R]. ASME Publication DE-VOL. 18-2, 1989.
- [70] Gibson H G, Thom R, Moore C, et al. History of space shuttle main engine turbopump bearing testing at the Marshall Space Flight Center[R]. NASA-M10-0338, 2010.
- [71] Gibson H G. SSME bearing and seal tester data compilation, analysis and reporting and refinement of the cryogenic bearing analysis mathematical model [R]. NASA-CR-210139, 2000.
- [72] 古乐, 王黎钦, 李秀娟, 等. 超低温氢氧泵轴承技术研究及进展[J]. 中国机械工程, 2002, 13(7): 620-623.
- GU Le, WANG Liqin, LI Xiujuan, et al. Study and review of liquid hydrogen/oxygen turbo-pump cryogenic bearing technology [J]. China Mechanical Engineering, 2002, 13(7): 620-623. (in Chinese)
- [73] 马美玲, 邓四二, 梁波, 等. 火箭发动机低温轴承的设计 [J]. 轴承, 2006(6): 10-12.
- MA Meiling, DENG Sier, LIANG Bo, et al. The cryogenic bearing design of liquid rocket engine [J]. Bearing, 2006(6): 10-12. (in Chinese)
- [74] Lu D, Zhao W, Lu B, et al. Static characteristics of a new hydrodynamic rolling hybrid bearing [J]. Tribology International, 2012, 48: 87-92.
- [75] Santos E N, Blanco C J C, Macedo E N, et al. Integral transform solutions for the analysis of hydrodynamic lubrication of journal bearings [J]. Tribology International, 2012, 52: 161-169.
- [76] Butner M F, Murphy B T. SSME long life bearings [R]. NASA-CR-179455, 1986.
- [77] Dwivedi V K, Chand S, Pandey K N. Effect of number and size of recess on the performance of hybrid; hydrostatic/hydrodynamic journal bearing [J]. Procedia Engineering, 2013, 51: 810-817.
- [78] 白长青, 许庆余, 张小龙. 滚动轴承—火箭发动机液氢涡轮泵转子系统的动力特性分析 [J]. 航空学报, 2006, 27(2): 258-261.
- BAI Changqing, XU Qingyu, ZHANG Xiaolong. Dynamic properties analysis of ball bearing-liquid hydrogen turbopump used in rocket engine [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 258-261. (in Chinese)
- [79] Meisl C J. Rocket engine vs. jet engine comparison [R]. AIAA 92-3686, 1992.
- [80] Breithaupt B S. Space shuttle main engine turbopump bearing assessment program [R]. NASA-TM-108447, 1994.
- [81] Yang Y, Yin Xia L, Guang M, et al. A hybrid feature selection scheme for unsupervised learning and its application in bearing fault diagnosis [J]. Expert Systems with Applications, 2011, 38(9): 11311-11320.
- [82] Georgoulas G, Loutas T, Stylios C D, et al. Bearing fault detection based on hybrid ensemble detector and empirical mode decomposition [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2013, 41(1/2): 510-525.
- [83] Elrod D A. Investigation of SSME alternate high pressure fuel turbopump lift-off seal fluid and structural dynamics interaction [R]. NASA/ASEE N90-19400, 1989.
- [84] Clark D F. Failure mode, description and effect; loss of containment in the pump with leakage into the turbine [R]. Washington DC: B300-0302, 2001.
- [85] Chupp R E, Hendricks R C, Lattime S B, et al. Turboma-

chinery clearance control [M]. Cleveland, US: NASA Glenn Research Center,2007.

[86] Hendricks R C, Tam L T, Muszynska A. Turbomachine sealing and secondary flows:Part 2 review of rotordynamics issues in inherently unsteady flow systems with small clearance[R]. NASA/TM-211991/PT2,2004.

[87] Hopson G. Atlantis STS-106 space shuttle program SSME flight readiness review[R]. Washington DC:Space Shuttle SR&-QA Assessment,2000.

[88] Keegan W B. Terrestrial environment criteria handbook for use in aerospace vehicle development [M]. AL, US: NASA Technical Standards Program Office,2000.

[89] Kaminski K E. Space shuttle contamination control requirements[R]. Washington DC. :SN-C-0005,1998.

附录：

表 A HPFTP 故障模式分析
Table A Failure modes analysis of HPFTP

部件名称	失效模式	失效原因	失效次数	重要性因子			
				1	2	3	N
1. 启动隔离密封 (lift-off seal)	泄露	衬套槽内进入杂质	5		1	4	
	尺寸偏差	暂时不详	4		2	2	
	低噪(声)负载	不详	2			2	
2. 鱼唇式密封 (fishmouth seal)	磨损/裂纹	涡轮轴承支承过热	6			6	
	裂纹	高温	6			6	
	屈服	本身固有的热应力	2			2	
	磨损	涡轮叶片平台温升	2			2	
	材料脱落	二次损伤	1			1	
	侵蚀	温度引起	2			2	
3. 迷宫式密封	磨损/裂纹或密封齿损坏	高周循环疲劳	3			3	
	密封结构失效	振动	2				2
	侵蚀	混入杂质	1			1	
	不明失效	不详	1			1	
	密封槽超出公差	温度梯度	9			7	2
4. 密封件失效	扭矩过大	级间密封磨损	8			7	1
	F/U 密封件失效	混入杂质	1			1	
	断裂	氢脆	6			6	
	G6 法兰密封失效	安装不当	3			2	1
	叶尖密封损伤	二次损伤	3			3	
	叶尖密封失效	过热疲劳	3			3	
	叶尖密封脱落	不详	1			1	
	泄漏率过大	结构设计不合理	2			2	
	密封件分离	二次损伤	2			1	1
	KEL-F 密封件损伤	保持架运动	2			2	
	密封裂纹/泄漏	低周循环疲劳寿命	1			1	

续表

部件名称	失效模式	失效原因	失效次数	重要性因子			
				1	2	3	N
4. 密封件失效	G-5 法兰密封槽污点	残余燃烧产物	2			2	
	G-5 法兰密封件点蚀	二次损伤	1			1	
	KEL-F 密封失效	二次损伤	1			1	
	密封件断裂	原因不详	3			3	
	密封件脱落、分层	不清洁	1			1	
	F-4 接头泄漏	密封槽尺寸过大	1			1	
5. 涡轮叶片 侵蚀失效	侵蚀,烧焦	二次损伤	1			1	
	一级叶片侵蚀	瞬态温度	4			3	1
	侵蚀	磨损,高速	1			1	
	侵蚀	温度	2			2	
	叶片变形	杂质	5			5	
6. 涡轮叶片 裂纹、损伤	叶片裂纹	高/低周循环疲劳	1			1	
	叶片折断	燃料泵预燃室(FPB) 结构不合理	1		1		
	叶身裂纹	低周循环疲劳	2			2	
	断裂	潮湿侵蚀	1			1	
	二级叶片断裂	阻尼器脱落	1			1	
	叶片变形	杂质	5			5	
7. 涡轮叶片榫缘 (platform)	侵蚀失效	温度侵蚀	12			11	
8. 钣金材料失效	裂纹	装修变动焊接接头	8			8	
	涡轮盖板裂纹	高周循环疲劳	1			1	
	裂纹	全推力水平下工作	1			1	
	裂纹	焊缝缺口	2			2	
	裂纹	内部设计构造不合理	35			35	
9. 蜗壳入口/ 出口失效	线状裂纹(linear cracks)	高应力	1			1	
	裂纹	高周循环疲劳	2			2	
	裂纹	接头强度不足	2			2	
	损伤	原因不详	1			1	
10. 未知部件	次同步振动	不详	1			1	
11. 涡轮静叶失效	涡轮边沿损伤	碎屑/二次损伤	1			1	
	一级叶轮侵蚀	高(低)周循环疲劳	6			6	
	烧穿	二次损伤	2			2	
	划痕	焊接不良	2			2	
	侵蚀	预燃温度高	1			1	
	穿孔	原因不详	1			1	
	侵蚀	热燃气堆积	5			5	
	材料脱落	不详	1			1	

续表							
部件名称	失效模式	失效原因	失效次数	重要性因子			
				1	2	3	N
12. 摩擦环失效	扭曲	安装不当	1			1	
	自带杂质	自身无法避免	5			5	
	安装带来的杂质	安装	12			12	
	不了解,很微小金色杂质	原因不详	26			25	1
13. 杂质带来的失效	轴承产生的碎屑杂质	轴承磨损	1			1	
	叶片磨损产生的碎屑	叶片磨损	2			2	
	弹性碎屑	振动	1			1	
	热防护材料损坏	二次损伤	5			5	
	不清楚的杂质	密封件的磨损(怀疑)	5			5	
	不清楚的杂质	记录在 UCR A004585	1			1	
	裂纹	材料参数因焊接变动	47			47	
	裂纹	高周循环疲劳	14			14	
	裂纹	电蚀	3			3	
	裂纹	焊缝弯曲处缺口	3			3	
14. 支板(struts)失效	损坏	原因不详	9			9	
15. 镍绝缘	裂纹	内部因素诱导	8			8	
16. 螺栓孔	断裂	内部摩擦	1			1	
17. 泵叶轮	裂纹	热尖峰	1			1	
	裂纹	高周循环疲劳	5			5	
	裂纹	加工制造不当	3			3	
	焊接部位裂纹	公差	1			1	
	裂纹	小孔	1			1	
18. 波纹状隔热装置	裂纹	温度梯度	3			3	
	损坏	焊接引起	1		1		
	滚球裂纹	润滑介质过热	4			4	
19. 回转歧管(T/A manifold)	松动	扣压不当	1			1	
	偏心磨损	安装工具引起	2			2	
	磨损	原因不详	1			1	
	装入轴承端轴磨损	滚珠轴承	1			1	
20. 滚珠轴承	磨损	混入杂质	1			1	
	擦伤(scoring)	安装时预加载	1			1	
	裂纹	安装错位	1			1	
21. 未知部件	裂纹	材料参数因焊接变动	2			2	
	镀层剥落	维修不当	1			1	
22. 轴承套	凸起	高压	2			2	
23. 涡轮末端口环							
24. 冷却衬板							

续表

部件名称	失效模式	失效原因	失效次数	重要性因子			
				1	2	3	N
25. 检测线路	损坏	安装失误	1			1	
26. G-5 法兰	环隙	杂质侵蚀	1	1			
27. 次同步振动	增加	泵后端平衡装置	1			1	
	高频振动	预紧弹簧磨损	1			1	
28. 轴窜动	过大	原因不详	8			6	2
	平衡活塞口处磨损过大	原因不详	3			3	
29. 燃料出口	裂纹	焊接引起	1			1	
30. 预紧弹簧	磨损	振荡	1			1	
31. 发黑销子 (blacking pin)	剪切(剪断)	高扭矩	2			2	
	缺失	点火器火焰增强 (ASI)装置高温	8			8	
	二级断裂	过盈配合	3		1	2	
32. 扩散器	断裂	过时效不当	2		2		
	部分缺失	加工制造不当	2			2	
33. 喷嘴	裂纹	温度引起的低周疲劳	1			1	
	侵蚀	瞬态特性引起	2			2	
34. 加速度 传感器信号	16g 的振动信号	密封组件配置不合理	2		2		
	过高	不详	1			1	
35. 入口螺母	裂纹/侵蚀	ASI 温度	13			13	
36. Sauereisen 材料	冲刷掉	ASI 温度	4			4	
37. 螺母和垫圈	从防护装置上缺失	原因不详	2	2			
	螺母松动	典型故障	4			3	1
	出口螺栓松动	原因不详	1			1	
	凸耳缺失	原因不详	1			1	
38. 高压涡轮 有杂质(水)	泵中残留水	原因不详	2			2	
	波纹管中残留水	原因不详	3			3	
	轴承支承潮湿	原因不详	1			1	
39. 泵入口失效	汽蚀	任务需求变化	1		1		
40. 轴承支承	裂纹	原因不详	1			1	
	裂纹	接口处强度不足	2			2	
41. 阻尼器	缺失	叶片损坏	2			2	
42. 尺寸	尺寸偏差	燃烧后引起	1			1	
43. 密封接头 (seal taps)	裂纹	负载	1			1	
	缺失	热燃气侵蚀	1			1	

注:表中 Sauereisen 是一种耐高温、电绝缘优异、导热性好的材料;ASI (augmented spark igniter),点火器火焰增强装置;
T/A (turn around manifold),回转歧管;FPB (fuel preburner),燃料泵预燃室。