

流场不均匀对液体火箭发动机纵向振荡燃烧影响及控制

李龙飞¹, 杨宝庆², 葛树宏², 刘佩进¹, 刘新华²

(1. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072;

2. 中国航天科技集团有限公司 西安航天动力研究所

液体火箭发动机技术重点实验室, 西安 710100)

摘 要: 针对常温推进剂发动机推力室再生冷却和撞击式喷注器结构, 分析了推力室身部与喷注器对接部位的流场特性, 对流场均匀性进行了实验测量。结果表明: 推力室身部再生冷却通道出口压力存在约 0.15 MPa 周向不均匀。身部出口节流显著提高局部流速, 使喷注器面氧化剂湍流度和不均匀性增加, 进而改变燃烧特性。通过撞击喷注单元雾化试验, 获得了 18 m/s 的推进剂入口边界流速。基于喷注器流场均匀性, 提出控制推进剂流速, 降低不均匀性, 进而抑制纵向高频燃烧不稳定性的控制方法。发动机热试结果表明, 采用 (15±1) m/s 的推进剂入口流速, 控制方法抑制了纵向高频燃烧不稳定性。

关 键 词: 液体火箭发动机; 推力室; 撞击式喷注器; 纵向燃烧不稳定性; 不均匀性

中图分类号: V434.1

文献标志码: A

Influence and control of non-uniform flow field on longitudinal combustion instability of liquid rocket engines

LI Longfei¹, YANG Baoqing², GE Shuhong², LIU Peijin¹, LIU Xinhua²

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Liquid Rocket Engines, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China)

Abstract: The vortex instability and pressure oscillation in the flow field are one of the important reasons for the high frequency longitudinal combustion instability of liquid rocket engine. Considering the regenerative cooling channel and impinging jet injectors in the thrust chamber of normal temperature propellant rocket engine, the flow field of the connecting part between the thrust chamber body and the injector was analyzed, and its uniformity were measured experimentally. Results showed that the circumferential non-uniform pressure at outlet of regenerative cooling channel was about 0.15 MPa. The use of throttling at the outlet of the cylindrical section of the thrust chamber can significantly increase the local fluid velocity and the turbulence and non-uniformity of the oxidant at the injector, thereby changing the combustion characteristics. The atomization test of impact injection unit was carried out, and the propellant inlet boundary velocity of 18 m/s was obtained. Based on the flow field uniformity of the injector, a control method of suppressing the longitudinal high frequency combustion instability was proposed by controlling the propellant flow rate and reducing the non-uniformity. The engine thermal test results showed that the control method suppressed the longitudinal high frequency

收稿日期: 2021-07-08

基金项目: 民用航天重点基础研究(D010201)

作者简介: 李龙飞(1977—), 男, 研究员, 博士生, 研究领域为液体火箭发动机喷雾燃烧与燃烧不稳定性。E-mail: 13809153816@163.com

引用格式: 李龙飞, 杨宝庆, 葛树宏, 等. 流场不均匀对液体火箭发动机纵向振荡燃烧影响及控制[J]. 航空动力学报, 2023, 38(1): 223-229. LI Longfei, YANG Baoqing, GE Shuhong, et al. Influence and control of non-uniform flow field on longitudinal combustion instability of liquid rocket engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1): 223-229.

combustion instability of the thrust chamber at the propellant inlet flow rate of (15 ± 1) m/s.

Keywords: liquid rocket engine; thrust chamber; impinging jet injector;
longitudinal combustion instability; non-uniformity

高频燃烧不稳定性一直是制约液体火箭发动机研制和发展的重大技术难题,其基本特征是燃烧室压力随时间呈周期性、大幅值脉动,振幅达到稳态室压的 10%~100%。按振型可以分为切向、径向和纵向高频燃烧不稳定^[1-3]。纵向高频燃烧不稳定通常表现为推力室结构振动大,导致发动机结构强度薄弱部位疲劳损伤或断裂,仪器设备、载荷等失去正常工作能力^[2]。液体火箭发动机高频燃烧不稳定性具有多发性、随机性和危害性等特点,一方面随着液体火箭发动机推力和室压增加,能量密度越来越高,燃烧不稳定更容易被激发;一方面,对于成熟的发动机型号,性能提升、工作环境变化和制造工艺的波动等都可能造成推力室燃烧状态发生偏离,燃烧稳定性裕度降低,激发燃烧不稳定。

常温推进剂中、大推力(5~80 t 级)发动机常常采用撞击式喷注器。相比离心式喷注器,撞击式喷注器具有结构简单、雾化效率高、燃烧室流强相对大等优点,但撞击式喷注器在燃烧不稳定性方面存在不足。文献[2]详细介绍了典型撞击式喷注器发动机 F-1、H-1 液氧煤油发动机、阿波罗服务舱常温推进剂推进系统(SPS),以及我国大推力撞击式喷注器发动机燃烧不稳定性问题。国内外学者开展了大量撞击式喷注器燃烧不稳定性机理和影响因素等基础研究。Anderson 等^[4]较全面地总结了 1995 年以前的撞击式喷嘴稳态雾化特性研究,特别研究了一次雾化对燃烧不稳定性的影响。James 等^[5]基于实验数据提出了液膜/液丝破碎长度、破碎频率的经验关系式,认为撞击表面波和破碎频率是燃烧不稳定性的重要因素。Yang 等^[6]和 Wicker 等^[7]研究了发动机纵向燃烧不稳定性激发机理,认为雾化过程是一种燃烧不稳定的扰动源。当喷注压降周期性变化时,喷射速度随之发生周期性改变,运动速度较快的流体追击运动速度较慢的流体,使流体在空间呈现出堆积的现象,这就是 Klystron 效应^[8]。Chigier^[9]应用压电式驱动装置对射流前端施加周期扰动,也发现了液体雾化的 Klystron 效应;杨尚荣等^[10]采用机械式正弦流量脉动发生器施加扰动同样观察到了 Klystron 效应。李佳楠等^[11]对液体火箭发动机燃烧室背压振荡环境下雾化特性的研究进展进

行了综述,认为燃烧室燃气压力振荡与供应系统形成反馈,并进一步引起供应系统流体压力和流量脉动;汪广旭等^[12]分析了由非稳态燃烧过程引起释热激励纵向高频燃烧不稳定性;张澄宇等^[13]建立了管道声传播与不稳定热释放耦合的热声耦合振荡理论模型,对航空发动机加力燃烧室纵向燃烧不稳定的特征频率及稳定性进行了分析和预测。Sohn 等^[14]对撞击式喷注器进行了大气环境下模拟热试验,获得了模拟燃烧室稳定性边界。综合国内外基础研究可以看出,纵向高频燃烧不稳定性主要集中在推进剂稳态雾化特性、喷注器供应系统或燃烧室存在压力扰动条件下动态雾化,以及模型燃烧室燃烧不稳定性仿真和实验,对全尺寸发动机推力室高压、高温环境下推进剂流动激发纵向燃烧不稳定的现象和影响因素研究较少。此外,随着液体火箭发动机发展,燃烧不稳定性控制方法也取得很大进展^[15-18],但主要采用隔板、声腔等控制切向和径向高频燃烧不稳定,对纵向燃烧不稳定控制方法研究不足。本文针对常温推进剂三级发动机推力室纵向高频燃烧不稳定性问题,研究了推力室流场不均匀性激励纵向燃烧不稳定性的机理,提出了一种有效地抑制纵向高频燃烧不稳定性的方法。

1 燃烧不稳定性现象与分析

常温推进剂三级发动机采用四氧化二氮/偏二甲肼和直流自击式喷注器形式,结构紧凑,性能高,可多次起动。由于制造工艺的变化,发动机在地面或飞行试验过程中,推力室较大概率地出现结构大振动,振动测点布置于推力室喷注器外壳体。图 1 给出了某次地面试验的振动曲线,纵坐标 a 表示加速度。图 1(a)为轴向振动加速度(a_{axial})时间历程曲线,在发动机工作过程中出现较大的轴向振动,振动加速度瞬时最大值大于 210g,为稳态段(约为 100g)的 2 倍以上;图 1(b)为幅频曲线图,最大振幅对应的突出频率为 1 537 Hz。按照推力室 1 阶纵向声学频率计算关系式: $f_L = C/(2L_c)$,式中 C 为燃烧室平均声速, L_c 为燃烧室当量几何长度。计算得到的推力室 1 阶纵向声学固有频率为 1 550 Hz。对比两个频率非常吻合,表明推力室大幅振动是由于推力室发生了 1 阶纵向高频燃烧不稳定性。

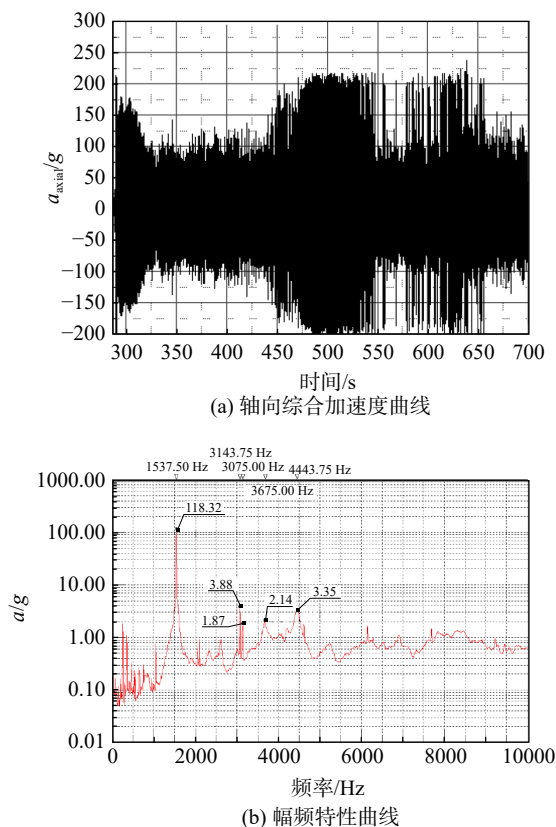
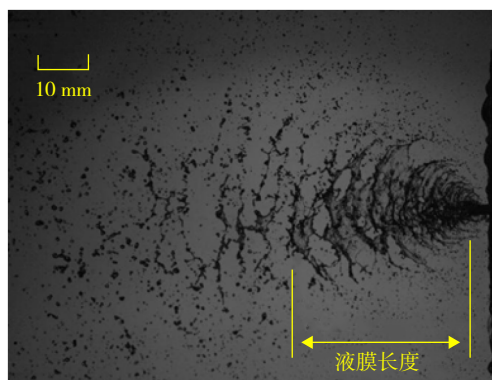


图1 试验条件下的振动加速度曲线

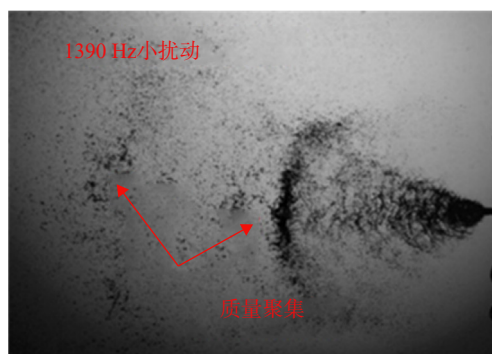
Fig. 1 Curves of vibration acceleration under test conditions

三级火箭发动机喷注器采用直流自击式,推进剂从喷注器面开始依次可分为3个区段:撞击破碎、雾化混合和燃烧释热^[2]。采用文献[10]的雾化实验系统和实验方法,对该喷注器直流自击式喷注单元进行稳态和动态雾化试验,高速相机拍摄到的典型雾化图像如图2所示。图2(a)稳态工作时,雾化场相对均匀、规则分布;3个区段相对稳定,图中液膜长度段为撞击破碎区,下游雾化为细小液滴、推进剂之间混合,进而发生化学动力学反应;;当推力室供应系统出现某种扰动时,如图2(b)在喷注单元入口产生小幅值(小于2%)流量扰动,雾场产生周期性的质量聚集现象,撞击点后依次为撞击破碎区、质量聚集、雾化混合、质量聚集、雾化混合等。

常温推进剂三级发动机推力室为富燃燃烧,由于撞击式喷注器的雾化过程存在液膜表面波和液丝脱落等固有射流不稳定,改变了局部混合比,进而导致局部区域燃烧释热、传热和传质条件变化等^[2],以及燃烧室内压力脉动。燃烧室压力小幅脉动(一般小于稳态压力的3%)是可接受的,也是难以消除的。该发动机在稳定燃烧工作过程均存在室压脉动,主要表现为小于10g的结构振动。



(a) 稳态条件下的雾化场



(b) 外部扰动条件下的雾化场

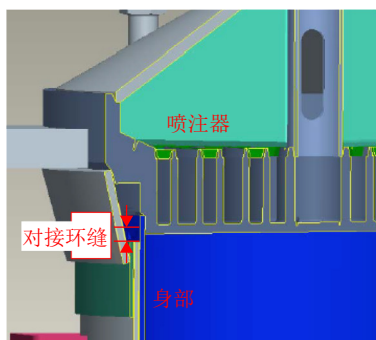
图2 稳态和外部扰动条件下直流自击式喷注单元的雾化场

Fig. 2 Atomization field of impinging jet injector under steady state and external disturbance conditions

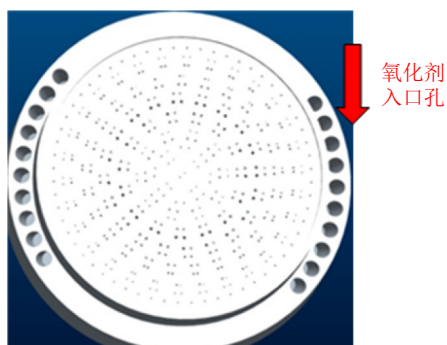
工作条件变化时,这种扰动若得以放大,并呈现出周期性特征,在推力室自身声学阻尼不足时将会形成某种正反馈,发展成大幅幅(超过室压5%)的压力脉动。三级发动机地面试验测量得到的燃烧室喷前脉动频率和推力室结构振动频率基本一致,并且这种压力脉动和结构振动多表现为随发动机热试时间断续激发-降低-再激发现象。分析认为,燃烧过程对制造尺寸偏离、结构变化或工况偏离等敏感,存在额外扰动和自身声学阻尼不足时激发了1阶纵向高频燃烧不稳定性。

2 流场不均匀性试验与仿真分析

对发动机地面和飞行试验的振动与结构尺寸差异进行关联性分析,发现1阶纵向燃烧不稳定性与身部出口环缝宽度具有较强的相关性。喷注器采用整体式环槽迷宫式结构,如图3所示。燃料和氧化剂经不同环槽和直流撞击式喷注单元进入燃烧室。氧化剂作为再生冷却剂,经过再生冷却通道后,由身部和喷注器的对接环缝进入喷注器;喷注器面的氧化剂从180°对称的20个孔进入氧化剂环槽,并分流至撞击单元。这种独特的结



(a) 喷注器与身部圆柱段对接结构示意图



(b) 喷注器板上氧化剂入口结构图

图 3 推力室局部结构图

Fig. 3 Partial structure diagram of thrust chamber

构使得推力室喷注器结构紧凑,但流场均匀性相对较差。

对推力室进行了流量-压力分布试验。试验的方法如下:采用全尺寸推力室,在推力室身部沿轴向布置 P1~P6 压力测点;身部出口沿周向布置两圈压力和脉动压力测点,如图 4 所示(为便于理解,图中未给出身部外壁);每个压力测点采集 2 min 取平均值。P7 位于 1/4 象限身部出口下游 10 mm 位置,两侧间隔 3 条冷却通道槽布置 P7a 和 P7e,顺时针 270°布置 P7b~P7d。P8 正对 P7 测点,为喷注器氧化剂入口,顺时针每 90°布置 1 个测点,共沿周向均匀布置 4 个测点 P8~P8c。对 3 台不同状态的推力室试验件进行了试验,试验件的主要差异是环缝宽度,压力测量结果如图 5 所示,图例中序号 1~3 分别对应宽度为 5.5、4.8 mm 和 3.2 mm。可以看出,身部出口附近的推进剂压力(测点 P8~P8c)周向是不均匀的,其中宽度为 5.5 mm 和 4.8 mm 时同一位置的压力基本相同,不同位置相差约 0.15 MPa;环缝间隙越小压力不均匀度越高;喷注器入口周向(测点 P7~P7e)压降分布规律差,其中环缝宽度 3.2 mm 时压力波动最大,表明此时流场更复杂。

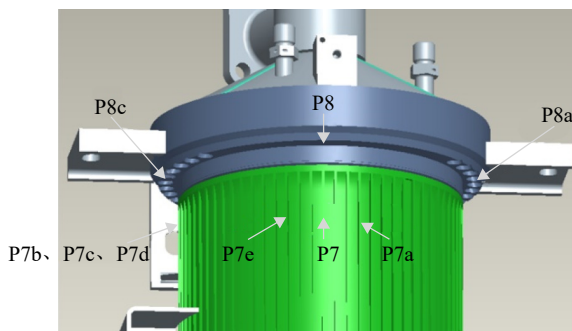
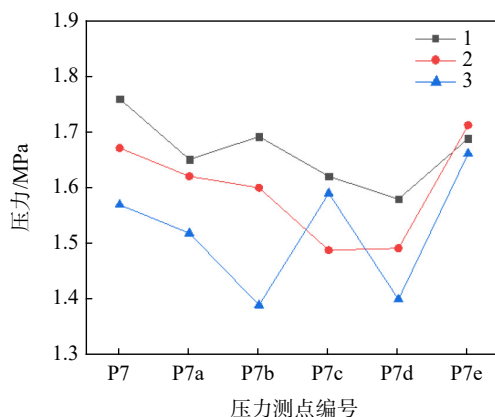
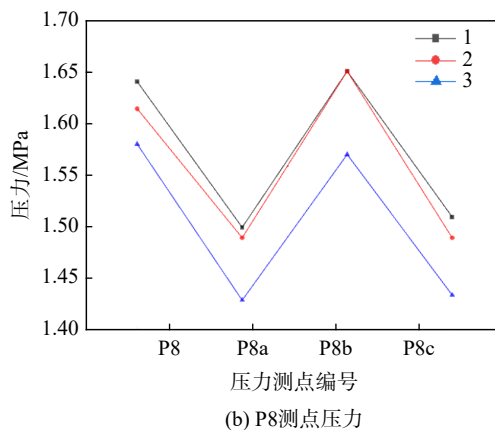


图 4 推力室压力测点分布示意图

Fig. 4 Schematic diagram of pressure measuring point distribution in thrust chamber



(a) P7测点压力



(b) P8测点压力

图 5 推力室不同测点的流体压力

Fig. 5 Fluid pressure at different measuring points in thrust chamber

为进一步研究推力室喷注器入口附近的流场压力分布,建立了流场仿真模型,采用四面体网格,对冷却通道进行了网格加密,网格数量约为 3 000 万;背压为额定工况下燃烧室压力,为 4.3 MPa,喷注器压降为 1 MPa。额定流量下、身部环缝宽度为设计值 4.8 mm 下的压力和速度分布仿真结果如图 6 所示。身部出口下游 10 mm 截面(同试验的

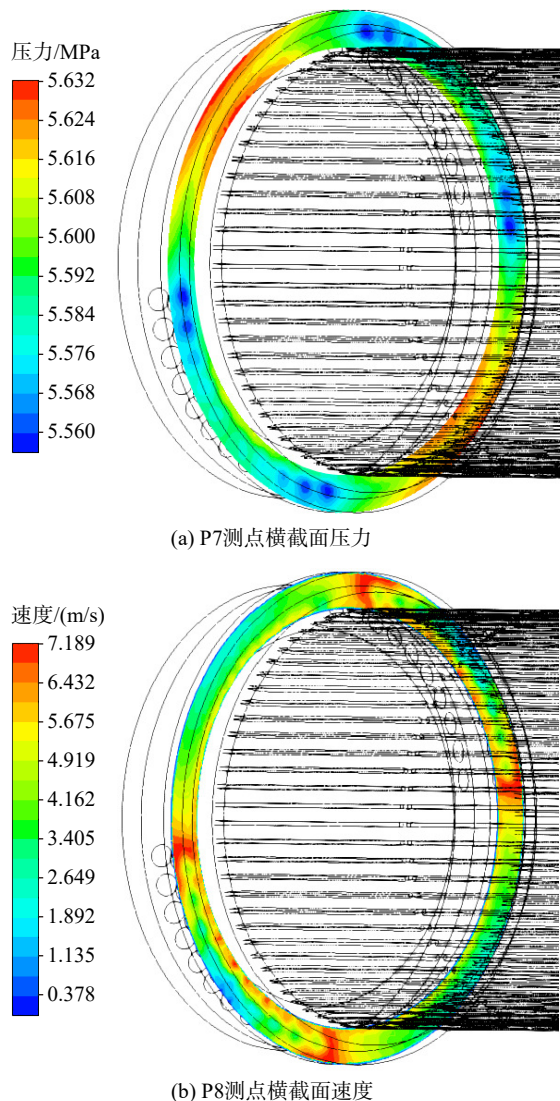


图6 推力室 P7 测点横截面压力与 P8 测点横截面速度

Fig. 6 Pressure of P7 and velocity of P8 at different cross-sections of the thrust chamber

P7~P7e 测点)周向静压相差 0.119 MPa, 喷注器氧化剂入口(同试验中的 P8)周向总压不均匀差为 0.146 MPa, 与试验结果偏差 0.15 MPa 接近。

试验和仿真结果均表明, 由于推力室特殊流道结构, 氧化剂进入喷注器前后的流场压力是不均匀的。由于对接环缝起到了局部节流的作用, 若身部与喷注器对接环缝宽度偏小, 环缝氧化剂压降增大, 进入喷注器的局部流速提高, 湍流度增加, 喷注器环槽氧化剂的流量分配和压力不均匀度增加, 改变了喷注器面的局部混合比, 进而改变了燃烧室的燃烧特性。此外, 对不同入口流速(14~22 m/s)的撞击单元进行雾化试验, 发现大于 18 m/s 的高流速下雾化场出现偏摆、跳动等异常现象, 分析认为流速高的区域氧化剂可能自发地产生扰动, 这种喷前压力扰动将引起雾化

脉动。

3 控制方法及试验结果

基于流场不均匀性是发动机激励纵向燃烧不稳定性的主要影响因素, 提出了合理设计环缝宽度、提高喷注器流场均匀性抑制纵向高频燃烧的方法, 控制的参数为喷注单元雾化场出现偏摆的边界速度为 18 m/s、流场不均匀度小于 3%。设计了两台工程样机的高压热试验, 工程样机采用真实发动机的推力室, 试验的流量、压力、推进剂总混合比(定义为氧化剂和燃料质量流量之比)等工作参数均与真实推力室一致。两台工程样机的主要差异为身部和喷注器的对接环缝宽度, 计算得到对接环缝处的氧化剂平均流速分别约为 14 m/s 和 21 m/s, 约为边界速度(18±3) m/s, 相应的代号为 1#和 2#样机。

推力室为富燃燃烧, 热试验后喷注器表面存在轻微积碳, 两台工程样机喷注器面的积碳对比如图 7 所示。从图中可以看出, 1#样机喷注器面



(a) 平均流速为14 m/s



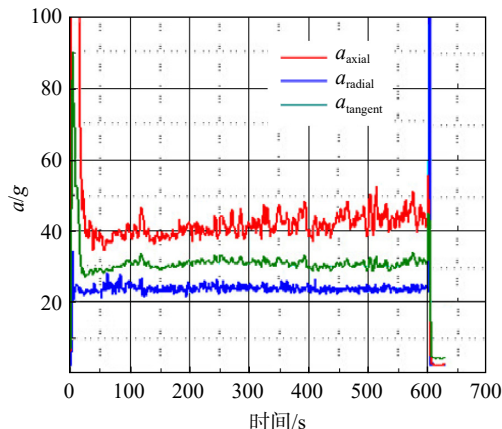
(b) 平均流速为21 m/s

图7 热试验后喷注器表面积碳的比较

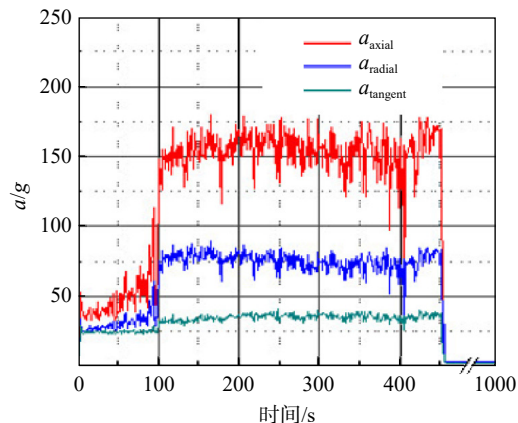
Fig. 7 Comparison of carbon deposit on injector surface after thermal test

的积碳分布相对均匀,没有明显的光亮区域,表明喷注器面混合比分布相对均匀,如图 7(a);相反,2#样机喷注器面的积碳分布明显不均匀,表现为沿中心向壁面逐渐减轻,中心区光亮,积碳较少,而边区积碳相对 1#样机更加严重,表明中心区和边区的混合比出现偏离,中心区混合比偏低,局部富燃程度轻,而边区混合比偏高,更加富燃导致更严重积碳。分析认为,对接环缝宽度影响当地氧化剂流速,流速高时,边区的静压相应降低,氧化剂进入喷注单元孔的氧化剂流量减少,相反中心区流量增加,混合比降低。喷注器氧化剂腔的流量分布均匀性影响了燃烧室混合比分布,进而使得燃烧室沿径向实际火焰面、燃烧强度等发生变化,燃烧稳定性裕度降低甚至激励燃烧不稳定。

两台样机额定工况热试验全程工作时间内的振动 RMS(root mean square)对比如图 8 所示,红色、绿色和蓝色线条依次为轴向振动加速度(a_{axial})、径向振动加速度(a_{radial})和切向振动加速度(a_{tangent})。图 8(a)为 1#样机 RMS 图,在推力室稳态工作阶段(起动后 3 s),3 个方向的振动加速度全程小于 6g,平稳且很小;图 8(b)为 2#样机 RMS 图,推力室稳态工作阶段的振动较大,其中轴向振动加速度(a_{axial})最大,超过 150g,发生了严重的 1 阶纵向高频燃烧不稳定性。分析认为,1#样机对接环缝宽度大,相应的平均流速较低时,进入喷注器的推进剂流场更加均匀,结构振动显著降低,抑制了 1 阶纵向高频燃烧不稳定。依据控制参数进行了 4 台样机拉偏试验验证,均实现了振动加速度全程小于 10g。为此,确定推进剂进入喷注器的流速参数为(15±1) m/s。



(a) 平均流速为 14 m/s



(b) 平均流速为 21 m/s

图 8 热试验期间轴向、径向和切向的 RMS 振动曲线

Fig. 8 RMS vibration curves of axial, radial and tangential directions during thermal test

4 结 论

纵向高频燃烧不稳定性往往引起发动机结构大振动,导致局部强度薄弱部位破坏或失效,甚至发生灾难性后果,是常温推进剂液体火箭发动机面临的主要技术风险之一。本文对某型常温推进剂三级发动机推力室纵向高频燃烧不稳定性进行研究,得到如下结论:

1) 常温推进剂发动机纵向高频燃烧不稳定性的机理是较高的氧化剂流速使得进入推力室喷注器腔的流场不均匀性增加,在很大程度上改变了喷注器两种推进剂的混合比分布,改变了燃烧室实际燃烧状态,在特定条件下激励纵向高频燃烧不稳定性。喷注器腔流场不均匀性是影响纵向高频燃烧不稳定性的主要因素之一。

2) 针对常温推进剂发动机纵向高频燃烧不稳定性问题,提出的控制方法是降低推进剂进入喷注器的流速,进而提高流场均匀性,控制参数为推进剂进入喷注器的流速控制为(15±1) m/s。

3) 发动机设计时需要高度重视喷注器腔推进剂的流场均匀性。由于燃烧不稳定性机理复杂,是多种因素耦合和综合作用的结果,往往采取一种措施往往难以彻底消除燃烧不稳定性。

参考文献:

- [1] 哈杰 D T, 里尔登 F H. 液体推进剂火箭发动机不稳定燃烧[M]. 朱宁昌, 张宝炯, 译. 北京: 国防工业出版社, 1980.
- [2] YANG V, ANDERSON E W. Liquid rocket engine combustion instability[M]. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995.
- [3] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.

- [4] ANDERSON W E, RYAN H M, SANTORO R J. Combustion instability mechanisms in liquid rocket engines using impinging jet injectors[R]. AIAA-95-2357, 1995.
- [5] JAMES M D, KUBAL T D, SON S F, et al. Calibration of an impinging jet injector suitable for liquid and gelled hypergolic propellants[R]. AIAA-2009-4882, 2009.
- [6] YANG V, KIM S I, CULICK F E C. Triggering of longitudinal pressure oscillations in combustion chambers: I nonlinear gas dynamics[J]. *Combustion Science and Technology*, 1990, 72(4/5/6): 183-214.
- [7] WICKER J M, GREENE W D, KIM S I, et al. Triggering of longitudinal combustion instabilities in rocket motors: nonlinear combustion response[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1996, 12(6): 1148-1158.
- [8] OEFELEIN J C, YANG V. Comprehensive review of liquid-propellant combustion instabilities in F-1 engines[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 9(5): 657-677.
- [9] CHIGIER N. Breakup of liquid sheets and jets[R]. AIAA-99-3640, 1999.
- [10] 杨尚荣, 杨岸龙, 李龙飞, 等. 喷前压力脉动对撞击式喷嘴雾化特性的影响[J]. *推进技术*, 2017, 38(5): 1100-1106.
YANG Shangrong, YANG Anlong, LI Longfei, et al. Effects of pressure pulsation upstream of injector on impinging injector atomization[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(5): 1100-1106. (in Chinese)
- [11] 李佳楠, 雷凡培, 周立新, 等. 液体火箭发动机背压振荡环境下的雾化特性研究进展[J]. *推进技术*, 2019, 40(11): 2401-2419.
LI Jianan, LEI Fanpei, ZHOU Lixin, et al. Recent advances of atomization characteristics under oscillating backpressure conditions in liquid rocket engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11): 2401-2419. (in Chinese)
- [12] 汪广旭, 郭灿琳, 石晓波, 等. 基于时滞模型的纵向燃烧不稳定性分析[J]. *推进技术*, 2016, 37(6): 1129-1135.
- WANG Guangxu, GUO Canlin, SHI Xiaobo, et al. Analysis of longitudinal combustion instability based on time lag mode[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(6): 1129-1135. (in Chinese)
- [13] 张澄宇, 李磊, 孙晓峰. 加力燃烧室热声振荡纵向传播特性及控制[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(2): 278-283.
ZHANG Chengyu, LI Lei, SUN Xiaofeng. Thermoacoustic oscillating calculation of longitudinal equivalence frequency and stability in aeroengine afterburner[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(2): 278-283. (in Chinese)
- [14] SOHN C H, SEOL W S, ALEXANDER A, et al. Hot-fire injector test for determination of combustion stability boundaries using model chamber[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2005, 19(9): 1821-1832.
- [15] FRENDI A, NESMAN T, CANABAL F. Control of combustion-instabilities through various passivedevices[R]. AIAA-2005-2832, 2005.
- [16] 樊晓波, 王敏庆, 盛美萍. 隔板应用于发动机燃烧室不稳定燃烧抑制中的二维数值计算分析[J]. *机械科学与技术*, 2007, 26(9): 1118-1121.
FAN Xiaobo, WANG Mingqing, SHENG Meiping. Two-dimensional numerical analysis of applying baffles to restraining the combustion instability in a marine engine[J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2007, 26(9): 1118-1121. (in Chinese)
- [17] 李龙飞, 陈建华, 刘战国. 大推力液氧煤油补燃发动机高频燃烧不稳定性的控制方法[J]. *导弹与航天运载技术*, 2011(3): 16-19.
LI Longfei, CHEN Jianhua, LIU Zhanguo. Control techniques of high frequency combustion instability for high thrust lox/kerosene staged combustion cycle engine[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2011(3): 16-19. (in Chinese)
- [18] HUZEL D K, HUANG D H. Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines[M]. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992: 114-184.

(编辑: 王碧琚)