

液体火箭发动机动态燃烧稳定性评定研究

丁兆波, 孙纪国
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 动态燃烧稳定性评定是液体火箭发动机燃烧稳定性鉴定考核的重要途径之一。通过调研国内外液体火箭发动机动态稳定性评定研究的相关资料, 并结合 CPIA655 关于稳定性评定的准则, 详细阐述了动态燃烧稳定性评定的研究内容, 重点分析了不同扰动方法和动态压力测量的特点, 并指出了动态燃烧稳定性评定的基本准则和关键技术。

关键词: 液体火箭发动机; 稳定性评定; 扰动方法; 动态压力测量

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 01-0001-06

Investigation of dynamical combustion stability rating for liquid rocket engine

DING Zhao-bo, SUN Ji-guo
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: The rating of dynamical combustion stability is one of the important approaches for the stability assessment. The stability rating contents for a certain rocket engine is elaborated according to the relative information about the rating research of dynamical combustion stability for liquid rocket engines at home and abroad. The characteristics of disturbance methods, dynamical pressure testing and stability diagnosis are analyzed emphatically in combination with the criteria of stability rating based on CPIA655. The advantages and disadvantages of each method are pointed out. The key technology and basic criteria of dynamical combustion stability rating are proposed.

Keywords: liquid rocket engine; stability rating; disturbance method; dynamical pressure testing

0 引言

液体火箭发动机不稳定燃烧的发生具有很大的随机性, 一般的发动机试车, 即使多次不出现燃烧不稳定, 也不能确定其动态稳定性满足要

求。某型氢氧发动机在前 19 次试车中均未发生不稳定燃烧, 之后却连续 4 次在起动或关机段的动态过程中发生了一阶切向不稳定燃烧, 再度引起了业内人士对动态燃烧稳定性的高度关注。长期以来, 各国学者及工程技术人员, 在动态燃烧稳定性评定的研究和实践方面进行了大量的工

收稿日期: 2011-10-25; 修回日期: 2011-11-27

作者简介: 丁兆波 (1980—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机燃烧装置的设计和研究

作,取得了显著的成绩,本文详细阐述了其中的研究方法和结论。

1 CPIA655 关于动态燃烧稳定性评定的方法和准则

CPIA655 (1997)^[1]即《液体火箭发动机燃烧稳定性规范和验证程序指南》中关于稳定性的评定方法有动态稳定性评定和自发稳定性评定两种,并优先推荐动态稳定性评定方法。

动态稳定性评定是人为地给燃烧室一种扰

动,激起压力振荡,以脉冲能量和压力振荡的衰减时间,评定推力室的稳定性。CPIA655 (1997)关于动态稳定性评定的准则优先推荐:当出现的室压扰动超过正常工作规定的幅值范围(峰-峰值 10%),室压振荡在 10~10 000 Hz 之间的主要频率分量 f 在由 $t=1250\sqrt{f}$ ms 决定的时间内衰减到允许幅值内,则可以认为发动机动态稳定。

动态稳定性评定常用的人为扰动方法有:非定向爆炸弹干扰、定向脉冲枪干扰和定向气流干扰。各种扰动方法的优缺点比较见表 1。

表 1 各种扰动方法的优缺点

Tab. 1 Advantages and disadvantages of each disturbance method

爆炸弹	脉冲枪	定向气流
优点		
主要影响压力敏感过程	可影响压力和速度敏感过程	主要影响位移敏感过程
扰动是全向的	定向扰动,允许激发特定振型	定向扰动,允许激发特定振型
安装位置灵活,不局限于室壁附近	非工作状态下不改变流动过程	非工作状态下不改变流动过程
适用于再生冷却燃烧室	碎片的破坏性小	无碎片破坏性
若有内部通道,则对大多数结构只需简单的外部系统	每次试验可用多次脉冲	可精确控制动作时间
	精确定时的电点爆	良好的评定再现性
缺点		
爆炸弹的方位可能影响燃烧敏感性,壳体的非均匀性加热或烧蚀可能引入方向性效应	局限于在室壁上应用,难于用到再生冷却发动机上	对压力敏感过程影响很小,需要较大的供应和控制系统
大多数结构易于受热而引起爆炸,碎片可能对发动机造成破坏	脉冲枪入口与燃烧室有声学上的相互作用,并影响稳定性	脉冲入口与燃烧室有声学上的相互作用,并影响稳定性

2 国内外液体火箭发动机动态稳定性评定试验研究概况

国外的 SSME、RS-68、VULCAIN、LE-7、RD-0120 和 RD-120 等液体火箭发动机以及国内的一系列常规推进剂发动机都进行过动态稳定性评定试验。

2.1 国外试验研究概况

国外在 SSME、RS-68、VULCAIN 和 LE-7 等大推力液体火箭发动机以及一些缩比发动机稳定性试验中普遍采用了爆炸弹扰动方法。爆炸弹

可以在头部喷注器面上安装(如 SSME、RS-68 万方数据

和 STME 缩比试验),或安装在烧蚀内壁上(如 ALS 发动机缩比喷注器试验),或安装在头身之间的烧蚀安装环上(如 LeRC 的 20 000 lbf 发动机稳定性试验和 LOX/Methane 稳定性试验)。

2.1.1 SSME

原始型(有声腔和隔板)。在喷注器面上靠近室壁的位置安装爆炸弹^[2](图 1),改变装药量及安装位置,共进行了 14 次推力室组件级试车,试车时间 5~10 s,室压范围 9.8~21.7 MPa。爆炸弹产生的压力扰动全部在 4 ms 内衰减,原始型 SSME 喷注器和燃烧室的燃烧过程构成了一个强有力的阻尼机制。

改进型(无声腔和隔板)。共进行了 16 次全

尺寸发动机试车。室压范围 3.5~19.32 MPa。装药量 0.65~0.975 g。压力扰动衰减时间约 6 ms。改进型 SSME 燃烧室不带隔板和声腔, 不会明显影响其稳定裕度。

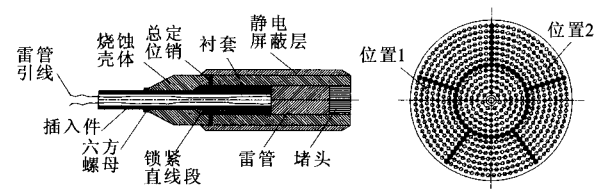


图 1 用于 SSME 稳定性评定的爆炸弹结构及布局

Fig. 1 Structure and layout of bomb applied to SSME stability rating

2.1.2 RS-68 推力室挤压试车

采用全尺寸喷注器方案^[3] (带有声腔和隔板喷嘴), 烧蚀燃烧室, 在喷注器面上装有 2 个爆炸弹, 3 个室压高频压力测点, 1 个氧喷前高频压力测点和 1 个氢喷前高频压力测点。共进行了 5 次爆炸弹 (0.975 g RDX 装药) 动态评定试验, 其中 3 次额定工况试验 (室压 10.3 MPa 左右, 氢喷前温度为 83 K 和 33 K), 两次 60% 工况试验 (氢喷前温度分别为 72 K 和 33 K)。在 83 K 氢喷前温度试验中测得峰-峰过压值 6.8%~13.6%, 衰减时间<2 ms。而在 33 K 氢喷前温度试验中爆炸弹没有激起过压。

2.1.3 STME 缩比试验

如图 2 所示^[4], 在喷注器面上安装爆炸弹, 在

氢集合器和氧头腔上分别齐平安装氢、氧喷前高频压力传感器, 选用 Kulite CT-375-5 000。在推力室身部安装室压高频压力传感器, 选用 PCB 122A, 由于结构和工作环境限制, 不能齐平安装, 故采用图示结构安装, 据预测对一阶切向频率的响应误差小于 6%。在其中一些试验中, 氢喷前温度为 50 K, 使用了 0.85 g 的爆炸弹, 均未出现不稳定。

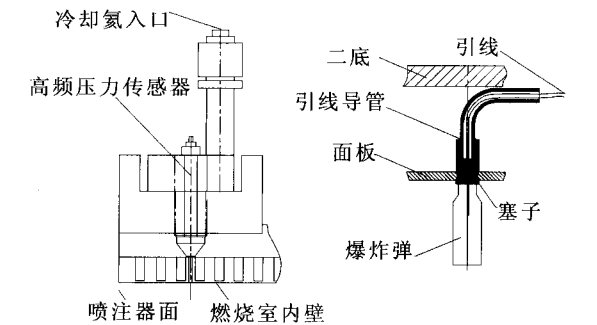


图 2 STME 缩比喷注器稳定性鉴定试验方案

Fig. 2 Testing scheme of STME subscale injectors stability rating

2.1.4 ALS 发动机缩比喷注器试验

如图 3 所示^[5], 采用烧蚀燃烧室, 在喷注器下游 68.6 mm 的室壁上安装 2 个爆炸弹, 装有 6 个高频压力传感器。共进行了 7 次动态评定试验, 室压范围 4.9~17.5 MPa。装药量 0.42~0.85 g RDX, 激起单峰过压值 2%~15%, 衰减时间<3 ms。

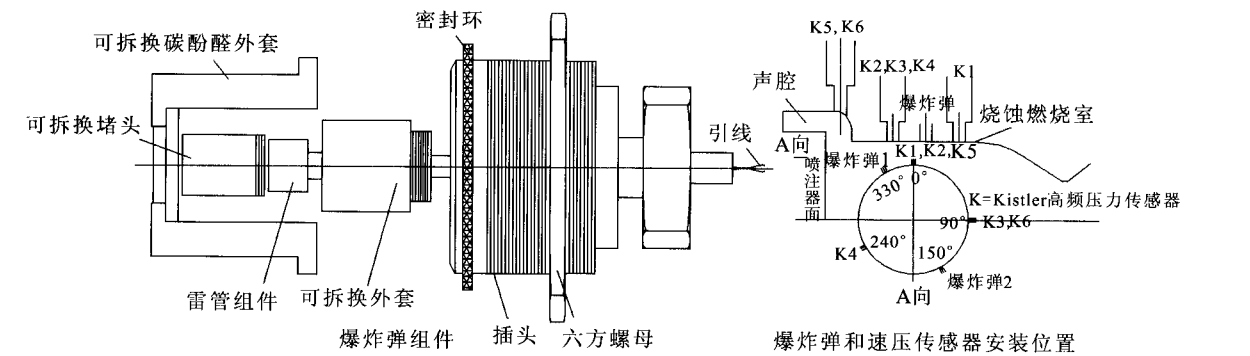


图 3 ALS 发动机缩比喷注器稳定性鉴定试验方案

Fig. 3 Testing scheme of ALS subscale injectors stability rating

2.1.5 LeRC 20 000 lbf 发动机稳定性试验

对氢氧推进剂, 采用氢喷前温度递降法; 对常规推进剂, 采用爆炸弹法, 如图 4 所示, 在头身之间加一安装环, 爆炸弹装在安装环上, RDX 装药量变化, 引爆时间间隔 200 ms。该结构可以承受 3 s 热试车。

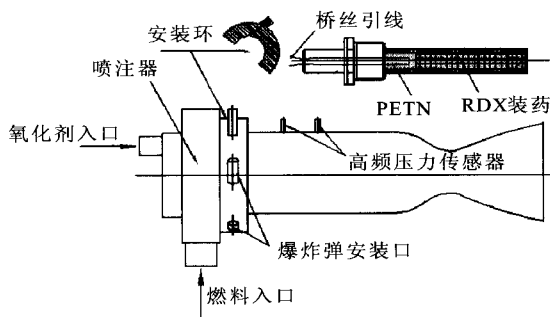


图 4 LeRC 20 000 lbf 氢氧发动机稳定性鉴定试验方案

Fig. 4 Testing scheme of LeRC 20 000 lbf engine stability rating

2.1.6 LeRC LOX/Methane 稳定性试验

额定室压 14 MPa, 在喷注器和再生冷却圆柱段身部之间的安装环由不锈钢加强外套和有氧化锆涂层的无氧铜内衬焊接组成, 用于安装爆炸弹和 3 个高频压力传感器^[7]。

2.1.7 俄罗斯动态稳定性评定情况

俄罗斯设计局早期使用的是爆炸弹扰动装置, 这些装置主要的缺点是脉冲特征的散布比较大。为减小散布, 在燃烧室入口处安装破裂压力经校准的分离膜片, 后续研制了双脉冲、3 脉冲及 5 脉冲等一系列脉冲枪扰动装置。

RD-0120 发动机室压 20.6 MPa 左右, 采用固体火药脉冲法进行了稳定性鉴定, 火药量为 1.8 g 和 3.6 g。在主级段没有激发出超过噪声脉动的不稳定。

RD-120 发动机室压 16.3 MPa 左右, 采用 RDX 火药脉冲法进行了不同工况下的稳定性鉴定, 火药量为 1 g。产生的脉冲峰值为 5.9 MPa, 单峰过压值 36%。

2.1.8 Vulcain 发动机稳定性试验

在缩比和全尺推力室上均采用爆炸弹进行了稳定性评定^[8]。此外在缩比推力室上还进行了氢降温试验, 从额定递降到 45 K, 在有/无声腔的情况下均未发生不稳定。

2.2 国内试验研究概况

国内学者和研究机构对动态燃烧稳定性的扰动方法和稳定性评估指标进行了广泛的研究^[9-10], 如表 2 所示。其中在一系列常规推进剂火箭发动机稳定性评定试验中普遍采用了定向脉冲枪扰动方法, 脉冲枪一般在身部内壁安装。

表 2 国内发动机动态稳定性评定试验情况

Tab. 2 Testing scheme of engine dynamic stability rating in China

参数	YF-X1	YF-X2	YF-X3	YF-X4	YF-X5
脉冲装药/g	3 (枪药 45)	5 (枪药 45)	0.5~3 (枪药 45)	0.4~1.2 (RDX)	1.5~2 (RDX)
最大压力半峰值占 室压百分比/%	26.8	36.7	—	58.8~171.2	100.8
扰动恢复时间/($\Delta t \cdot \text{ms}^{-1}$)	11	12	—	—	10

2.2.1 YF-X1 发动机

用两台推力室进行了 2 次脉冲评定试验。其中 1 次试车在主级段间隔 0.2 s 连续引入 3 个脉冲, 另 1 次试车在起动、转级和关机段分别引入 3 个脉冲。隔板腔内有 1 个切向脉冲枪和 1 个径

向脉冲枪, 隔板腔外有 1 个切向脉冲枪。喷前各 1 个高频速压传感器, 室压有 6 个高频速压传感器。脉冲未激起横向不稳定燃烧。

2.2.2 YF-X2 发动机

对不同隔板方案进行了 3 次脉冲评定试验。

在主级段间隔 4~5 s 连续引入 2 个脉冲。隔板腔内有 1 个径向脉冲枪, 隔板腔外有 1 个切向脉冲枪。喷前和室压各有 1 个高频速压传感器。脉冲未激起横向不稳定燃烧。其中 1 次试车由于隔板高度缩短, 脉冲引发后 0.02 s 产生了大幅的纵向高频不稳定燃烧, 导致喷嘴和隔板严重烧蚀。因载人航天工程的需要, 后续再次进行了动态燃烧稳定性鉴定试车, 试车时间 30 s, 间隔 4~5 s 引发多个脉冲。5 个脉冲枪装药量分别为 0.6~1.4 g 黑索金, 发动机动态稳定。

2.2.3 YF-X3 发动机

用两台推力室进行了 2 次脉冲评定试验, 在主级段间隔 0.3 s 连续引入 2 个脉冲。有 1 个径向脉冲枪和 1 个切向脉冲枪, 室压有 2 个高频速压传感器。

2.2.4 YF-X4 发动机

为验证声腔的作用, 进行了数 10 发脉冲评定试验, 在主级段引入切向脉冲。

2.2.5 YF-X5 发动机

首先通过挤压试车进行了带隔板/不带隔板 2 种喷注器方案的脉冲评定试验, 优选喷注器。后又进行了全尺寸发动机的脉冲评定试验。在主级段间隔 5 s 连续引入 2 个脉冲。每台推力室有 1 个径向脉冲枪和 1 个切向脉冲枪, 有 2 个室压高频速压传感器。

2.2.6 X 轨控发动机

采用脉冲枪扰动方案, 共进行了 30 多次评定试验, 包括不同 RDX 装药量和极限室压/混合比工况试验。采用铜热沉身部, 切向和径向脉冲枪置于身部同一横截面上。身部装有高频压力传感器, 与燃烧室内壁齐平安装。

3 动态燃烧稳定性评定的关键技术

3.1 扰动装置及传感器的安装和布局

CPIA655 推荐扰动装置应尽可能靠近喷注器面和室壁安装, 两处分别是纵向振型和横向振型的压力波腹处, 扰动效果最好。采用隔板或声腔以改进燃烧室稳定性后, 可能会影响扰动装置的选择, 因为采用这些稳定装置后改变了最易发

生的不稳定振型, 改变了最大敏感性的方向。在这种情况下, 爆炸弹的非定向性也是有吸引力的, 可用于测定最易发生的不稳定振型。

CPIA655 推荐通过齐平安装高频压力传感器直接测量室压来检测燃气压力的脉动。在该种方法不可行的情况下, 比如用在再生冷却推力室上, 可以通过采用氮冷传感器、测量喷前集合器腔压力和加速度传感器等方法来测量燃烧引起的压力脉动。高频压力传感器推荐安装位置如图 5 位置①和位置②所示。

对于氢氧发动机, 需要结合扰动装置和传感器的结构尺寸及布局限制, 对喷注器面、身部及安装环等几种安装方式进行传热、结构可靠性及可行性对比分析, 确定能满足再生冷却通道壁结构的推力室结构方案。

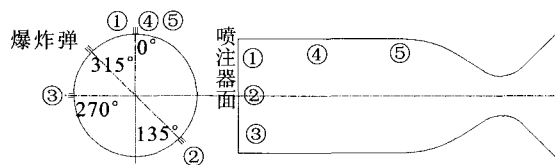


图 5 CPIA655 推荐用传感器安装位置

Fig. 5 High frequency pressure sensors locations recommended by CPIA655

3.2 评定试验用扰动装置的研制

评定试验用扰动装置要求结构尺寸紧凑, 装药量适中, 以便激发合适的压力峰值(图 6)^[1]。

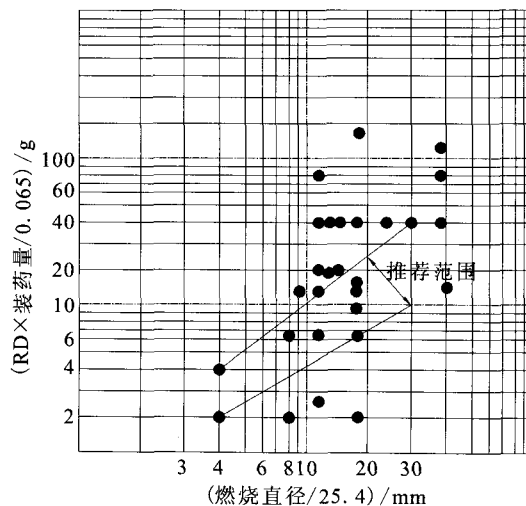


图 6 CPIA655 推荐爆炸弹 RDX 装药量

Fig. 6 Bomb explosive load recommended by CPIA655

脉冲枪扰动装置需要进行下列研究性试验：装药量选择试验、引发可靠性试验、振动试验及对接部位密封性试验等；爆炸弹扰动装置还需要补充进行下列研究性试验：壳体厚度选择试验、壳体烧蚀试验、低温适应性试验及碎片破坏性试验等。

3.3 评定试验用高频速压传感器的研究

评定试验用高频速压传感器要求结构尺寸小，响应快速灵敏，适合高温环境。为此需要优化传感器的设计，满足特殊情况下的使用要求。目前比较知名的高频速压传感器公司有 Kulite、PCB 和 Kistler 公司。其中 Kulite 公司的 WCT-312M 系列—水/气冷凝传感器（工作温度范围 $24\text{ }^{\circ}\text{C}\sim 1\text{ }093\text{ }^{\circ}\text{C}$ ）、PCB 公司的 112A、112B 系列和 Kistler 公司的 6001，适合在喷注器面板齐平安装。在身部齐平内壁安装可选用 PCB 公司的 122A（氮冷型）或 123A 系列（水冷+氮冷型）。氢、氧喷前压力测量用高频速变压力传感器可选用 kulite 公司的 CT-375M，工作温度范围 $-195.5\text{ }^{\circ}\text{C}\sim +120\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

4 结束语

通过对国内外液体火箭发动机动态稳定性评定方法进行研究分析，可以看出国外普遍采用爆炸弹扰动方式，国内没有这方面的使用经验，主要沿用脉冲枪扰动方式，但氢氧再生冷却推力室的沟槽内壁结构限制了使用通过室壁的脉冲枪插入式装置，结构实现难度较大。建议尽快开展爆炸弹扰动装置的研究。为了满足新一代运载火箭的高可靠性要求，可以通过动态稳定性评定试验，鉴定发动机的动态稳定性，确定稳定性边界，减少试车次数。

参考文献：

- [1] REARDON F H. Guidelines for combustion stability specifications and verification procedures for liquid propellant rocket engines [R]. Baltimore, Maryland: Johns Hopkins University, 1973.
- [2] DENNIS H J, HUTT J, Jr., NESMAN T. Stability testing of a modified space shuttle main engine, AIAA91-1983[R]. USA: AIAA, 1991.
- [3] DODD F E, MALINZAK R M, O'CONNOR G M. Development of a low cost 650,000 lbf thrust H_2/O_2 booster engine injector, AIAA 97-3314[R]. USA: AIAA, 1997.
- [4] STE. NAS8-37490 Thrust chamber technology: main injector technology program and nozzle advanced development program [S]. USA: NAS, 1983.
- [5] HULKA J, SCHNEIDER J A. Performance and stability of a booster class LOX/ H_2 swirl coaxial element injector AIAA91-1877[R]. USA: AIAA, 1991.
- [6] CONRAD E W, BLOOMER H E, WANHAINEN J P. Interim summary of liquid rocket acoustic-mode-instability studies at a normal thrust of 20 000 pounds NASA-TN-D-4968[S]. USA: NASA, 1995.
- [7] JENSEN R J, DONSON H C, CLAFLIN S E. LOX/hydrocarbon combustion instability investigation NASA 182249[R]. CA, USA: Rockwell International Corp, 1989.
- [8] BORROMEE J. Reliability and safety approach for Vulcan engine, IAF-88-228 [R]. [S.l.]: IAF, 1988.
- [9] 张蒙正. 液体火箭发动机燃烧不稳定性试验研究简述 [J]. 火箭推进, 2005, 31(6): 12-18.
- [10] 李龙飞, 陈建华, 洪流. 高频燃烧不稳定性的试验研究方法及面临的挑战[J]. 火箭推进, 2009, 35(2): 7-11.
- [11] 张民庆, 张蒙正, 毛根旺. 某型液体火箭发动机燃烧不稳定性鉴定实验研究 [J]. 航空工程进展, 2011, 2(2): 226-230.

(编辑：马 杰)