

高频燃烧不稳定性的试验研究方法 及面临的挑战

李龙飞, 陈建华, 洪 流, 周立新
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 采用特征时间法分析了液体火箭发动机燃烧过程的响应特性, 指出了高频燃烧不稳定性试验研究的重点。介绍了国内外典型的高频燃烧不稳定性模拟实验方法与试验装置, 认为推力室声学、低压燃烧不稳定性模拟试验以及喷嘴动力学试验研究是目前指导工程设计的主要途径, 高压燃烧过程试验和光学测量技术是未来充分认识其激励机理的关键。

关键词: 液体火箭发动机; 高频燃烧不稳定性; 响应特性; 模拟试验

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2009) 02-0007-06

Experimental method and challenge of the high-frequency combustion instability

Li Longfei, Chen Jianhua, Hong Liu, Zhou Lixin
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The responding characteristics of the combustion process of liquid propellant rocket engines were analyzed via characteristic time, and the experiment focuses on high-frequency combustion instability were pointed out. The typical simulation testing methods and test facilities were also introduced in this paper. The acoustic experimentation, the low-pressure high frequency combustion instability simulation and dynamics of injector experiments were presently regarded as the most effective approaches to engineering design. High-pressure combustion simulation experiments and the optical measuring technique were the key to the understanding of the high-frequency combustion instability mechanism.

Key words: liquid propellant rocket engine; high-frequency combustion instability; responding characteristics; simulation testing method

收稿日期: 2009-01-28; 修回日期: 2009-03-26。

作者简介: 李龙飞 (1977—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机热过程。

0 引言

高频燃烧不稳定性一直是液体火箭发动机研制中最具有挑战性的课题,它具有破坏性大、随机性强、控制难度高和强烈的非线性等特点,在很大程度上决定了发动机的性能和可靠性。各国科研机构和学者对这一课题进行了大量的研究,尤其是近二十年来,随着计算技术的发展和测试手段的提高,声、光、电与高速动态数据采集以及图象处理技术的有机结合,高频燃烧不稳定性的试验手段和方法得到了长足发展。本文采用特征时间法分析了燃烧子过程的响应特性,指出了研究的重点;介绍了国内外,尤其是俄罗斯典型的试验方法与试验装置;提出了这一课题所面临的主要挑战。

1 研究方向与重点

高频燃烧不稳定性通常表现为声学耦合振型,是燃烧室内声学推进剂的喷射、一次雾化、二次雾化、蒸发、混合和化学动力学等燃烧子过程中的一个或多个耦合的结果^[1]。因此,研究方法主要分为推力室声学特性(包括燃烧室声波、喷嘴声学特性、隔板和声腔等)和燃烧过程两个方面。“特征时间”是表征燃烧子过程对燃烧不稳定性影响程度的重要参数。如果某一子过程的特征时间比其余子过程长,推进剂的燃烧速率可近似等于该过程的速率,该过程也称为燃烧速率控制过程,它对燃烧室的压力和速度振荡表现出强烈的响应。

(1) 喷射过程。供应系统的特征时间很大,喷射通常导致低频燃烧不稳定。如果说喷射过程与高频燃烧不稳定有关,则不是指喷射本身的流量振荡,而是它导致喷雾特性,如液滴尺寸、推进剂混合与空间分布的变化,从而改变了其它过程的特征时间。

(2) 雾化过程。液体推进剂喷射后展开成液膜或圆柱射流,然后在周围气动力作用下,液膜或射流表面的扰动波增长,液膜破碎形成液滴。

由于表面波具有一定频率,因此液滴或液丝的脱落具有周期性。但这种表面波的特征波长与振荡周期很小,频率大于 10^5Hz ,该特征时间比典型的燃烧室燃烧不稳定性的振荡周期小一个量级以上^[1]。因此,雾化过程对高频燃烧不稳定性不会直接以谐振形式响应。另一方面,由于雾化生成液滴的特性,包括粒径尺寸和空间分布对液滴的蒸发速率、二次雾化以及混合起着重要作用,在振荡流场中,液滴的蒸发能激发某一频率范围的燃烧不稳定,其压力脉动的能量很容易使燃料射流中的大液滴产生二次破碎,导致液滴的燃烧速度甚至提高一倍,从而提高了燃烧场中的局部能量释放,成为高频燃烧不稳定驱动源之一。

(3) 蒸发与混合过程。以液相喷注的火箭发动机,燃烧室的高温燃气通过对流换热将热量传递给液滴。液滴表面的热量部分传递到液滴内部,提高液滴内部和表面的温度,其余热量用于维持液滴表面的相变并增加表面的蒸汽温度。研究表明^[2],对于液态推进剂,蒸发过程是相对较慢的,高频燃烧不稳定性的振荡周期与液滴加热时间有相同的量级,因此,它是燃烧速率控制过程,同时也是激发高频燃烧不稳定性最重要的机理。但对于像液氧/煤油高压补燃循环发动机而言,煤油工作在超临界压力下,并且经过冷却通道加热后,表面张力大大降低,液滴偏离球形,气液边界很模糊或不存在,液滴蒸发时间大大减小。对于全流量补燃循环发动机,推进剂以气相喷射,蒸发时间非常短或根本不存在。此时,蒸发过程不再是燃烧过程的控制过程,而混合过程对能量的释放起决定性作用,成为燃烧速率控制过程。

(4) 化学动力学过程。液体火箭发动机燃烧室工作在高压高温环境下,化学反应非常快,并且化学反应速率振荡也小。

综上所述,对于推进剂液相喷注的火箭发动机,蒸发过程是主要的激励机理,而对于如液氧/煤油补燃循环或全流量补燃循环发动机,混合控制了燃烧过程,是导致高频燃烧不稳定性的主要因素。雾化对液/液或气/液喷注的发动机高频燃烧不稳定性都起了非常重要的间接作用。因此,从燃烧的角度来看,高频燃烧不稳定性研究的方向

向要根据推进剂喷射的相态,重点研究蒸发或混合以及喷雾过程。

2 试验方法

高频燃烧不稳定性是液体火箭发动机研制中的技术关键,它贯穿发动机的模样、初样和试样等各个阶段。我国在高频燃烧不稳定性试验研究方面相对落后。美国、俄罗斯等在这方面采取不同的途径,均取得了良好效果。其中,美国模拟试验方法主要保证推力室中所有的流动过程,采用全尺寸结构的推力室或切割部分推力室、真实的推进剂、压力以及多喷嘴喷注器,试验工况接近于真实发动机。而俄罗斯多采用低压模拟试验方法,如喷嘴动力学试验。

2.1 喷雾特性试验

早期的喷雾试验方法有捕获法、石蜡滴凝固法、普通照相法等,采用模拟介质,如水等替代实际推进剂。由于两者密度、粘度、表面张力以及实验环境等各种因素的影响,研究结果实用性差。随着液氧/煤油、液氢/液氧等无毒推进剂的广泛使用,喷雾试验趋于使用真实推进剂,试验环境也在高反压舱内进行,测试技术发展了非干涉光学测量,如激光全息技术、相位多普勒粒子分析仪(PDPA)、高速摄影、基于 Mie 散射技术的液滴直径分析仪等。喷雾模拟试验需重点考虑的是如何使用物性相似的模拟介质、运用哪种模拟准则以及如何建立相似的喷雾环境。大气环境下,撞击式喷嘴雾化试验主要模拟射流的撞击动量,离心式喷嘴主要考虑喷嘴压降,气液同轴式喷嘴主要考虑喷嘴的气液动量比。模拟准则也主要基于上述参数。由于超临界条件下的雾化与亚临界差别很大,近年来喷雾试验主要集中在超临界条件下,但超临界条件下的喷雾试验模拟准则和模拟环境的选取是现代喷雾试验的关键。

2.2 喷嘴动力学

喷嘴不仅是推进剂燃烧的组织者,同时也是燃烧室/燃气发生器和供应系统之间扰动的重要传递环节,起敏感元件、放大器、相位调节器和激励器的作用^[9]。研究表明,燃烧室或供应系统发生

脉动时,喷嘴的内流场、喷雾结构、液膜的表面波、液滴的密度等都会相应地发生变化。因此,研究供应系统推进剂振荡和喷雾场之间流量振幅、相位等动态传递规律是研究喷注器释热振荡的关键。认识了这一规律,通过设计不同动态特性的喷嘴和合理布置喷注单元,就可抑制不稳定燃烧的发生。因此,喷嘴动力学及喷雾场动态特性研究对于认识不稳定燃烧机理,解决不稳定燃烧具有重要意义。如我国在研制某重点型号发动机时,在研制过程中出现频率为 850~900Hz 的主导振型,采取的措施是改进喷注器结构、合理分布喷注器流强,改变了喷嘴的动态特性。

图 1 给出了一种喷嘴动力学实验系统示意图^[9]。推进剂供应系统管路上布置了特定的流量脉冲发生器,提供频率可调的流量振荡。

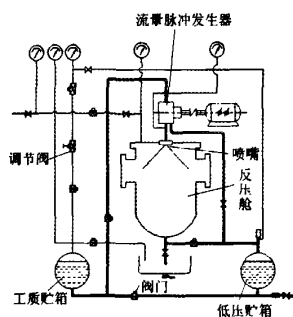


图 1 喷嘴动力学试验系统

Fig.1 Dynamics test system for injector

2.3 高压燃烧过程

近些年,燃烧不稳定性试验研究的重大进展是采用高压模拟燃烧室,使用非定常光学测量,如发射光谱和激光诱导荧光技术(PLIF)对燃烧区的化学成分进行二维成像,测量不稳定燃烧过程的 CH、OH 组分瞬时分布,分辨出燃烧脉动敏感区。

各航天大国都拥有各自的高压燃烧研究试验台,如德国航空航天研究中心(DLR)的 P8 高压燃烧台、法国 ONERA 的 MASCOUTTE 试验台和美国 JPL、宾州理工大学的高压燃烧台等。其中,德国的 P8 试验台,在技术和功能上比较领先,燃烧室布置光学视口,燃烧室压力达到 10MPa,可研究亚/超临界压力下推进剂的喷注、

混合、蒸发和燃烧特性,为认识燃烧特性以及燃烧不稳定性激励机理提供依据。此外,德国DLR建立了CRC试验装置,主要用于评估隔板和声腔对燃烧稳定性的影响,适用于小型液体火箭发动机试验。

2.4 推力室声学特性试验

事实上,通过改变或控制基本燃烧过程而防止给振荡系统供应能量的方法,在现阶段还没有取得任何实际进展。工程上最可靠的方法是采用声腔和隔板等,其机理是把最不稳定振型的振荡能量耗散掉,但目前还没有声腔和隔板通用的设计准则,推力室声学试验可以较准确地确定燃烧室固有频率,验证声腔、隔板和喷嘴的有效性。

文献[5]论述了燃烧室声学特性模拟实验原理。文献[6]对液氧煤油气液同轴直流离心式喷嘴的声学特性进行了模拟实验,获得了喷嘴长度、节流嘴直径对燃烧室声学特性的影响规律。本文使用该声学模拟实验系统,研究了隔板高度 h 和隔板间隙 Δd 对燃烧室声压衰减率 δT_n 的影响(如图2所示),其中振荡衰减率表示为:

$\delta T_n = -\frac{1}{n} \ln \frac{A_n}{A_1}$ 。从图2可以看出,隔板高度增加,衰减率增加;隔板间隙在0.2mm左右衰减率较大。

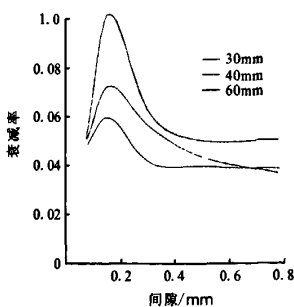


图2 隔板间隙对燃烧室声压衰减率的影响

Fig.2 Influence of interval between the clapboards on acoustic attenuation

2.5 低压燃烧不稳定性模拟试验

历史上,俄罗斯在多个型号发动机研制中出现了高频燃烧不稳定性。最初试图通过建立试验台激发高频振荡来解决这一问题。但研究发现,

用真实的发动机和真实推进剂进行的研究根本行不通。最后,俄罗斯借鉴航空发动机的已有经验,建设了模拟试验台。试验表明,用模拟燃烧室在1atm下也可以产生高频振荡,并且该振荡与真实发动机燃烧室内的高频不稳定燃烧类似。由此,他们首先发展了低压模拟试验技术,并陆续解决了包括RD-0110、RD-120、RD-170发动机在内的高频燃烧不稳定性问题。文献[7~9]比较详细地介绍了俄罗斯液/液推进剂喷嘴高频燃烧不稳定性低压模拟试验的结果,试验系统见图3,模拟喷嘴见图4。模拟燃烧室直径分别为280mm和196mm;模拟喷嘴采用套筒式,喷嘴直径为6mm、12mm、18.4mm和23.5mm,长度为6mm~250mm。推进剂采用空气和煤油,燃烧室余氧系数变化范围为 $\alpha=0.6\sim 1.6$ 。

文献[10]介绍了单喷嘴高频燃烧不稳定性试验模拟方法;文献[11]论述了全尺寸头部燃烧室高频燃烧不稳定性低压燃烧模拟实验的原理。这两套模拟系统对于燃烧室为气/液推进剂和气/气推进剂是有效的。

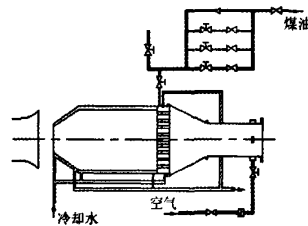


图3 高频燃烧不稳定性模拟试验系统

Fig.3 Simulated testing system

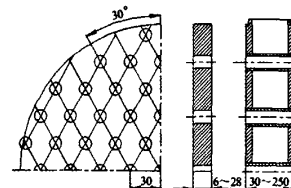


图4 模拟喷嘴器 ($\bar{f}=0.134$)

Fig.4 Simulated injector

2.6 燃烧稳定性评定技术

液体火箭发动机高频燃烧不稳定性评定的目

的是确定起动、转级和额定工况的燃烧稳定性及其稳定性边界, 这对于运载火箭尤其是载人工程的动力系统必不可少。常用的试验方法是在发动机实际工作时, 从燃烧室特定位置加入外部脉动扰动, 测量燃烧室对这一脉动的响应, 通常用振荡衰减率来表征。俄罗斯化学机械研究所等研制了一系列扰动装置, 包括激波管、火药药柱扰动装置等, 能在预定时刻对燃烧室施加预定强度的脉冲扰动, 其中在一次热试车中最多可施加五次扰动。

3 面临的主要挑战

高频燃烧不稳定性经过数十年的研究, 取得了丰硕成果, 但与完全认识和解决这一问题还有很长距离。目前存在以下主要挑战:

(1) 推进剂的喷射、雾化特性是计算推进剂蒸发、混合和反应速率的初始条件, 是建立燃烧不稳定性模型的关键参数。而喷雾的形成是一个难以模拟的复杂过程, 只有通过试验来获得。遗憾的是, 液体火箭发动机燃烧室的高温高压环境难以测量热试发动机的液滴尺寸和速度, 目前仍借助于冷流雾化试验。由于冷流雾化试验所在的环境与热试截然不同, 并且冷流试验所用模拟液的表面张力与粘性往往也与真实推进剂不一致。因此, 选取有效的模拟准则、建立相似的试验环境, 建立冷流雾化试验数据与热试之间的关联式就成为研究的挑战之一。

(2) 隔板被广泛用于抑制液体火箭发动机的高频燃烧不稳定性, 如 F-1 和 RD-120 发动机, 但隔板抑制燃烧不稳定性的理论还不成熟, 隔板燃烧室的声学特性、平均流与声波的相互作用过程基本不清楚。因此, 对于新型发动机隔板设计带来很大困难。

(3) 缩比低压模拟试验有助于发展高频燃烧不稳定性分析技术, 能在全尺寸热试车前选择相对最佳的部件结构, 获得尽可能多的燃烧稳定性信息。具有结构简单、成本低、风险小和易于观察的突出优点, 但建立模拟试验所需的模型相当困难, 模拟试验结果换算到实际条件下的换算准

则是技术关键。

(4) 高压燃烧技术是充分认识高频燃烧不稳定性必不可少的技术途径。高压燃烧中的定性信息包括燃烧区结构、点火和火焰保持特性以及单元内的混合特性, 定量信息包括液滴尺寸和速度、火焰振荡特性、表面波和脉动频率以及压力与温度变化。非介入式光学燃烧诊断设备, 如 Raman 光谱仪、平面激光诱导荧光、激光纹影仪、液滴尺寸测量仪以及其它表征燃烧过程的光学技术是重要的测试手段, 能对温度、组分进行瞬时局部测量, 对了解高频燃烧不稳定的激励机理具有非同寻常的意义。这是高频燃烧不稳定试验研究的方向之一, 但高压燃烧环境下如何使用这些测试手段是一个需要重点考虑的问题。

4 结论

随着人类空间活动进入一个新时代, 液体推进系统的重新关注使燃烧不稳定问题再次受到重视, 尤其是近年来对液氧/甲烷发动机的燃烧不稳定性表现了浓厚的兴趣。对高频燃烧不稳定性试验研究的方法进行了初步探讨, 得到如下结论:

(1) 对于液/液推进剂喷注的发动机, 蒸发是高频燃烧不稳定性主要控制过程, 而对于气/液或气/气补燃循环发动机, 混合是主要控制因素。试验研究应该重点研究这些过程。

(2) 推进剂的雾化对高频燃烧不稳定性起到重要的间接作用, 超临界条件下喷雾模拟试验是目前研究的重点。模拟准则和模拟环境如何选取, 以及如何建立冷流雾化试验数据与热试之间的关联式是研究所面临的挑战之一。

(3) 推力室声学特性、喷嘴动力学以及低压热模拟试验研究在工程应用上具有非常重要的意义; 高压燃烧试验对于深入认识高频燃烧不稳定性的机理是必不可少的方法。

(4) 结合俄罗斯低压模拟试验方法和美国、德国等的高压燃烧技术, 充分利用现代计算机的成果和光学测量手段, 同时加大数值模拟研究力度, 是我国高频燃烧不稳定性研究的有效途径。

(下转第 36 页)

的下降。因此, θ 并非越大越好。

3 结论

对逆流推力矢量喷管方案中相关几何参数的选择问题进行了讨论, 通过分析确定了二次流通道高度 G 、和外套管几何参数(轴向长度 L 、横向高度 C 以及壁面出口边缘斜切角 θ) 对该射流式矢量喷管气动性能的影响, 得到了下列结论:

(1) G 的增加提高了推力矢量角, 减少了合成推力系数。较小的 G 更容易导致主流附体, 而较大的 G 也会带来重量增加等不利因素。

(2) L 的增加也提高了推力矢量角而减少了合成推力系数, 且这种提高是比较明显的。 L 的增加, 也增加了外套管内剪切层的混合范围。同时 L 的增大也会使主流更加易于附体。

(3) C 的变化存在一个最佳值, 对应的推力矢量角最大, 在本研究中的最佳值为 $C/H=1$ 。

(4) θ 的变化对二次流流量、矢量角以及合成推力系数的影响均比较小, 但却决定了最大的矢量角。较大的 θ , 能获得较好的气动性能, 但易

于导致流动分离, 矢量角减小。

参考文献:

- [1] Hamed A, Laskowski G A. Parametric Study of Slot Injection Thrust Vectoring in a 2DCD Nozzle[R]. AIAA 97-3154.
- [2] Yagle P J, Miller D N, Ginn K B, et al. Demonstration of Fluidic Throat Skewing for Thrust Vectoring in Structurally Fixed Nozzles[R]. 2000-GT-0013, May 8-11, 2000.
- [3] Deere K A, Berrier B L, Flamm J D. A Computational Study of a New Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Concept[R]. AIAA 2005-3502.
- [4] Strykowski P J, Krothapalli A. The Countercurrent Mixing Layer: Strategies for Shear-layer Control [R]. AIAA93-3260.
- [5] Strykowski P J, Krothapalli A, Forliti D J. Counterflow Thrust Vectoring of Supersonic Jets[R]. AIAA96-0115.
- [6] Flamm, J D. Experimental Study of a Nozzle Using Fluidic Counterflow for Thrust Vectoring[R]. AIAA98-3255.
- [7] 杨建军. 逆流控制的推力矢量喷管气动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 11 页)

参考文献:

- [1] Yang Vigor, Anderson E William. Liquid rocket engine combustion instability[M]. The American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995.
- [2] 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.
- [3] Базаров В Г. Динамика жидкостных форсунок [M]. Москва: Машиностроение, Россия, 1979. г.
- [4] Жданов В И. Автоколебания в жидкостных центробежных форсунках[D]. Москва МАИ 2007.г.
- [5] 张蒙正, 张志涛, 杨国华, 等. 燃烧室声学特性模拟实验及应用[J]. 实验技术与管理, 2007, 24(8): 44-47.
- [6] 李龙飞, 陈建华, 张蒙正, 等. 液氧煤油气液同轴直流离心式喷嘴的声学模拟实验研究[J]. 火箭推进, 2006, (2): 1-5.
- [7] Малинин Б.И. Влияние конструктивных параметров форсуночной головки модельной камеры сгорания ЖРД на возбуждение в ней поперечных колебаний газа[J]. ПМТФ. 1993, (6).
- [8] Малинин Б.И. Взаимосвязь акустических свойств - форсуночной головки и камеры сгорания ЖРД с возбуждающимися поперечными колебаниями газа [J]. ПМТФ. 1994(6).
- [9] Малинин Б.И. Длина пламен при отсутствии и наличии поперечных колебаний газа[J]. ИЗВ. РАН. Энергетика. 1998(4).
- [10] 张宝炯, 孙敬良, 等译. 液体火箭燃烧装置模拟、设计和分析[C]. 第二届国际液体推进会议论文集, 1996.
- [11] 张蒙正. 高频燃烧不稳定性全尺寸头部燃烧室低压燃烧模拟实验的原理及实现 [J]. 实验技术与管理, 2008, (10).

(编辑: 王建喜)