

液体火箭发动机系统振荡及稳定性研究进展

董 蒙¹, 谭永华², 邢理想¹, 徐浩海²

(1. 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;

2. 中国航天科技集团有限公司 航天推进技术研究院, 西安 710100)

摘 要: 针对液体火箭发动机中与阀门相关和与燃烧组件相关的两类重要振荡, 阐述了发动机系统振荡现象、振荡模式以及稳定性的研究进展。结果表明, 与阀门相关的振荡主要表现为阀门自身和与管路系统耦合的两种不稳定振荡模式; 重点是振荡敏感参数分析, 难点在于自激振荡临界稳定参数的获取和振荡频率的辨识。与燃烧组件相关的振荡表现为与供应系统耦合的燃烧不稳定、与喷注过程耦合的燃烧不稳定以及燃烧过程自身不稳定三种模式; 流量型稳定性机理研究较成熟, 内在稳定性机理准确建模相对匮乏; 对时滞模型的进一步探究和对燃烧过程数学模型的深入完善是今后系统级燃烧不稳定振荡研究的重难点。

关 键 词: 液体火箭发动机; 阀门相关振荡; 燃烧组件相关振荡; 振荡模式; 系统稳定性; 燃烧不稳定

中图分类号: V434

文献标志码: A

Research progress on system oscillation and stability of liquid rocket engine

DONG Meng¹, TAN Yonghua², XING Lixiang¹, XU Haohai²

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

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China)

Abstract: In view of two kinds of important oscillations related to the valve and the combustion component in liquid rocket engine, the research progress of the oscillation phenomenon, oscillation mode and stability of the engine system was expounded. The results showed that the oscillations related to the valve were mainly manifested as the instability of the valve itself and the coupling instability of the pipeline system. With focus put on sensitive parameter analysis, there existed difficulty in obtaining critical stability parameters and identifying oscillation frequency of self-excited oscillation. The oscillations related to the combustion component included three modes: combustion instability coupled with the feed system, combustion instability coupled with the injection, and instability in the combustion process itself. The research on the flow-type stability mechanism was relatively mature, but there was a relative lack of accurate modeling of the intrinsic stability mechanism. The further exploration of the time-delay model and the improvement of the combustion process will be the focus and difficulty of future system instability oscillation research.

收稿日期: 2022-01-20

作者简介: 董蒙(1993—), 女, 博士生, 主要从事液体火箭发动机系统设计方面的研究。

引用格式: 董蒙, 谭永华, 邢理想, 等. 液体火箭发动机系统振荡及稳定性研究进展[J]. 航空动力学报, 2023, 38(12): 2919-2936. DONG Meng, TAN Yonghua, XING Lixiang, et al. Research progress on system oscillation and stability of liquid rocket engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(12): 2919-2936.

Keywords: liquid rocket engine; oscillations related to valve;
oscillations related to combustion component; oscillation pattern; system stability;
combustion instability

液体火箭发动机是复杂的动力系统,各个组件动态响应的特征时间常数相近,响应过程的耦合程度高,易出现局部或全局系统稳定性问题。在液体火箭发动机研制过程中,常采用零维或一维动力学和运动学方程进行系统动力学建模,进而描述发动机工作时的动态特性。系统级振荡一般指能够利用系统级模型完成分析研究的振荡,涉及大部分低频以及部分中、高频振荡。随着系统动力学的发展和系统模型的不断精细,系统振荡和稳定性分析所适用的频率范围已经拓宽至 1 阶纵向声学频率。

液体火箭发动机系统级振荡包括阀门-管路系统自激振荡、燃烧组件-发动机局部系统耦合振荡、箭体-发动机纵向耦合振荡(POGO)、泵汽蚀自激振荡、燃气掺混冷凝耦合振荡等。目前已有大量文献论述 POGO 问题,而泵汽蚀自激振荡和燃气掺混冷凝耦合振荡在系统级的研究较少。近些年,在发动机中阀门-管路系统自激振荡和燃烧组件-发动机局部系统耦合振荡现象频繁出现,相关性研究较为丰富,本文重点关注此两类振荡,从发动机系统级角度出发,详细论述其研究进展。

阀门与燃烧组件是液体火箭发动机系统中动态特性极其强烈的两个组件。由于滑阀阀芯的随动性,其动态特性需用 2 阶非线性弹簧振子模型描述,当流体压力范围较大时,系统参数极有可能出现跨过稳定临界阈值带的现象,发生稳定性与稳定程度的变化。燃烧组件不仅是一个存在复杂内反馈的子系统,又是产生系统振荡的激励源。当燃烧组件与局部系统耦合产生振荡时,两者内部都会产生较大振荡;当燃烧组件由于内反馈子系统的失稳造成固有燃烧不稳定而成为振源时,又会引起其他组件的受迫振荡。

当系统中存在一个明显的机构,可以产生周期性激励,此时在系统某点上发生的共振称为受迫振荡,如图 1(a)。在某些情况下,强迫机构并不能明显分辨,该振荡系统称为自激振荡系统,此时在系统某点上产生的共振称为自激振荡,如图 1(b),图中 K 为放大系数。在不考虑箭体影响时,液体火箭发动机系统是典型的自激振荡系统,除造成破坏性振荡外,系统振荡一般表现为在某

个频率下的等幅振荡。然而,当系统振荡明显是由某组件或局部系统不稳定引起时,系统其他部分的振荡传播也可采用受迫振荡理论进行分析。

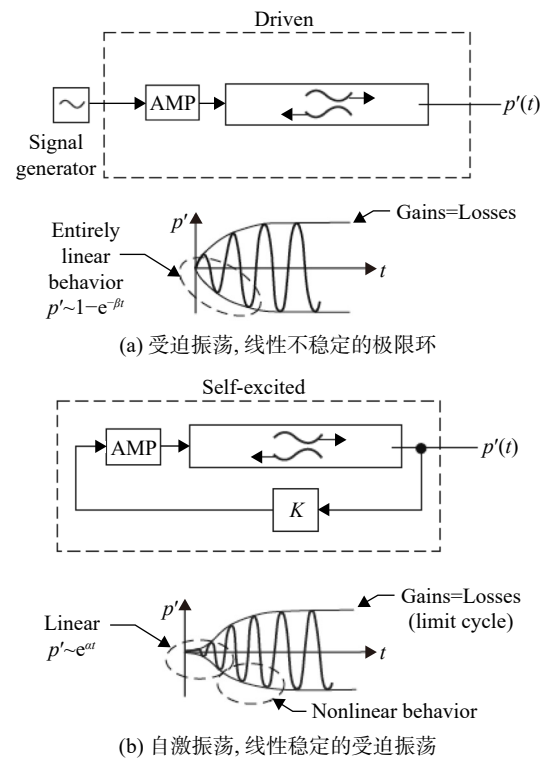


图 1 受迫振荡与自激振荡^[1]

Fig. 1 Forced oscillation and self-excited oscillation^[1]

当发动机系统中存在自激振荡时,可能存在两种振荡方式。如图 2 所示,当系统处于全局稳定区域时,在任意扰动下,系统均收敛至平衡点。当扰动较小时,系统变量将随着扰动消失逐渐衰减,当扰动超过某一阈值时,出现等幅振荡现象,当扰动再增大时,可能会出现振荡发散或另一幅值的等幅振荡,该现象称为硬激励自激振荡,此时发动机处于局部稳定区。当系统参数在某范围内变化时,任意大小的扰动最终皆使变量趋于等幅振荡状态,该现象称为软激励自激振荡,此时发动机处于不稳定区。工程中常见的自激振荡属于软激励自振,只需很小的扰动就能激发大幅振荡,此时可通过平衡点的稳定性判断系统是否发生自激振荡。根据李雅普诺夫近似定理,原始非线性系统的平衡点稳定性可通过相应的线性系统稳定性来判断。发生自激振荡的系统存在自然反

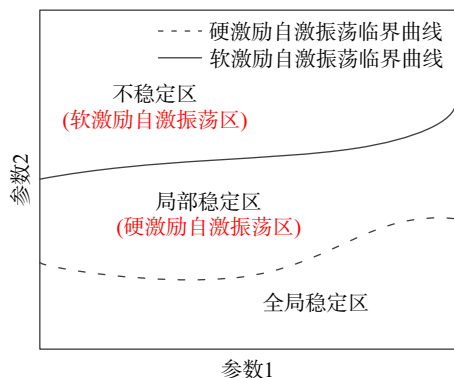


图 2 软硬自激振荡示意图

Fig. 2 Schematic diagram of soft and hard self-excited oscillation

馈,可作为闭环系统分析,根据动力学框图建立各环节传递函数,由于各过程之间耦合的复杂性,必须结合反馈控制理论分析液体火箭发动机动力学特性。特别地,当系统存在硬激励自振现象或非线性较强不可忽略时,需采用非线性理论分析。

1 发动机系统振荡现象

1.1 阀门相关振荡

阀门是液体火箭发动机系统调节控制的核心组件,包括单向阀、减压阀、调节器等。阀门引起的发动机系统振荡与阀门自身稳定性和其与发动机工作过程的匹配性均相关。当原本稳定性较好的阀门装在发动机回路中时,也可能因为工作不匹配,产生不稳定;同样地,当阀门在液流试验台上不稳定,也不能说明其在发动机上一定不稳定。

对于气动阀门,日本 H-II 火箭在飞行过程中 LE-7 发动机氦气吹除系统和贮箱增压系统均出现压力振荡,其原因是气体减压阀的固有频率与氦气管路的固有频率一致,从而产生共振^[2]。通过减小单向阀弹簧弹力,并增加压降的改进设计后,单向阀在小流量工况下可靠打开,系统压力振荡消失。之后将此改进设计应用至 H-IIA 火箭的 LE-7A 发动机中。

美国航天飞机主推进系统中利用氦气完成密封腔的吹除及液阀门的气体控制功能,试验中发现由于氦气输送系统中的减压阀未可靠打开,从而产生不稳定振荡^[3]。随着进口压力的增加,振荡幅值显著增加。经大量试验测试,最终通过声学振型预测的系统仿真和结构优化改进了减压阀设计。

我国在某型气动阀的通气振动试验中,随机

振动条件使阀芯发生了较大的振颤,且在随机振动停止后,此振颤状态一直维持,属于典型的自激振荡^[4]。而对于中等摩擦力工况,在较小的振动扰动条件下,阀门工作稳定,但在较大扰动条件下,阀芯发生振颤,符合硬激励自振特征。

对于液体阀门,由于阀门自身特性,流路系统可能会产生自激振荡。在某次发动机试车过程中,由于小流量状态下单向阀阀芯振颤,从而在氧系统中引入了持续激励源,形成氧供应系统-预燃室的耦合振荡,最终造成发动机结构大幅振动,试车中止^[5]。后续为探究振荡是否来源于单向阀,进行了单向阀的液流试验,在与试车相同的出入口压力条件下,成功复现了单向阀的自激振荡现象。

在液体火箭发动机中,流量调节器作为推力调节的核心元件,对发动机的特性影响甚大^[6-7]。流量调节器内部存在压力自反馈,具有流量调节与稳定的作用,与发动机的静态和动态特性息息相关,因此调节器与发动机的工作匹配性至关重要。发动机与调节器两个高阶系统的耦合,通常表现为低频振荡。某型流量调节器在起动工况下,出现流量振幅达 12%、频率为 90 Hz 的自激振荡,且在所研究的全部工况下振荡频率不变^[7]。在调节器起动冷调挤压系统试验中,多型发动机调节器也频繁出现起动工况压力脉动较大的问题,且随调节器及管路系统的不同,振荡频率也不同。在我国液体火箭发动机地面试车过程中,流量调节器副路在起动流量工况下频频出现 94 Hz 的振荡,此时流量调节器前后压力皆有较大响应^[8]。此外,多型发动机在转级过程中也常常伴随 100~200 Hz 的振荡频率,且随着调节器开度变化,振荡频率和幅值也发生变化。

1.2 燃烧组件相关振荡

20 世纪 30 年代,液体火箭发动机中出现的燃烧不稳定问题进入研究者的视野。早期,美国投入大量资金用于解决 F-1 发动机燃烧不稳定问题,总计试验喷嘴 108 种,全尺寸试验 2 000 多次^[9]。

1964 年, NASA 刘易斯研究中心利用改装的 RL-10A-1 发动机测试推力从 10%~100% 变化时发动机系统稳态和动态特性,由于低工况时液氧沸腾,从而还未达到预期推力时便出现了低频振荡^[10]。为消除低频振荡,在氧化剂供应管路中注入占液氧质量流量 0.4% 的氦气或占液氧质量流

量4%的氧气,可以在10:1节流范围内消除低频燃烧不稳定。另外,测试了三种不同压降的喷注器,随着喷注压降增加,低频燃烧不稳定发生的节流工况越低。

从2004年开始,普惠公司在液氧液氢发动机RL-10基础上,研制了通用可扩展低温发动机(CECE),采用高压降氧喷注器,经过多轮测试,获得了17.6:1的节流能力^[11]。该发动机在低工况时也出现了低频燃烧不稳定现象,在氧喷注器中采用隔热材料或在氧化剂供应管路中注入氦气都可以消除低频燃烧不稳定,增加稳定性裕度。

实质上,注气会对氧化剂供应系统产生两种影响,一种是气体注入为供应系统引入了潜在的不稳定性而产生消极影响,一种是密度降低使喷注器压降增加而产生积极影响,最终稳定与否取决于两种影响的大小^[10]。薛帅杰等^[12]通过在管路注气对喷注过程开展试验,发现注气能显著改变敞口型离心喷嘴的雾化过程及稳定性特征,注气后喷注过程出现明显振荡,且随着注气量增加,喷注过程的振荡频率降低。除此之外,俄罗斯学者Bazarov研究表明,气体注入可能会导致出现高频压力波动^[13]。

洛克达因公司为阿波罗登月而研制的深度变推力发动机SE-10,通过使用注入氦气的方式达到深度节流目的,但发动机在低工况时出现200~500 Hz的低频燃烧不稳定,而低工况时注入氦气并没有消除低频振荡^[14-16]。因此,对于小姿轨控发动机,注气不一定能通过增加喷注器压降以实现稳定深度节流。

20世纪80年代,在航天飞机主发动机(SSME)地面试验中,发动机直接从额定工况关机时,在氦气吹除期间,燃料预燃室出现低频燃烧不稳定现象,在预燃室与供应系统中表现为较大的压力振荡^[17]。虽然此时发动机处于推力下降阶段,燃烧不稳定对发动机性能影响不大,然而所产生的压力振荡使涡轮泵承受较大的负载并引起增强火花点火器(ASI)管路振荡。为降低SSME设计维护成本,NASA专门赞助了关机过程中的低频燃烧不稳定性专项研究^[17-19]。

法国的Vulcain是采用发生器循环方式的液氧液氢发动机。关机时,先关闭氧化剂发生器阀(VGO),短时间后再关闭燃料发生器阀(VGF),最终随着氧化剂主阀关闭(VCO),发动机工况逐渐降低、系统压力减小,期间当喷注压力降至阈

值时,氦气开始吹除。但在VGO关闭不久后,室压便出现低频振荡现象^[20]。

我国自研制发动机以来,常规液体火箭发动机在试车过程中常出现大振动现象,具体表现为900 Hz的中频流量型供应系统与预燃室的耦合振荡,在供应系统与预燃室皆产生较大响应。当采取氧化剂供应管路上的减振措施时,振荡反而变大,也证明这是与供应系统极为相关的耦合振荡模式^[21]。相似的,某型补燃循环液氧煤油发动机在整机试车中曾出现额定工况下753.8 Hz、低工况下666 Hz的压力脉动,且低工况下压力脉动幅值更大,符合流量型稳定性机理^[22]。另外,在大型液氧煤油发动机预燃室缩尺件热试过程中也出现了470 Hz与预燃室1阶纵向声学频率相关的振荡,导致试验件破坏,最终采取调整供应系统局部管路长度与预燃室结构等措施消除振荡^[23]。实际上,相较于额定工况,变推力液体火箭发动机的低工况更容易出现不稳定。在某大范围变推力发动机富氧预燃室在5:1变工况热试过程中,低工况出现明显的低频振荡问题,后采用双通道喷注器以改善发动机低工况性能,并减少振荡^[24]。

1.3 评 述

与阀门相关的振荡频率较低,一般都属于系统级振荡。从文献描述可见,由于阀门中存在可运动机械部件,无反馈的单向阀与自反馈式的调节阀皆有可能引起系统不稳定,易形成流体与机械耦合振荡。与阀门相关的振荡特征较容易识别,能够有效剥离出相关子系统,进而专门进行地面振荡机理探索试验,找出抑制措施。一般所采取的措施为调整阀门结构参数,避开与其他组件或子系统的共振频率。

如前述,国内外液体火箭发动机研制过程中皆发生过不同程度的燃烧不稳定问题,且常在大范围变工况、起动或关机时出现,此时系统参数偏离设计的额定值较远,稳定裕度较差。相较于与阀门相关的试验而言,燃烧稳定性相关的热试验实施难度更大,不稳定振荡现象复现性较差,不稳定机理更为复杂。若出现与燃烧组件相关的不稳定,国外多采用注气或者改变管路参数来抑制振荡,我国则常常通过增加不同类型的阻力元件或调整供应系统中的阻力元件的位置、压降来达到抑制振荡目的,在不能达到改善目的的情况下,才会考虑较为复杂的改变燃烧组件结构等措施。

2 发动机系统振荡模式

2.1 阀门-发动机系统

2.1.1 阀门自身振荡

阀门自身振荡的特征是即使不存在管路, 直接在阀门出入口施加边界条件, 也会由于自身特性较差而出现振荡。如图 3 所示, “ δ ”表征变量的无量纲偏差, x 为位移, p 为压力。阀门模型由阀芯运动部件与阀门所受流体作用以及流体边界条件组成, 阀门流体作用对阀芯运动的反馈使系统阻尼系数减小从而发生不稳定。

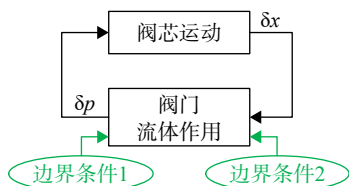


图 3 阀门自身振荡结构框图

Fig. 3 Block diagram of valve self-oscillation

学者们研究阀门自身不稳定的影响因素包括阻尼结构、流体惯性和压缩性、液动力、摩擦力以及流阻系数。舍维科夫^[25]发现流量调节器腔道内阻尼孔、液体惯性及压缩性等参数对系统振荡及稳定性的影响很大。而对于阀门而言, 液动力是极其重要的参数之一。瞬态液动力由于数值较小且难以获得, 因此常在系统级模型中被忽略。稳态液动力可以通过流场计算获得, 它随阀芯位移和压降的变化而变化^[26]。稳态液动力总是使阀芯趋于关闭, 当开口很小时液动力达到最大值, 其对阀门的稳定控制性能影响较大^[27]。当阀芯运动与液动力之间存在正反馈关系时, 会在流体系统中引入负阻尼, 有可能造成滑阀的不稳定工作^[28]。陈二锋等^[4]针对气动阀门产生自激振荡的机理进行了研究, 发现库伦摩擦力是影响阀门工作稳定性的重要因素。库伦摩擦阻尼系数在平衡点附近较大, 可增强稳定性, 远离平衡点时数值较小, 稳定性减弱, 造成阀门的硬激励自激振荡。刘上等^[5]研究了单向阀产生自激振荡机理, 单向阀节流口流阻系数对开度变化非常敏感, 当流量发生剧烈变化时, 流路系统的压差大幅变化, 进而使得单向阀阀芯以较高频率打开与关闭, 最终形成自激振荡。此外, 阀门中流体与阀芯的相互作用虽会带来自身稳定性问题外, 但也可合理地利用其高阶系统的频率特性来抑制压力波动^[29]。

2.1.2 阀门-管路系统耦合振荡

阀门除自身振荡之外, 也可能存在某一工况下稳定的阀门置于不合适的管路参数中产生不稳定振荡的现象。阀门与管路形成闭环系统, 如图 4 所示, 此时系统振荡与管路参数相关, 可通过调整管路参数来消除振荡。典型地, Funk^[30]、Hayashi 等^[31-32]研究了锥阀-管路系统的稳定性。

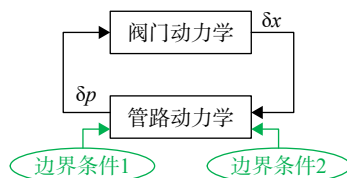


图 4 管路系统耦合振荡结构框图

Fig. 4 Block diagram of pipeline system coupled oscillation

发动机热试之前阀门组件要单独进行液流试验或转级试验, 此时可将发动机看作与燃烧组件剥离的阀门-管路系统。同时, 为研究发动机试验中所出现的阀门相关振荡以探究振荡机理, 通常将阀门及其所在子系统从发动机中分离出来单独进行模拟试验, 简化为由恒压贮箱供应的阀门-管路液流试验系统。通常在保证与试车基本相似的边界条件下, 地面阀门-管路系统液流试验能够复现相应振荡。其中, 刘上等^[33-34]对从液体火箭发动机中提取的管路-调节器和管路-调节器-管路结构系统进行线性稳定性分析, 特别关注边界局部阻力与管路长度的影响。进而, 张森等^[8]在类似的调节器-管路液流试验系统进行了时域非线性分析, 主要关注调节器压降与管路长度。

2.2 燃烧组件-发动机系统

2.2.1 燃烧组件-供应系统耦合振荡

燃烧组件-供应系统耦合振荡如图 5 所示, 下标“o”表征氧化剂, “f”表征燃料, q_m 为质量流量, S 为熵。推进剂供应系统将流量脉动传递至燃烧组件中, 燃烧组件通过一系列物理化学变化又将压力脉动反馈至供应系统中, 从而形成闭环系统。这种振荡模式的主要特征是振荡频率较低, 且可以通过改进供应系统参数、喷注压降或燃烧组件尺寸, 以减小供应系统与燃烧组件的耦合程度, 从而减弱或消除振荡, 工程研制一般采用前两种措施。

当喷注压降较小时, 供应系统容易与燃烧组件耦合振荡。当供应系统管路较长且无大压降节流组件隔断时, 燃烧组件中会存在由于温度分布不均匀而引起的熵波^[35]。此时若供应管路声学频

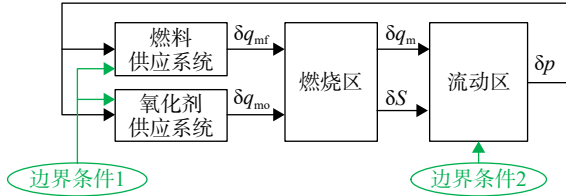


图 5 供应系统耦合燃烧振荡结构框图

Fig. 5 Block diagram of feed system coupled combustion oscillation

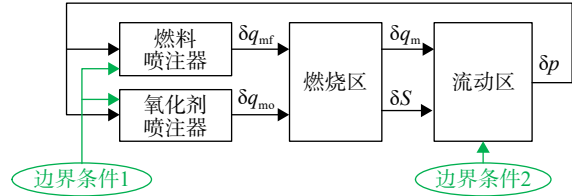


图 6 喷注耦合燃烧振荡结构框图

Fig. 6 Block diagram of injection system coupled combustion oscillation

率与熵波谐振频率重叠时,会造成耦合不稳定振荡,这种振荡多发生在发动机远离额定工况的情况下,此时燃烧组件中推进剂极大偏离当量混合比。当系统中存在局部较短管路或燃烧组件特征尺寸较大时,可能发生供应管路与燃烧组件振型一致的声学谐振。学者们^[10,21,23-24,36-40]从各个维度研究了此种模式下发生振荡的重要影响因素,并给出了影响趋势,建议通过调整供应系统参数来减小振荡,提高稳定性裕度。

2.2.2 燃烧组件-喷注器耦合振荡

燃烧组件-喷注器耦合振荡也称喷注耦合燃烧不稳定,如图 6 所示,其基本原理与供应系统耦合振荡相似,但不同的是此种模式下需建立较为详细的喷注器模型。一般认为喷注耦合燃烧不稳定的机理为喷注器的结构设计不合理,对室压脉动起放大作用,从而造成极大的喷注流量脉动,进一步对室压振荡形成正反馈,表现为喷注器谐振与燃烧组件的声模态产生耦合^[41]。从线性的角度来看是由于喷注传递函数与燃烧室传递函数所形成的闭环系统不稳定造成。这种类型的不稳定可以发生在横向声学模态和纵向声学模态下,但通常在长径比较大的燃烧组件中表现为后者。且由于实际喷注器长度较小,往往此振荡模式的频率较高,因此在系统级振荡研究中对这类振荡分

析有限。当发生此类振荡时须调整喷注器结构参数。

Hutt 最先针对 J-2S 发动机建立喷注器的一维分布参数模型,燃烧组件燃烧区的敏感时滞模型以及流动区的声学流动模型,通过对比喷注器+燃烧区导纳与流动区导纳是否相交来判断系统的稳定性,由于忽略了燃烧过程的相位信息,此结果偏于保守,但仍然成为美国 NASA 评定喷注耦合不稳定最常采用的模型^[9]。Kobayashi 等^[42]根据 Hutt 的线性稳定性分析^[9],构建了喷注耦合稳定性框图(图 7),并制定了喷注耦合稳定性评定程序,经过四个全尺寸燃烧试验验证,证明评定程序可以检测受增益控制的不稳定,但不能检测受时滞控制的不稳定。De Benedictis 等^[43]根据 Culick 所推导的燃烧室波动方程近似解以及集液腔和喷注器的一维分布参数模型^[9]对 Vulcain 发动机喷注耦合稳定性进行研究。前述学者们对喷注耦合的研究是通过建立直流喷嘴的一维模型来完成喷嘴精细化建模。特别地,在系统用模型方面,Bazarov^[44]建立的完整直流和离心喷嘴模型成为学者采用的经典模型。国内,富庆飞等^[45-46]利用此模型完成了一系列相关喷嘴动力学特性研究,刘墨俞^[47]基于该模型对多种形式的离心喷嘴频域动态模型做了细致研究。Aithal 等^[48]则针对

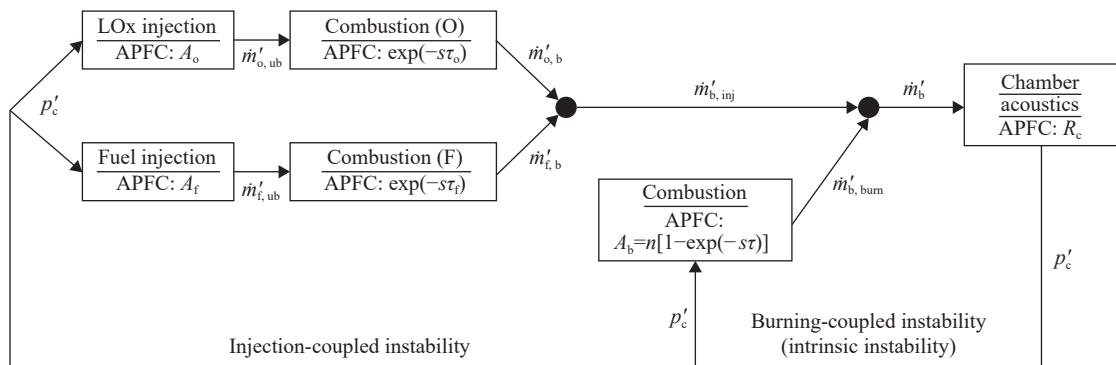


图 7 文献 [42] 中喷注耦合燃烧振荡结构框图

Fig. 7 Block diagram of injection system coupled combustion oscillation in the literature [42]

直流式喷嘴利用流场仿真得到的结果与线性频域仿真结果一致。

2.2.3 燃烧组件-燃烧过程振荡

燃烧组件-燃烧过程振荡是燃烧组件内在的燃烧不稳定,是燃烧释热与压力脉动正反馈的结果,在高频燃烧稳定性中,又被称为热声耦合机理。如图 8 所示,流动区将释热流量脉动转化为压力脉动,此压力脉动反馈至燃烧区影响燃烧产生的释热脉动,若形成正反馈,则发生不稳定。燃烧过程振荡的研究途径主要包括采用敏感时滞模型和建立更为详细的燃烧过程模型。此振荡模式主导的振荡多出现在高频,同时在低频中也有表现,此时不能通过调整供应系统达到改善目的,必须优化燃烧组件自身结构。系统级振荡研究中对这类振荡较少,是亟待突破且拓展的一个方向。

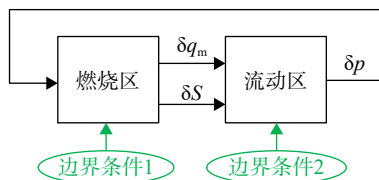


图 8 内在燃烧振荡结构框图

Fig. 8 Block diagram of internal combustion oscillation

此模式产生机理由美国学者 Crocco 等^[49]最先提出,并建立了分析此类机理的敏感时滞模型。对于此种振荡模式研究较多的问题是热声耦合不稳定,利用复特征值中衰减因子的正负给予线性稳定性评价^[50-51]。在热声耦合稳定性研究中,常考虑声波传播的阻尼作用,Lieuwen^[52]和 Yi 等^[53]分别通过时域内的自相关法和频域内的加权最小均方法得到稳定条件下燃烧室声学模式的阻尼比。之后,Casiano^[10,54]和汪广旭等^[55]采用与 Lieuwen 相同的思路得到阻尼比,在无黏的燃烧组件纵向声学模型中加入阻尼,并利用敏感时滞模型模拟释热项,最终根据特征值判断是否线性稳定。除敏感时滞模型外,Heidmann 等^[56-57]建立了以蒸发为主导的燃烧过程的流量脉动与压力脉动传递函数。俄国学者 Natanzon 等^[58]则建立了考虑了蒸发控制燃烧的一维燃烧区模型,并用来研究此类燃烧不稳定。

2.3 评 述

在发动机实际工作中,阀门与管路互相作用形成的闭环反馈系统如图 9 所示,包含两种振荡模式。如果是阀门自身振荡,就需要改善优化阀门自身结构参数;若是阀门-管路耦合振荡,则可

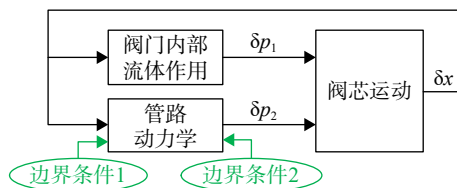


图 9 真实阀门-发动机系统耦合振荡结构框图

Fig. 9 Block diagram of real valve-engine system coupled oscillation

以通过调整管路参数减弱耦合效应。阀门不稳定通常只发生在一定范围工况内,当此类不稳定不可避免或对于工程来说没有改进必要的情况下,系统设计时应注意使阀门快速跨过不稳定的工况范围。

大范围变推力液体火箭发动机低工况下容易引发的低频振荡问题。如图 10 所示,在与燃烧组件有关的液体火箭发动机系统振荡中,存在三种耦合关系(供应系统耦合振荡、喷注器耦合振荡和燃烧过程振荡),通常一种或多种模式起主导作用,因此在寻找有效工程措施之前,需要明确主导的振荡模式。前两种振荡模式属于流量型振荡机理,第三种模式表现为内在振荡机理。前两种振荡模式可以忽略燃烧组件内部的压力反馈,从而找到影响振荡的敏感因素,第三种振荡模式须聚焦于燃烧组件内部压力反馈的影响。

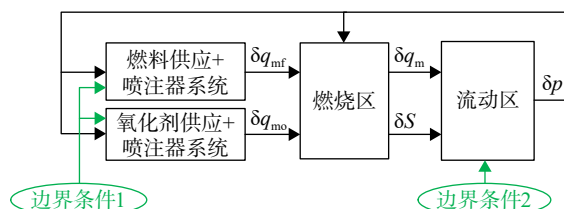


图 10 真实燃烧组件-发动机系统耦合振荡结构框图

Fig. 10 Block diagram of real combustion component-engine system coupled oscillation

3 发动机系统稳定性理论研究

3.1 调节系统稳定性

对于系统中存在的软激励自激振荡临界参数,可以使用线性分析获得,硬激励自振临界参数需要利用非线性模型进行数值求解。以阀门为主要控制元件的调节系统动特性的研究经历了从线性到非线性的过程。

调节系统的稳定性与阀门紧密相关,在进行调节系统研究之前,需先研究阀门的自身特性。舍维科夫^[25]利用线性系统的自动控制理论的稳

定性判据,分析了流量调节器的稳定性,并给出稳定性边界。研究发现:当调节器放大系数较大时,调节器内腔通道的液体惯性及压缩性对稳定性的影响很大,大幅降低系统稳定裕度。调节器中的阻尼孔的稳定作用随系统振荡幅值增大而增大,而调节器快速克服外界干扰的能力却随系统振荡幅值的增大而减小,因此需要在稳定裕度与快速动作之间做出折中。流量调节器的差率是表征精度的特性之一,液动力可能引起差率符号改变,负差率是导致系统不稳定的原因。

在线性局部稳定性的基础上,开展非线性的全局稳定性研究。刘畅等^[59]和冯岳鹏^[60]分别利用 CFD 方法与键合图法对氢氧发动机中的自反馈流量调节器动态特性进行研究,对应仿真平台中自动包含非线性因素,优点是对影响因素考虑较全面,缺点是不能从模型本质的数学描述上分析机理。因而,学者们则更多直接从表征模型的数学微分方程出发,分析阀门动特性。陈二锋等^[4]对阀门进行了线性与非线性分析,找到了影响系统不稳定的关键参数,并复现了自激振荡现象,但未对振荡频率这一关键参数进行深入验证与探讨。此外,刘上等^[61]利用增量谐波平衡法(IHB法)分析了调节器的非线性受迫振荡。研究发现,流量调节器在小流量、大压降下,滑阀将窗口遮挡范围较多,使得液动力的受力面积在扰动下变化较大,从而导致系统不稳定现象。Schroders 等^[62]建立了压力控制阀系统的 3 阶微分方程模型,利用奇异摄动与平均法得到了系统的自激振荡与受迫振荡的瞬态解和稳态解。Hayashi 等^[31-32]对锥阀-短管路系统进行了较为全面的研究,发现当供应压力稍大于阀打开压力临界值时,静态平衡点不稳定,小扰动会使系统发生软激励自激振荡。当供应系统压力小于打开压力,也会由于管道振荡模式使压力超过临界值,发生硬激励自激振荡,且在不同的供应压力表现出复杂的混沌的动力学行为。该文提供一种研究阀门局部稳定性较明确的思路,即局部稳定性可通过静态曲线与临界稳定曲线的关系来获得,在局部不稳定的基础上研究系统是否存在自激振荡,数值探索系统的全局稳定性及动力学行为。

对于调节器与管路系统的耦合作用,学者们大多通过建立其线性频域模型分析系统稳定性。研究闭环系统稳定性比较典型且成熟的方法是利用开环频率特性,辅以线性稳定性判据,得到闭

环系统稳定性信息。Funk^[30]对管路-锥阀系统建立了一维分布管路及非线性阀门模型,通过对模型线性化分离出开环传递函数中的前馈和反馈通道模型,最终得到简化后的闭环系统稳定性判据。对于闭环系统稳定性判定,这种方法更方便工程使用,可通过开环系统频率特性直接分析。刘上等^[33-34]分别对挤压液流管路-流量调节器系统和泵压液流管路-流量调节器系统进行了频率特性和稳定性研究,发现调节器的引入使系统出现了明显的谐振峰,调节器滑阀动作对管路中的压力和流量脉动产生放大作用,挤压液流管路-流量调节器系统稳定边界受入口阻力的影响较大,泵压液流管路-流量调节器系统增大出口流阻比增加调节器压降对系统的流量脉动的抑制作用更显著。同时,两种系统中管路长度也是影响系统稳定性的关键因素,管路越长,系统稳定性越差,即发生不稳定的可能性或不稳定参数区间范围越大。

此后,学者们采用更加精确的时域非线性数值仿真探索调节器-管路系统自激振荡的存在。张森等^[8]分析了挤压液流管路-流量调节器系统在小流量、大压降情况下的稳定性,通过液动力影响修正综合刚度,利用非线性时域模型仿真得到与试验频率一致的自激振荡。系统失去稳定性是由于液动力负刚度与滑阀运动形成了正反馈。

为了分析调节器对发动机动态特性的影响,需要将调节器模型嵌入至发动机系统仿真中。舍维科夫^[25]分析了液体火箭发动机调节系统的稳定性,得到以燃气发生器与燃气导管时间常数为参数的开式与闭式循环液体火箭发动机稳定性边界,发现闭式循环比开式循环液体火箭发动机的稳定性差。其中燃气发生器温度变化速率大大影响闭式循环发动机系统的稳定区间。当发生器流量调节阀时间常数增大时,发生器温度对流量调节器开度的响应极易出现较高的谐振峰,大大降低发生器和涡轮的工作可靠性。除此之外,作者还分析了节流工况下液体火箭发动机的稳定性,利用涡轮泵转速强迫振动时涡轮泵剩余功率的频率特性评估发动机的动态稳定性。

格列克曼^[35]研究了调节系统对发动机特性的影响,发现调节器的加入会破坏无调节器系统的内部耦合,并产生新的耦合,调节器转角的变化引起室压出现频率为 20 Hz 幅值较高的谐振特征,且此工况参数与稳定边界上 20 Hz 处的临界参数接近,因此稳定裕度很小,但在无调节器的

发动机频率曲线中并无此谐振频率, 因此可见调节器是产生谐振的原因。

3.2 燃烧稳定性

3.2.1 基于时滞模型的理论研究

时滞描述了推进剂从喷入燃烧室至生成燃气所经历的时间延迟。燃烧时滞是将燃烧过程中包含的雾化、蒸发、混合与化学反应过程简化为时滞项。燃烧时滞分为不变时滞与敏感时滞, 不变时滞一般是常数, 主要包括推进剂的雾化和混合过程, 见图 11 中的 τ_i 与图 12 中的 τ_i 。敏感时滞受物理参数的影响较大, 主要包括与燃烧过程有关的化学反应动力学、加热和扩散, 见图 12 中的 τ_s 。相互作用指数对燃烧室物理参数和室压之间的耦合作用进行了量化, 见图 12 中的 n 。由于敏感时滞内室压振荡与燃烧过程产生耦合, 因此相互作用指数在敏感时滞内较大, 其数值与 1 同阶。

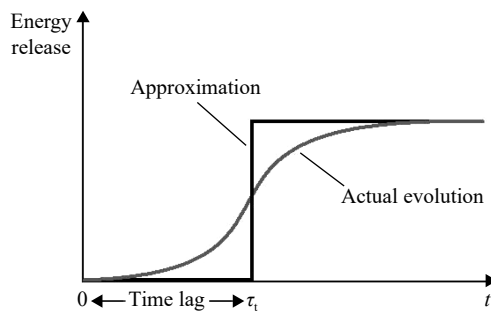


图 11 时滞描述^[10]

Fig. 11 Description of time delay^[10]

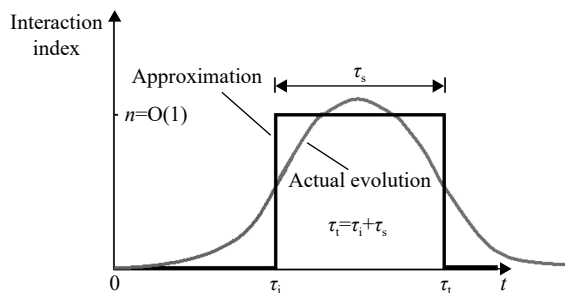


图 12 相互作用指数描述^[10]

Fig. 12 Description of interaction index^[10]

时滞模型中参数的获取, 一种途径是通过试验测量脉动数据的幅值与相位关系得到不变时滞、敏感时滞与相互作用指数^[63]; 另一种途径是利用 CFD 计算热释放峰来估计时滞^[10], 通过 Arrhenius 定律描述燃烧动力学关系式中获得相互作用指数^[49]。时滞对于稳定性分析极为重要, 如图 13 所示, 各个物理过程会造成参数变化的延迟, 室压(p_c)振荡引起喷注压降(p_i-p_c)振荡, 经过供应

系统特征时间延迟引起喷注流量($\dot{m}_i$)振荡, 再经过燃烧时滞引起燃气流量($\dot{m}_b$)振荡, 最后经过腔室驰豫时间再次引起室压振荡, 室压经过闭环过程后, 若相位合适则出现不稳定振荡现象。

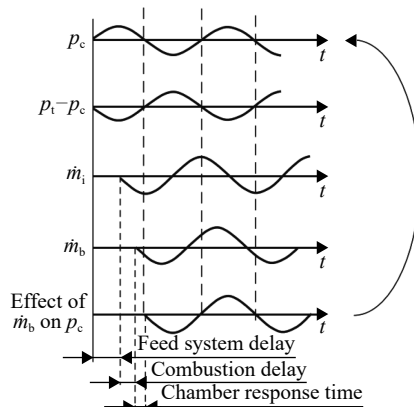


图 13 各过程时间滞后引起系统不稳定示意图^[1]

Fig. 13 Schematic diagram of system instability caused by time lag of each process^[1]

20 世纪 40 年代, 喷气推进试验室的 Von Karman 最早提出时滞概念^[64]。随后, Gunder 与 Friant^[39]将此概念应用至火箭发动机低频振荡研究中, 并最先将 Nyquist 方法引入发动机的稳定性分析中, 将能量方程线性化并求解了相关的时滞微分方程。参考 Gunder 与 Friant 的研究, Summerfield^[38]进行了液体火箭发动机的低频振荡研究, 依旧采用燃烧时滞代替燃烧过程, 并考虑管路惯性, 发现增加管路长度、推进剂流动速度、燃烧室容积与喷嘴面积比, 可以增加发动机稳定性。

20 世纪 50 年代, Crocco 及其学生将时滞模型进行深入拓展, 包括从单组元到双组元^[65-66]、常时滞到变时滞^[65]、低频到高频^[66-67]、理论到试验^[68]等方面, 形成了较为完整的阐述理论。其中, Crocco 与 Cheng^[49]编写的著作成为液体火箭发动机燃烧不稳定性领域的第一本著作, 基本思想是引入时滞模型, 充分利用自动控制原理中的方法研究系统稳定性条件。另外, 针对纵向高频燃烧不稳定, Crocco 提出了考虑敏感时滞与相互作用指数的 $n-\tau$ 模型, 在此基础上考虑喷注耦合的仿真模型已被编制在美国的 ROCCID 软件中, 软件中利用 Bode 图评估发动机的稳定性。他将钱学森的超临界喷管等温流动扩展为非稳态等熵流动, 此时可以考虑喷管较长时产生的中频振荡^[49]。Crocco 针对单组元推进剂发动机的低频振荡敏感时滞模型为:

$$\theta_g(1+b) \cdot \frac{dp'}{dt} + p' = \frac{\bar{p}}{\bar{q}_m} q'_m(t-\bar{\tau}_t) + n \cdot [p'(t) - p'(t-\bar{\tau}_s)] \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\theta_g}{\bar{p}} \cdot \frac{dp'}{dt} + (1-n) \frac{p'(t)}{\bar{p}} + \frac{n}{\bar{p}} \cdot p'(t-\bar{\tau}_s) = \frac{1}{\bar{r}_m+1} \left[\bar{r}_m \frac{q'_{mo}(t-\bar{\tau}_t)}{\bar{q}_{mo}} + \frac{q'_{mf}(t-\bar{\tau}_t)}{\bar{q}_{mf}} \right] - \\ \frac{1}{2} \cdot \frac{\bar{r}_m}{\bar{T}} \cdot \frac{dT}{dr_m} \bigg|_{\bar{r}_m} \cdot \left[\frac{q'_{mo}(t-\theta_g-\bar{\tau}_s)}{\bar{q}_{mo}} - \frac{q'_{mf}(t-\theta_g-\bar{\tau}_s)}{\bar{q}_{mf}} \right] + \frac{\bar{r}_m}{\bar{T}} \cdot \frac{dT}{dr_m} \bigg|_{\bar{r}_m} \cdot \left[\frac{q'_{mo}(t-\bar{\tau}_s)}{\bar{q}_{mo}} - \frac{q'_{mf}(t-\bar{\tau}_s)}{\bar{q}_{mf}} \right] \end{aligned} \quad (2)$$

Crocco 高频集中燃烧敏感时滞模型为:

$$\begin{aligned} \frac{B \cdot \exp \left[\frac{2(\psi-L)s}{(Ma^2-1)a} \right] + 1}{B \cdot \exp \left[\frac{2(\psi-L)s}{(Ma^2-1)a} \right] - 1} - \frac{\exp \left[\frac{2\psi s}{(Ma^2-1)a} \right] - 1}{\exp \left[\frac{2\psi s}{(Ma^2-1)a} \right] + 1} + \\ Ma \{ 1 - \gamma n [1 - \exp(-s\bar{\tau}_s)] \} = 0 \end{aligned} \quad (3)$$

其中,上划线“ $\bar{}$ ”表征变量的稳态值,上标“ $\prime$ ”表征变量的有量纲偏差。 θ_g 为燃气停留时间, r_m 为质量混合比, n 为相互作用指数, T 为温度, Ma 为马赫数, ψ 为火焰锋面位置, L 为燃烧室长度, γ 为比热比, a 为声速, b 、 B 的表达式可参考文献[49]。

20 世纪 60 年代到 70 年代,Szuch 和 Wenzel 再次补充发展了时滞模型,将 Crocco 模型中针对双组元推进剂发动机使用同一燃烧时滞,拓展为两种推进剂采用不同的燃烧时滞[40,69-71]。Szuch 等[40]采用低频燃烧稳定性分析的双时滞模型,发现喷注压降对稳定性的影响很大。之后,Szuch 等[69-71]进一步完善 Wenzel 时滞模型,在之前模型的基础上进一步考虑供应系统阻抗、实际性能参数、喷注器到喷管入口的静压比以及时滞的经验计算方法,最终形成了一套完整的计算机仿真程序。然而,在 Szuch 和 Wenzel 所发展的时滞模型中,皆采用不变时滞,适用于分析流量型低频燃烧稳定性,但对燃烧室内在不稳定情况的分析显得无能为力。在航天领域,Szuch 和 Wenzel 模型由于其简单性以及其在工程设计中的实用性,成为低频稳定性分析中最常用的模型。Wenzel 和 Szuch 低频振荡时域模型为:

$$\begin{aligned} \frac{\theta_g}{\bar{p}} \cdot \frac{dp'}{dt} + \frac{p'}{\bar{p}} = \frac{1}{\bar{q}_m} \left\{ \left(1 + \frac{\bar{r}_m+1}{\bar{a}} \cdot \frac{da}{dr_m} \bigg|_{\bar{p},\bar{r}_m} \right) q'_{mo}(t-\bar{\tau}_{t,o}) + \right. \\ \left. \left[1 - \frac{\bar{r}_m \cdot (\bar{r}_m+1)}{\bar{a}} \cdot \frac{da}{dr_m} \bigg|_{\bar{p},\bar{r}_m} \right] q'_{mf}(t-\bar{\tau}_{t,f}) \right\} \end{aligned} \quad (4)$$

与 Szuch 和 Wenzel 模型的思路相似,Liu[72]也认为氧化剂与燃料具有不同的转化时间,与 Szuch 模型不同的是,Liu 模型考虑了可变的敏感时滞,可以分析由于内部不稳定机理引起的压力

Crocco 针对双组元推进剂发动机的低频振荡敏感时滞模型为:

振荡。Liu 低频振荡可变双时滞模型为:

$$\begin{aligned} \theta_g \frac{dp'}{dt} + p' = \frac{\bar{p}}{\bar{q}_m} [q'_{mo}(t-\bar{\tau}_{t,o}) + q'_{mf}(t-\bar{\tau}_{t,f})] + \\ n \cdot [p'(t) - p'(t-\bar{\tau}_s)] \end{aligned} \quad (5)$$

近些年,Casiano^[10]基于 Wenzel 和 Szuch 的不变双时滞模型,加入供应管路的影响,编制了低频稳定性分析代码。随后针对 CECE 发动机深度节流时存在的稳定性问题,在代码中增加流体沸腾和均匀两相流模型,最终形成一套较为完整的考虑氧沸腾和氮注入的低频稳定性分析代码(chug stability code, CSC)。除此之外,Casiano^[10]还利用敏感时滞模型研究了纵向高频燃烧不稳定性,在模型中考虑喷注耦合、喷注导纳与阻尼耗散,燃烧区采用集中释热的 n - τ 模型,流动区采用带阻尼项的一维波动方程,阻尼系数是通过 NASTRAN 软件分析燃烧室的声学模态后拟合得到的,进而得到更加精确的纵向高频燃烧不稳定分析模型,并最终将此模型编制成集中燃烧稳定性代码(concentrated combustion stability code, CCSC)。汪广旭等[55]利用同样的思路分析了某型常温推进剂发动机的纵向燃烧不稳定性。

为进一步扩展时滞理论,俄罗斯学者 Natanzon 等[58]早期在燃烧不稳定性研究中,提出了光滑燃尽曲线模型,考虑推进剂转化为燃气的时间分布。其中不变光滑燃尽曲线与固定时滞模型相似,可研究流量型稳定性机理,可变光滑燃尽曲线与敏感时滞模型相似,可研究内在稳定性机理。从本质上而言,时滞模型就是简单时滞分布、高斯时滞分布、梯形时滞分布以及多种类型分布的叠加获得[73]。

在国内,刘上等[21]利用时滞模型对常规液体火箭发动机中出现的纵向声学振荡问题,进行了液氧供应管路与燃烧组件系统的稳定性分析与机理研究。根据分析特征方程根的实部判断系统稳定与否,并结合氧化剂供应管路与燃烧室的频率响应特性,提出当出现系统发生不稳定现象时,

若不稳定机理为流量型, 则供应管路振型在喷注面处必为流量波腹。但由于作者采用的燃烧组件模型仅限于考虑流量型机理, 因此只能得到流量型机理的必要条件。此外, 若结合时滞的相位信息, 可利用 Nyquist 判据^[22,24]或 Bode 图^[23]给定系统稳定的充要条件。

上述研究方法均集中于线性系统的频域研究, 与之不同的是, 罗马大学的 Leonardi 等^[37,74]基于固定与可变的双时滞模型, 利用在时域内通过非线性方程研究了液氧液氢发动机燃烧室与供应系统的耦合振荡。燃烧室采用一维分布参数模型, 考虑摩擦、面积变化与热交换效应。研究发现提高喷注压降可以增加系统阻尼, 使室压振荡幅值衰减, 提高稳定裕度; 供应管路的存在可以拓宽发动机系统稳定性裕度; 燃烧室喷前腔容积对稳定性影响较大, 改变系统振荡频率与振幅, 较大的燃烧室喷前腔容积可以将燃烧室与供应系统解耦。文献^[37]中燃烧组件的一维分布参数模型为:

$$A \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u A)}{\partial x} = \frac{A q_{m,vap}}{V} \quad (6)$$

$$A \frac{\partial (\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial [(\rho u^2 + p) A]}{\partial x} = -\frac{1}{2} \cdot \frac{d\xi}{dx} \rho u |u| A + p \left(\frac{dA}{dx} \right) \quad (7)$$

$$A \frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u H A)}{\partial x} = \frac{d\dot{q}_w}{dx} + \frac{A \dot{q}_{unst}}{V} \quad (8)$$

其中 A 为截面积, ρ 为密度, u 为轴向速度, H 为焓, E 为内能, $q_{m,vap}$ 为蒸发速率, $\dot{q}_w$ 为气体与燃烧室壁的热交换量, $\dot{q}_{unst}$ 为非稳态热释放量, ξ 为摩擦因数。

Leonardi 等^[75]在上述模型的基础上, 进一步研究室压增长速度和燃烧室特性对发动机起动过

程可能出现的低频振荡, 以及在何种条件导致振荡的衰减或增长。测试案例选择燃料喷注压降与室压之比相同、氧化剂喷注压降与室压之比不同的四种工况, 研究发现当压力上升较慢时, 如果稳定工作点靠近稳定边界, 就可能发生第二特征频率振荡。

纵然时滞模型的引入为分析问题带来便利, 但也有不足之处。Culick^[1]提出如果采用时滞模型分析燃烧不稳定性, 若假设时滞为常值, 随着频率的增加, 系统响应表现出不符合实际的谐振, 应假设时滞与频率相关。综合可见, 时滞模型虽发展较成熟, 但仍需要进一步完善。

3.2.2 基于燃烧过程的理论研究

在液体火箭发动机燃烧组件中发生喷注、雾化、蒸发、混合和化学反应以及气体膨胀过程, 如图 14。时滞理论则是将这些过程等效为时间延迟参量, 以反映系统的相位信息, 燃烧时滞的取值严重影响系统的稳定性, 但是针对燃烧时滞的计算没有普遍的公认原则, 且对于燃烧时滞的取值原则研究较少。因此, 对具体燃烧过程直接建模成为燃烧稳定性研究的重要途径。

对于在氧气或空气中燃烧的碳氢燃料而言, 蒸发时间通常比混合和化学反应时间长, 因此控制燃烧速率并决定振荡燃烧中时滞^[76]。Sirignano 提出推进剂液滴蒸发是燃烧不稳定速率的控制过程, 并认为蒸发是激发燃烧不稳定性最重要的潜在机理^[9]。之后, 用于系统级的计算模型皆是基于将蒸发视为燃烧控制过程这一假设。

20 世纪 60 年代至 70 年代, Priem 和 Heidmann^[77]建立了一维准稳态蒸发模型, 假设热惯性是有限的, 液体温度是均匀的。Priem 和

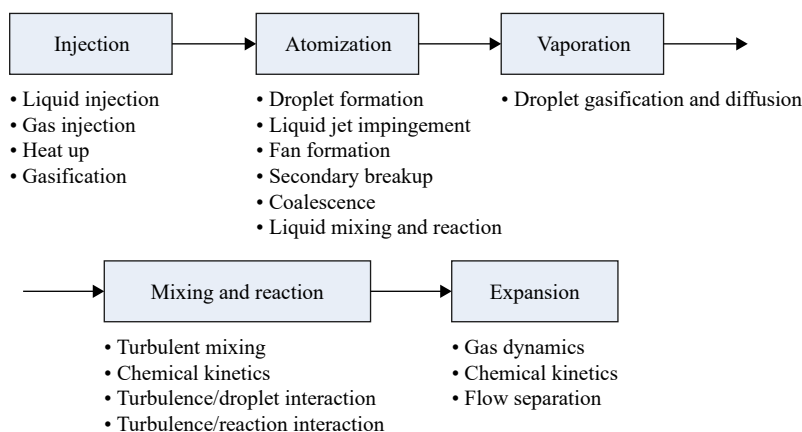


图 14 液体火箭发动机燃烧室中重要过程^[1]

Fig. 14 Important processes in the combustion chamber of a liquid rocket engine^[1]

Guentert^[78]的研究表明,对于大燃烧室而言,将蒸发速率视为燃烧速率时,模型对压力扰动更敏感;对小燃烧室而言,将化学反应速率视为燃烧速率时,模型对压力扰动更敏感。Heidmann 和 Wieber^[56-57]基于 Priem 和 Heidmann 蒸发模型^[77],首次将重复喷射液滴替换为平均蒸发的静止球形液滴,研究了燃烧室大范围变工况时正庚烷液滴在横向振荡中的蒸发过程,指出在低频区蒸发响应模型与 $n-\tau$ 模型具有较好的一致性。这种通过响应函数表征推进剂转化延迟为燃烧稳定性系统分析提供了一种比时滞理论更精确的建模思路。蒸发传递函数为:

$$\frac{w'}{p'_c} = \frac{1}{2} \left(\frac{2\bar{\tau}_{vs}}{1 + 2\bar{\tau}_{vs}} \right) \left[\frac{1 + (1 - 2\beta) \frac{\bar{c}_p \bar{T}_1}{\lambda \beta b} \bar{\tau}_{vs}}{1 + \frac{\bar{c}_p \bar{T}_1}{\lambda \beta b} \bar{\tau}_{vs}} \right] \quad (9)$$

其中 w 为蒸发速率, τ_v 为蒸发时滞, c_p 为比定压热容, T_1 为温度, λ 、 β 、 b 的表示式参考文献^[56-57]。

与建立传递函数方式不同, Webber^[79]考虑燃烧室非稳态和非线性行为,提出了一种基于推进剂液滴蒸发速率、燃烧速率以及其他系统过程的燃烧室低频非稳态的数值积分计算方法。所研究的发动机系统由燃料和氧化剂供应系统、喷注器、燃烧室和喷管组成,计算结果发现系统产生了 66Hz 的低频不稳定振荡,通过与试验数据对比,频率误差不超过 7%,振幅误差不超过 5%。

20 世纪 80 年代至 90 年代, Tong 和 Sirignano^[80]采用一维燃烧室模型,研究了压力和速度振荡环境下液滴蒸发响应,发现在压力和速度同相位振荡下蒸发响应振幅最大,即在蒸发速率控制情况下,非定常液滴蒸发是引发不稳定的潜在机制。但是,该蒸发模型仅限于高液滴雷诺数,当液滴与气相之间的相对速度差较小时模型变得不准确。Abramzon 和 Sirignano^[81]建立的蒸发模型利用等效扩散率模拟内部加热过程,解除了对高雷诺数的限制。Bhatia 和 Sirignano^[82]基于 Abramzon 和 Sirignano 蒸发模型^[81]建立了冲压发动机燃烧室的一维分析模型,在欧拉坐标系中建立气相控制方程,在拉格朗日坐标系中建立液相方程,入口给定 Dirichlet 边界条件,出口给定 Neumann 边界条件,气相给定温度、速度、压力和组分浓度初始条件,液相给定液滴半径、位置、速度和温度初始条件,利用源项模拟气相和液相之间的相互作用。研究发现较大液滴直径会激发低频振荡,并指出

当液滴加热特征时间与燃烧室中气体停留时间相当时,将发生低频振荡或熵振荡。

21 世纪以来,学者们专门对液滴在压力振荡下的蒸发特性进行了详尽的研究。在压力振荡环境下,认为蒸发过程是准稳态已不够精确,应考虑振荡环境对蒸发过程的影响。Hsiao 等^[83]在考虑亚临界和超临界条件下,研究静止正戊烷液滴在压力振荡下的蒸发响应,发现蒸发响应函数幅值随平均压力增加而增加,相位与平均压力大小无关,当归一化热惯性时间为 20 左右时,压力振荡与蒸发响应存在较强耦合,对燃烧不稳定性起驱动作用,随着归一化时间切换到负值,由驱动效应转换为阻尼效应。进一步, Anani 等^[84]则基于 Heidmann 和 Wieber 研究中的球液滴模型,通过蒸发响应模型得到频响因子,对燃烧室谐波失稳机理进行线性分析。

接下来描述利用蒸发过程对液体火箭发动机燃烧稳定性进行研究的典型案例。苏凌宇^[85]认为蒸发速率控制燃烧过程,与恒压下的液滴气液界面作热平衡处理不同,作者考虑到压力振荡环境下液滴气液界面的动态特性,建立了低频压力振荡环境下的静止和运动液滴蒸发的准稳态模型。在蒸发模型的基础上,分析了空气/氧气/酒精三组元空气加热器的低频燃烧不稳定性。研究发现蒸发速率振荡与喷射速率振荡几乎同相位,但与室压振荡相位差较大,是由于喷射特征时间很短,而蒸发则是较慢的过程,如曲线图 15 所示。机理解释为:燃烧室内室压振荡会引起蒸发速率振荡,蒸发速率振荡会引起蒸发混合区燃料蒸汽和组分的振荡,进而引起热释放率振荡,经过燃烧室驰豫时间(室压在空间上达到平衡的时间)后,便会再引起室压振荡,根据瑞利准则,在合适的相位条件下便会引起燃烧不稳定。

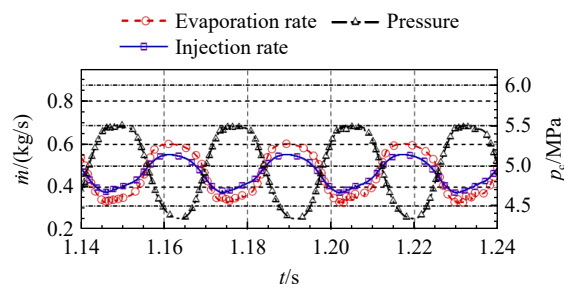


图 15 某发动机仿真过程燃料喷射速率、蒸发速率以及室压随时间的变化^[85]

Fig. 15 Variations of fuel injection rate, evaporation rate and chamber pressure with time during an engine simulation^[85]

在上述研究中,蒸发过程多在时域内进行分析,因此利用时域蒸发过程仿真获取频域模型参数,也成为稳定性分析模型的一种思路。汪广旭等^[86-87]对常规发动机的燃烧室纵向稳定性进行了研究,燃烧过程采用敏感时滞模型,考虑了喷注器流强分布,建立各个喷注区的蒸发模型,获得分布释热,利用增长率表征稳定程度,提出“驼峰形”流强分布有利于提高纵向稳定性的工程措施^[87]。

除对燃烧过程进行时域研究外,将模型直接变换至频域与已有组件频域模型联合是稳定性分析中非常便捷的途径,虽然前期对时域模型的处理工作较为复杂,但这却是稳定性分析工程师最热衷的方法。其中,Natanzon 等^[58]利用线性频域法研究小扰动下系统稳定性,考虑了较为详细的燃烧组件-发动机系统耦合关系,如图 16 所示,研究对象为供应系统环节、燃烧区环节和流动区环节组成的闭环系统。相较于图 10,他认为喷注器出口与燃烧区出口压力不同,因此反馈环节中增加一个压力脉动量。Natanzon 认为蒸发速率等于燃烧速率,因此只考虑液滴蒸汽的一维分布,编制计算机通用程序,算法结构如图 17 所示,可用于低频振荡和纵向声学振荡分析。其中, φ 为边界条件表达式, $\bar{F}$ 、 $\bar{G}$ 、 $\bar{Q}$ 、 $\bar{X}$ 、 $\bar{y}$ 为与稳态参数有关的表达式, μ 、 Γ 、 δ 为中间变量,输出变量 Q_u 为与速度有关的变量, Q_p 为与压力有关的变量, Q_s 为与熵有关的变量, Q_n 为其他变量。图 17 中方框 1 为稳态参数求解模块,方框 2 和 3 为中间参数计算模块,方框 4 为微分方程求解模块,共同组成了通用标准算法程序。考虑一维燃烧过程的稳定性分析线性频域模型的最终表达式为:

$$\frac{dQ_i^*}{dx} = M_{ik}^* Q_k^* + \omega M_{ik}^{**} Q_k^{**} \quad (10)$$

$$\frac{dQ_i^{**}}{dx} = M_{ik}^* Q_k^{**} - \omega M_{ik}^{**} Q_k^* \quad (11)$$

其中,上标“*”表征变量实部,上标“**”表征变量虚部,下标“ i ”或“ k ”表征第 i 或第 k 个变量,下标“ ik ”表征第 k 个参数对第 i 个参数的影响。 Q 为变量, M 为系数矩阵的分量。

随着数值仿真技术的进步,近几年基于燃烧响应函数的数值模型正逐步引起广泛关注。一种思路是计算流体动力学分析思路:直接利用大涡模拟(LES)、分离涡模拟(DES)、非稳态雷诺平均模拟(URANS)等方法直接计算耦合的不稳定燃烧系统,可以全面考虑系统中各个物理过程之间

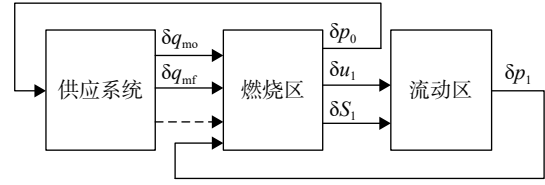


图 16 文献 [58] 中发动机系统耦合振荡结构图

Fig. 16 Block diagram of engine system coupling oscillation in the literature [58]

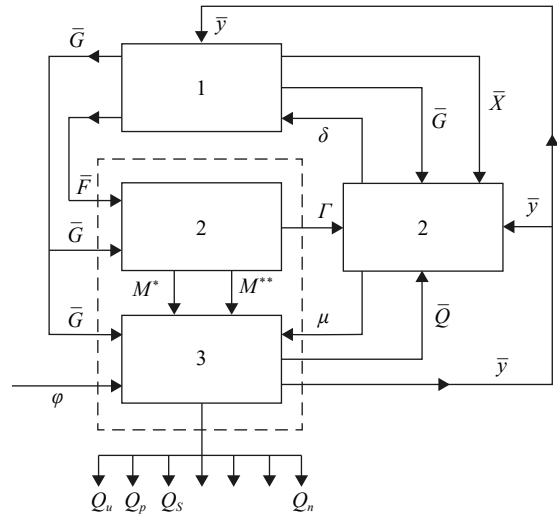


图 17 燃烧区求解算法框图^[58]

Fig. 17 Block diagram of combustion zone solution algorithm^[58]

的耦合及非线性特性,但对计算资源的要求较高。另一种是降阶思路:首先假设一种燃烧响应模型的形式,利用试验或湍流燃烧模拟方法以及系统辨识确定燃烧响应模型中的参数取值,从而以降阶模型表征参数扰动对燃烧速率的影响,将其嵌入至发动机系统计算中,可以大大减少计算量,以适应系统级的发动机燃烧不稳定性分析。

从火焰传递函数的角度出发,利用线性网络进行燃烧不稳定性预测。其思路是基于声学特征将发动机或燃烧室简化为相互连接的子模块,通过线性欧拉方程将子模块描述为传递函数矩阵,其中燃烧室建模的重点是将非稳态燃烧与声学环节解耦,分别计算火焰对声学扰动的响应和声学环节对热源扰动的响应。其中火焰释热率脉动对压力扰动的响应通过火焰传递函数表达,Li 等^[88]、Han 等^[89]皆通过 LES 模拟结果直接获得火焰传递函数。解耦的线性方法的缺陷是计算非线性火焰传递函数时,认为火焰的响应是弱非线性的,不能捕捉强非线性特性,且不能精确考虑燃烧与声学环节的耦合。

罗马大学的 Frezzotti 等^[90-91]则利用一维欧拉

方程描述燃烧室的动态模型,将雾化、蒸发、混合和化学反应过程简化为加质源项和释热源项,能量方程中的响应函数项反映的是热释放对速度振荡或压力振荡的响应,表示为类似于“ $n-\tau$ ”模型的形式,在高频振荡中可以考虑热声耦合。其中,响应函数 $\dot{q}_{us}$ 中参数可以从 RANS-LES、DES 或 URANS 结果数据中提取获得^[90,92],结果表明准一维的预测模型可以很好地捕捉压力振荡极限环。气相一维控制方程及响应函数为:

$$\begin{cases} (\rho A)_t + (\rho u A)_x = \dot{\omega}_p - \dot{\omega}_{ox} \\ (\rho u A)_t + [(\rho u^2 + p) A]_x = p A_x + u (\dot{\omega}_p - \dot{\omega}_{ox}) \\ (\rho e_0 A)_t + (\rho u h_0 A)_x = (\dot{\omega}_p - \dot{\omega}_{ox}) (h_0 + r_m \Delta h_0^{rel}) + \dot{q}_{us} \\ (\rho A Y_{ox})_t + (\rho u A Y_{ox})_x = -\dot{\omega}_{ox} \end{cases} \quad (12)$$

其中“()_t”表征变量对时间的偏导数,“()_x”表征变量对位移的偏导数。 $\dot{\omega}_p$ 和 $\dot{\omega}_{ox}$ 为每单位长度的燃烧产物和氧化剂的产生率, $\dot{q}_{us}$ 为由于与声学耦合而产生的每单位长度的放热率, e_0 、 h_0 为比内能和比焓, Y_{ox} 为氧化剂质量分数。

之后,与建立压力与热释放速率之间的直接关系不同,罗马大学的学者们考虑燃烧组件与喷嘴动力学的耦合不稳定振荡机理,利用同轴离心式喷嘴动力学模型获得喷注加入的质量源项脉动与压力脉动之间的关系,即响应函数,从而将声学与非定常热释放间接联系起来^[93-94]。

Gonzalez-Flesca 等^[95]建立了模拟液体火箭发动机燃烧不稳定降阶工具的数值框架,将波动方程描述为一系列 2 阶谐波方程,包括驱动燃烧不稳定的源项与使波动衰减的阻尼项,利用压力幅值随时间演化规律揭示系统不稳定行为。Yoon^[96]通过火焰位置前后的声阻抗,给出了燃烧稳定性的充分条件,该条件只需知道火焰传递函数的峰值增益即可。

3.3 评述

在调节系统中,阀门阀芯的机械运动可用经典的质量-阻尼-弹簧模型来描述,在动态响应过程中,流体参数变化与机械运动形成耦合作用,在不合适的参数匹配下易激起自激振荡。激发机理为:在系统动态响应过程中,敏感参数急剧变化使得流体作用于阀芯上的外力充当减少系统阻尼或改变刚度的角色,从而诱发系统参数振荡。学者们对于调节系统稳定性的研究经历了从阀门自身到系统、频域到时域、线性到非线性的发展历程。所采用的研究方法可归结为:若阀芯产生

轴向自由状态下的颤振,且表现为软激励自振时可利用线性模型的平衡点不稳定来表征趋势;若存在由于阀芯限位而在闭-小开口之间振荡、硬激励自振或复杂的混沌现象时,须采用非线性方法分析。根据前述文献描述可见,对于与阀门相关振荡的线性分析较为完善,非线性研究方法及深度有限,且对于流体与机械运动的耦合机理研究有待深入探讨。

在燃烧稳定性研究中,时滞理论的研究最成熟,也是系统分析最常用且有效的工具。时滞模型由于其对物理过程描述的简洁性,在发动机燃烧稳定性分析中应用历史最久,学者们对该模型的理论研究也经历了从单时滞到双时滞、固定时滞到敏感时滞的发展过程。该模型结合稳定性判据,可以较方便地分析燃烧稳定与否以及获得稳定边界。虽然时滞模型的引入会为分析问题带来便利,但也恰恰由于其描述物理过程过于简化,现今也陷入了理论发展的停滞期。随着系统动力学需求和仿真技术发展,研究重点逐渐向更精确的燃烧过程分析模型拓展。对于纯解析形式的分析模型而言,由于燃烧过程的复杂性,学者们多聚焦于蒸发控制燃烧假设下蒸发环节详细模型的建立,其他环节采用尽可能简化的模型。这是燃烧稳定性理论研究的重要突破,然而前提假设却也限制了该模型在非蒸发控制燃烧的高压液氧煤油发动机中的应用。降阶方法是近些年迅速发展起来的研究方法,为燃烧稳定性研究提供了新思路。降阶方法的使用必须具有相当准确的真实发动机燃烧响应函数模型,但由于湍流燃烧数值模拟和试验条件有限,因而至今较多研究成果都是基于较为简单的模型燃烧室。真实发动机结构较模型燃烧室结构复杂,且推进剂组分的化学反应机理研究尚不成熟,该方法在真实发动机燃烧室的中应用具有较大的发展空间。

4 总结与展望

液体火箭发动机是一个融合调节系统、输送系统、能量转化系统的复杂体系,组件之间特征时间相近以及通过频率范围宽,不匹配的工作状态极可能造成液体火箭发动机系统失去稳定性。在液体火箭发动机振荡分析中,振荡模式辨识与稳定性研究是重要环节,根据振荡模式选择组件模型的繁简程度,结合相应分析方法,获得影响稳定性的敏感参数信息,最终提出有效的工程改

进措施。

阀门作为发动机调节系统的核心元件,对整个发动机动态响应过程影响程度极深。阀门自身振荡与阀门-管路系统耦合振荡两种振荡模式对应不同的改进措施,须加以辨识。其中,阀芯限位以及非线性受力变化可能使系统出现软自激振荡或硬自激振荡。当分析软激励自激振荡可初步采用线性模型,在平衡点稳定性确认之后,便可得到临界参数曲线,随后再完成更精确的非线性分析。较为复杂的硬激励自激振荡就需要大量的数值迭代,寻找使振荡产生的敏感参数。

未来工作应重点关注影响阀门系统稳定性的重要因素,例如摩擦力、液动力、管路长度等,以及软硬自激振荡方法的研究,难点为参数的准确获取以及硬激励自激振荡的识别。虽然国内外对阀门及阀门-管路系统的研究较为成熟,但关于阀门对整个液体火箭发动机调节系统的影响研究相对匮乏,且相比于国外,国内研究更加欠缺。因而,此部分研究是未来在保证发动机具有良好动态性能过程中亟待完成的重要内容,但同时也由于发动机系统中存在复杂的物理过程使该问题成为尚需攻克的难点。

在与燃烧组件相关的三种振荡模式中,供应系统耦合与喷注器耦合振荡可解释为流量型稳定性机理,当采用时滞模型分析时,可采用固定时滞模型或不变的光滑燃尽曲线模型;当考虑具体燃烧过程时,可假设质量源项与释热源项与压力反馈无关,从而建立相关稳定性分析模型。燃烧过程振荡模式表现为内在不稳定机理,当采用时滞模型分析时,须采用存在压力反馈的敏感时滞模型或可变的光滑燃尽曲线模型;当考虑具体燃烧过程时,须加入压力对释热的影响,以及各个燃烧子过程对质量和释热源项的影响。

在未来系统级的燃烧稳定性分析中,理论研究追求更精确的发展目标。时滞模型用来研究燃烧组件与供应系统的耦合振荡极为有效,即当振荡机理表现为流量型时,燃烧过程利用时滞概念描述精度足够,但对于内在不稳定机理,利用时滞模型描述的燃烧过程显得简单粗略,因此针对更完善的时滞模型探索工作还需进行。燃烧过程解析模型较为复杂,是系统级分析的薄弱环节,是研究精细化燃烧组件模型中需重点研究的环节。此外,近些年兴起的降阶方法将会研究燃烧稳定性的重点发展方向,不仅能够推动数值模型的完

善,参数辨识也为系统级计算也提供了接口,是将低维系统分析与高维计算流体力学两种思路结合起来的有效工具。

在液体火箭发动机中,目前稳定性分析所处的阶段和重要价值是在实际试车出现振荡问题之后,利用理论研究解释试验数据特征,找出试验数据背后的系统不稳定机理,接着再将理论分析结果作为指导,对稳定性不佳的系统提出改进措施。然而,随着理论与试验研究的发展,期望稳定性分析能成为新发动机初期设计阶段的必要环节,试车前便能够对整个系统给予稳定裕度评价,将问题尽可能暴露在发动机研制初期,最终建立起一套完整的稳定性评价体系。

参考文献:

- [1] CULICK F E C. Unsteady motions in combustion chambers for propulsion systems[R]. RTO-AG-AVT-039, 2006.
- [2] SEKITA R, MATSUDA M, NAKAMURA R. Pressure oscillation analyses of the pressure regulator for the H-IIA propulsion system [R]. AIAA-2003-4600, 2003.
- [3] HURLBERT E, ABE J. Methods used to investigate and resolve the Space Shuttle helium pressure regulator instability[R]. AIAA-1990-2749, 1990.
- [4] 陈二锋, 丁建春, 武园浩, 等. 气动阀门颤振的局部稳定与全局稳定特性[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 663-670.
CHEN Erfeng, DING Jianchun, WU Yuanhao, et al. Local and global stability of pneumatic valves' chatter[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 663-670. (in Chinese)
- [5] 刘上, 刘红军, 徐浩海, 等. 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, 17.
LIU Shang, LIU Hongjun, XU Haohai, et al. Research of self-oscillation characteristics of check valve flow-path system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(3): 1-5, 17. (in Chinese)
- [6] JUNG T. Static characteristics of a flow regulator for a liquid rocket engine[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2011, 48(3): 541-544.
- [7] 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.
- [8] 张森, 徐浩海, 李斌, 等. 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 Miao, XU Haohai, LI Bin, et al. Auto oscillation of flow regulator pipe system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(7): 1493-1500. (in Chinese)
- [9] YANG V, ANDERSON W E. Liquid rocket engine combustion instability[M]. Washington, DC, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995.
- [10] CASIANO M J. Extensions to the time lag models for practical application to rocket engine stability design[D]. Philadelphia, US: The Pennsylvania State University, 2010.
- [11] GIULIANO V, LEONARD T, ADAMSKI W, et al. CECE: a deep throttling demonstrator cryogenic engine for NASA's lunar lander [R]. AIAA-2007-5480, 2007.
- [12] 薛帅杰, 刘红军, 陈鹏飞, 等. 注气离心喷嘴喷注过程稳定性试验[J]. 航空学报, 2019, 40(7): 122697.

- XUE Shuaijie, LIU Hongjun, CHEN Pengfei, et al. Test on spray stability of swirl injector with gas injection[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(7): 122697. (in Chinese)
- [13] BAZAROV V. Throttleable liquid propellant engines swirl injectors for deep smooth thrust variations[R]. AIAA-1994-2978, 1994.
- [14] HAMMOCK W R, CURRIE E, FISHER A. Apollo experience report: descent propulsion system[R]. NASA-TN-D-7143, 1973.
- [15] DRESSLER G. Summary of deep throttling rocket engines with emphasis on Apollo LMDE[R]. AIAA-2006-5220, 2006.
- [16] SUTTON G P. History of liquid propellant rocket engines[M]. Reston, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [17] GEORGE P. An investigation of space shuttle main engine shutdown chugging instability[R]. NASA-CR-171317, 1984.
- [18] LIM K. Evaluation and improvement of liquid propellant rocket chugging analysis techniques: Part 1 a one-dimensional analysis of low frequency combustion instability in the fuel preburner of the space shuttle main engine[R]. NASA-CR-183106, 1986.
- [19] BARTRAND T. Evaluation and improvement of liquid propellant rocket chugging analysis techniques: Part 2 a study of low frequency combustion instability in rocket engine preburners using a heterogeneous stirred tank reactor model[R]. NASA-CR-182724, 1987.
- [20] ORDONNEAU G, LEVY F, GIRARD N. Low frequency oscillation phenomena during Vulcain shutdown transient[R]. AIAA-2001-3543, 2001.
- [21] 刘上, 刘红军, 孙宏明, 等. 液体火箭发动机中频耦合振荡初步研究[J]. *推进技术*, 2013, 34(1): 101-108.
LIU Shang, LIU Hongjun, SUN Hongming, et al. Preliminary study of medium frequency coupled oscillation in liquid rocket engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(1): 101-108. (in Chinese)
- [22] 刘上, 刘红军, 陈建华, 等. 富氧燃气发生器-供应系统耦合稳定性研究[J]. *推进技术*, 2013, 34(11): 1448-1458.
LIU Shang, LIU Hongjun, CHEN Jianhua, et al. Investigation on oxidizer-rich preburner feed system coupled stability[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(11): 1448-1458. (in Chinese)
- [23] DONG M, XING L X, TAN Y H, et al. System analysis of feed system coupled combustion stability in liquid rocket engines[R]. Dubai, United Arab Emirates: 72nd International Astronautical Congress, 2021.
- [24] 陈文, 邢理想, 徐浩海, 等. 深度节流补燃循环发动机系统稳定性研究[J]. *火箭推进*, 2020, 46(3): 41-48.
CHEN Wen, XING Lixiang, XU Haohai, et al. Study on system stability of deep-throttling staged combustion cycled engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2020, 46(3): 41-48. (in Chinese)
- [25] 舍维科夫. 液体火箭发动机自动控制理论[R]. 西安: 中国航天科技集团公司第六研究院第十一研究所, 2002.
- [26] AMIRANTE R, ANDREA CATALANO L, TAMBURRANO P. The importance of a full 3D fluid dynamic analysis to evaluate the flow forces in a hydraulic directional proportional valve[J]. *Engineering Computations*, 2014, 31(5): 898-922.
- [27] 张海平. 纠正一些关于稳态液动力的错误认识[J]. *液压气动与密封*, 2010, 30(9): 10-15.
ZHANG Haiping. Correction for some wrong opinions about flow forces[J]. *Hydraulics Pneumatics & Seals*, 2010, 30(9): 10-15. (in Chinese)
- [28] MISRA A S. Acoustic, fluid-structure and decoupled seismic analysis of piping systems[D]. Toronto, Canada: University of Toronto, 2003.
- [29] KELLY R. Comparison of surge pressure mitigation devices for use in propellant feedlines during a priming event[R]. AIAA-2019-4120, 2019.
- [30] FUNK J E. Poppet valve stability[J]. *Journal of Basic Engineering*, 1964, 86(2): 207-212.
- [31] HAYASHI S, HAYASE T, KURAHASHI T. Chaos in a hydraulic control valve[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 1997, 11(6): 693-716.
- [32] HAYASHI S. Instability of poppet valve circuit[J]. *JSME International Journal Ser C, Dynamics, Control, Robotics, Design and Manufacturing*, 1995, 38(3): 357-366.
- [33] 刘上, 刘红军, 陈建华, 等. 流量调节器在泵压式供应系统中的动力学特性[J]. *火箭推进*, 2014, 40(2): 28-35.
LIU Shang, LIU Hongjun, CHEN Jianhua, et al. Dynamical characteristics of flow regulator in pump feed system[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2014, 40(2): 28-35. (in Chinese)
- [34] 刘上, 刘红军, 徐浩海, 等. 流量调节器-管路系统频率特性及稳定性[J]. *推进技术*, 2012, 33(4): 631-638.
LIU Shang, LIU Hongjun, XU Haohai, et al. Frequency characteristics and stability of the flow regulator-pipe system[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(4): 631-638. (in Chinese)
- [35] 格列克曼. 顾明初, 译. 液体火箭发动机自动调节[M]. 北京: 宇航出版社, 1995.
- [36] WOOD D, DORSCH R. Effect of propellant feed system coupling and hydraulic parameters on analysis of chugging[R]. NASA-TN-D-3896, 1967.
- [37] LEONARDI M, DI MATTEO F, STEELANT J, et al. System analysis of low frequency combustion instabilities in liquid rocket engine[R]. AIAA-2015-4208, 2015.
- [38] SUMMERFIELD M. A theory of unstable combustion in liquid propellant rocket systems[J]. *Journal of the American Rocket Society*, 1951, 21(5): 108-114.
- [39] GUNDER D F, FRIANT D R. Stability of flow in a rocket motor[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1950, 17(3): 327-333.
- [40] SZUCH J R, WENZEL L. Analysis of chugging in liquid-bipropellant rocket engines using propellants with different vaporization rates[R]. NASA-TN-D-3080, 1965.
- [41] KIM D, JOO S, YOON Y. Effects of fuel line acoustics on the self-excited combustion instability mode transition with hydrogen-enriched laboratory-scale partially premixed combustor[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2020, 45(38): 19956-19964.
- [42] KOBAYASHI K, SHIMIZU T, DAIMON Y, et al. Studies on injection-coupled instability for liquid propellant rocket engines[R]. AIAA-2015-3843, 2015.
- [43] DE BENEDICTIS M, ORDONNEAU G. High frequency injection coupled combustion instabilities-study of combustion chamber/feed system coupling[R]. AIAA-2006-4721, 2006.
- [44] BAZAROV V G. Liquid injector dynamics[M]. Moscow, Russia: Mashinostroenie, 1979.
- [45] FU Qingfei, YANG Lijun, WANG Xiangdong. Theoretical and experimental study of the dynamics of a liquid swirl injector[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(1): 94-101.
- [46] 富庆飞, 贾伯琦, 杨立军, 等. 燃烧室压力振荡对液-液同轴离心喷嘴混合比的影响[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(2): 294-297.
FU Qingfei, JIA Boqi, YANG Lijun, et al. Effect of combustion chamber pressure pulsation on mixing ratio of liquid-liquid coaxial swirl injector[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(2): 294-297. (in Chinese)
- [47] 刘墨俞. 液体火箭发动机喷注系统动力学特性研究[D]. 北

- 京: 中国航天科技集团公司第一研究院, 2018.
- LIU Zhaoyu. Research on the dynamic characteristic of injecting system in liquid rocket engine[D]. Beijing: The First Academy of China Aerospace Science and Technology Corporation, 2018. (in Chinese)
- [48] AITHAL S, LIU Zhining, JENSEN R, et al. Nonlinear injection transfer function simulations for liquid propellants[R]. AIAA-2008-4742, 2008.
- [49] CROCCO L, CHENG S. Theory of combustion instability in liquid propellant rocket motors[M]. London, UK: Butterworths Publication Ltd., 1956.
- [50] LIOI C, KU D, YANG V. Linear acoustic analysis of main combustion chamber of an oxidizer-rich staged combustion engine[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(6): 1505-1518.
- [51] SCHULZE M, SATTELMAYER T. Linear stability assessment of a cryogenic rocket engine[J]. *International Journal of Spray and Combustion Dynamics*, 2017, 9(4): 277-298.
- [52] LIEUWEN T. Online combustor stability margin assessment using dynamic pressure data[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2005, 127(3): 478-482.
- [53] YI Tongxun, FUGGER C A, ROY S, et al. Characterization of pressure oscillations at the approach of combustion instabilities[R]. AIAA-2020-0173, 2020.
- [54] CASIANO M. Extracting damping ratio from dynamic data and numerical solutions[R]. NASA-TM-218227, 2016.
- [55] 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 model[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(6): 1129-1135. (in Chinese)
- [56] HEIDMANN M, WIEBER P R. Analysis of frequency response characteristics of propellant vaporization[R]. NASA-TN-D-3749, 1966.
- [57] HEIDMANN M, WIEBER P R. Analysis of n-heptane vaporization in unstable combustor with traveling transverse oscillations[R]. NASA-TN-D-3424, 1966.
- [58] NATANZON M S, CULICK F. Combustion instability[M]. Reston, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
- [59] 刘畅, 郑孟伟, 郭文君. 某型发动机自反馈调节阀动态仿真分析[J]. *导弹与航天运载技术*, 2020(1): 54-59.
- LIU Chang, ZHENG Mengwei, GUO Wenjun. Transient simulation and analysis of feedback regulating valve in rocket engine[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2020(1): 54-59. (in Chinese)
- [60] 冯岳鹏. 氢氧补燃发动机变推力调节方案与调节过程研究[D]. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 2021.
- FENG Yuepeng. Research on variable thrust regulating scheme and process of staged combustion cycle LOX/LH2 engine[D]. Beijing: China Academy of Launch Vehicle Technology, 2021. (in Chinese)
- [61] 刘上, 刘红军, 孙宏明, 等. 基于增量谐波平衡法的流量调节器非线性频率特性[J]. *推进技术*, 2012, 33(5): 814-819.
- LIU Shang, LIU Hongjun, SUN Hongming, et al. Research of the flow regulator nonlinear frequency characteristics by incremental harmonic balance method[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(5): 814-819. (in Chinese)
- [62] SCHROEDERS 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.
- [63] CROCCO L, GREY J, MATTHEWS G B. Measurements of the combustion time lag in a liquid bipropellant rocket motor[J]. *Journal of Jet Propulsion*, 1956, 26(1): 20-25.
- [64] HARRJE D T, REARDON F H. Liquid propellant rocket combustion instability[R]. NASA-SP-194, 1972.
- [65] CROCCO L. Aspects of combustion stability in liquid propellant rocket motors: Part I fundamentals. low frequency instability with monopropellants[J]. *Journal of the American Rocket Society*, 1951, 21(6): 163-178.
- [66] CROCCO L. Aspects of combustion stability in liquid propellant rocket motors: Part II low frequency instability with bipropellants. high frequency instability[J]. *Journal of the American Rocket Society*, 1952, 22(1): 7-16.
- [67] CHENG Sin'i. High-frequency combustion instability in liquid propellant rocket with concentrated combustion and distributed time lag [J]. *Journal of Jet Propulsion*, 1956, 26(2): 87-92.
- [68] MATTHEWS G B. Combustion instability in liquid propellant rocket motors: determination of combustion time lag parameters in a liquid bipropellant rocket motor[R]. Aeronautical Engineering Report No. 372, 1957.
- [69] SZUCH J R, WENZEL L. Experimental verification of a double dead-time model describing chugging in liquid bipropellant rocket engines[R]. NASA-TM-X-52362, 1967.
- [70] SZUCH J R. Application of a double-dead-time model describing chugging to liquid propellant rocket engines having multielement injectors[R]. NASA-TN-D-5303, 1969.
- [71] SZUCH J R. Digital computer program for analysis of chugging instabilities[R]. NASA-TN-D-7026, 1970.
- [72] LIU C K. Double time lag combustion instability model for bipropellant rocket engines[R]. NASA-CR-120137, 1973.
- [73] POLIFKE W. Modeling and analysis of premixed flame dynamics by means of distributed time delays[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2020, 79: 100845.
- [74] LEONARDI M, DI MATTEO F, STEELANT J, et al. Nonlinear analysis of low-frequency combustion instabilities in liquid rocket engines[C]//Progress in Propulsion Physics-Volume 11. Les Ulis, France: EDP Sciences, 2019, 11: 295-316.
- [75] LEONARDI M, NASUTI F, DI MATTEO F, et al. A methodology to study the possible occurrence of chugging in liquid rocket engines during transient start-up[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 139: 344-356.
- [76] SIRIGNANO W A. Driving mechanisms for combustion instability [J]. *Combustion Science and Technology*, 2015, 187(1/2): 162-205.
- [77] PRIEM R J, HEIDMANN M F. Propellant vaporization as a design criterion for rocket-engine combustion chambers[R]. NASA-TR-R-67, 1960.
- [78] PRIEM R J, GUENTERT D C. Combustion instability limits determined by a nonlinear theory and a One-Dimensional model[R]. NASA-TD-N-1409, 1962.
- [79] WEBBER W T. Calculation of low-frequency unsteady behavior of liquid rockets from droplet combustion parameters[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1972, 9(4): 231-237.
- [80] TONG A Y, SIRIGNANO W A. Oscillatory vaporization of fuel droplets in an unstable combustor[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1989, 5(3): 257-261.
- [81] ABRAMZON B, SIRIGNANO W A. Droplet vaporization model for spray combustion calculations[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1989, 32(9): 1605-1618.
- [82] BHATIA R, SIRIGNANO W A. One-dimensional analysis of liquid-fueled combustion instability[J]. *Journal of Propulsion and*

- Power, 1991, 7(6): 953-961.
- [83] HSIAO G C, MENG Hua, YANG V. Pressure-coupled vaporization response of *n*-pentane fuel droplet at subcritical and supercritical conditions[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33(2): 1997-2003.
- [84] ANANI K, PRUD'HOMME R, HOUNKONNOU M N. Dynamic response of a vaporizing spray to pressure oscillations: approximate analytical solutions[J]. *Combustion and Flame*, 2018, 193: 295-305.
- [85] 苏凌云. 基于液滴蒸发过程的空气加热器低频不稳定燃烧研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009.
- SU Lingyu. The study of low-frequency combustion instability in air-heater based on droplet evaporation[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009. (in Chinese)
- [86] 汪广旭, 谭永华, 庄逢辰, 等. 自燃推进剂模型燃烧室高频纵向燃烧不稳定性[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(8): 1578-1585.
- WANG Guangxu, TAN Yonghua, ZHUANG Fengchen, et al. High frequency longitudinal combustion instability of modeled hypergolic propellants combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(8): 1578-1585. (in Chinese)
- [87] 汪广旭, 谭永华, 陈建华, 等. 考虑喷注流强分布的纵向稳定性建模与分析[J]. *航空学报*, 2021, 42(6): 124510.
- WANG Guangxu, TAN Yonghua, CHEN Jianhua, et al. Modeling and analysis of longitudinal stability considering injection intensity distribution[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(6): 124510. (in Chinese)
- [88] LI Jingxuan, XIA Yu, MORGANS A S, et al. Numerical prediction of combustion instability limit cycle oscillations for a combustor with a long flame[J]. *Combustion and Flame*, 2017, 185: 28-43.
- [89] HAN Xingsi, MORGANS A S. Simulation of the flame describing function of a turbulent premixed flame using an open-source LES solver[J]. *Combustion and Flame*, 2015, 162(5): 1778-1792.
- [90] FREZZOTTI M L, NASUTI F, HUANG Cheng, et al. Extraction of response function from numerical simulations and their use for longitudinal combustion instability modeling[R]. AIAA-2017-1338, 2017.
- [91] FREZZOTTI M L, NASUTI F, HUANG Cheng, et al. Quasi-1D modeling of heat release for the study of longitudinal combustion instability[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 75: 261-270.
- [92] FREZZOTTI M L, NASUTI F, HUANG Cheng, et al. Determination of heat release response function from 2D hybrid RANS-LES data for the CVRC combustor[R]. AIAA-2015-3841, 2015.
- [93] D'ALESSANDRO S, FEDELI G, TONTI F, et al. Low-order modeling of combustion instability applied to cryogenic propellants[R]. EUCASS-2019-617, 2019.
- [94] FREZZOTTI M L, D'ALESSANDRO S, FAVINI B, et al. Driving mechanisms in low order modeling of longitudinal combustion instability[R]. AIAA-2018-4678, 2018.
- [95] GONZALEZ-FLESCA M, SCOUFLAIRE P, SCHMITT T, et al. Reduced order modeling approach to combustion instabilities of liquid rocket engines[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(12): 4845-4857.
- [96] YOON M. Combustion instability analysis from the perspective of acoustic impedance[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2020, 483: 115500.

(编辑: 秦理曼)