

液体火箭发动机离心式喷嘴振荡喷雾特性现状和发展趋势*

姜传金,任永杰,仝毅恒,谢远,楚威,李修乾
(航天工程大学 宇航科学与技术系,北京 101416)

摘要:为加深对振荡喷雾的雾化特性及其与不稳定燃烧的关系的认识,针对低温推进剂液体火箭发动机中广泛应用的气液同轴离心式喷嘴和液液同轴离心式喷嘴,从受激振荡、自激振荡以及喷雾振荡与燃烧稳定性三个方面对研究现状进展进行了综述,总结了以往研究中的成果以及需要克服的关键技术难题,以加深对振荡喷雾及其与燃烧稳定性关系的认识。通过综述可知:对于受激振荡,对于常温常压条件下的供应系统流量振荡引起的前端压力振荡的研究比较充分,但缺少对燃烧室压力变化引起的反压振荡的研究以及超临界条件下喷雾受激振荡的研究;对于自激振荡,研究主要集中在液体中心型同轴离心喷嘴,对于气体中心型同轴离心喷嘴和液液同轴离心喷嘴的研究还较少;光学诊断技术仍难以提取单一的燃烧流场信息。

关键词:液体火箭发动机;离心式喷嘴;受激振荡;自激振荡;燃烧不稳定

中图分类号:V434 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2023)03-001-19

Current status and trend of dynamic atomization characteristics of swirl injector under oscillating environment in liquid rocket engines

JIANG Chuanjin, REN Yongjie, TONG Yiheng, XIE Yuan, CHU Wei, LI Xiujian

(Department of Aerospace Science and Technology, Space Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: In order to master the atomization characteristics of oscillating spray and its relationship with unstable combustion, research and development of gas-liquid coaxial swirl injectors and liquid-liquid coaxial swirl injectors, which are widely used in liquid rocket engines, are reviewed from three aspects of excited oscillation, self-pulsation, and interactions of spray oscillation with combustion stability, so as to deepen our understanding of them. According to the review, for the excited oscillation, the research on the upstream pressure oscillation caused by flow oscillation of supply system under normal temperature and pressure conditions is relatively sufficient. However, the research on the backpressure oscillation caused by pressure oscillation in the combustion chamber and the research on the excited oscillation of spray under supercritical conditions are lack. For the self-pulsation, the current research is focused on the liquid-centered coaxial swirl injectors. There are few studies on the gas-centered coaxial swirl injectors and liquid-liquid coaxial swirl injectors. The optical diagnosis technology is far from enough to extract the single combustion flow field information.

Keywords: liquid rocket engine; swirl injector; excited oscillation; self-pulsation; combustion instability

液体火箭作为人类进出空间、探索宇宙的重要工具,其高可靠性是人类进行大规模、高密度空间活动的基础保障。燃烧不稳定一直是困扰大推力液体火箭发动机发展的难点,当燃烧不稳定发生时,燃烧室压力产生周期性振荡,振荡频率从数百赫兹到数千赫兹甚至上万赫兹不等,振幅一般在平均室压的5%以上,有时可达到百分之几十或更高^[1-3]。燃烧不稳定可以分为低频不稳定、中频不稳定和低频不稳定。低频不稳定频率通常在200 Hz以下,主要是燃烧室内的燃烧过程与推进剂供应系统内的流动过程相耦合导致的;中频

不稳定频率通常在200~1 000 Hz,是燃烧室内燃烧过程与推进剂供应系统中某一部分流动过程相耦合而引起的振荡;高频不稳定是由燃烧释热与声学过程相互作用的非线性振动,频率通常在1 000 Hz以上^[2,4]。燃烧不稳定具有周期性明显、破坏性强、复杂程度高、随机性强、非线性显著、控制难度大等特点^[1,3,5]。

图1为燃烧不稳定的非线性框图模型^[1],各环节中:A表示脉动振幅;D表示对时间的导数,相当于线性环节传递函数中的S。图1由推进剂喷注、雾化、蒸发、混合和化学反应等子过程组成,

* 收稿日期:2021-05-14

基金项目:国家自然科学基金资助项目(12002386);国家自然科学基金面上资助项目(51876219)

作者简介:姜传金(1996—),男,山东邹城人,博士研究生,E-mail:18755157405@163.com;

仝毅恒(通信作者),男,河北邢台人,讲师,博士,E-mail:yiheng_tong@sina.com

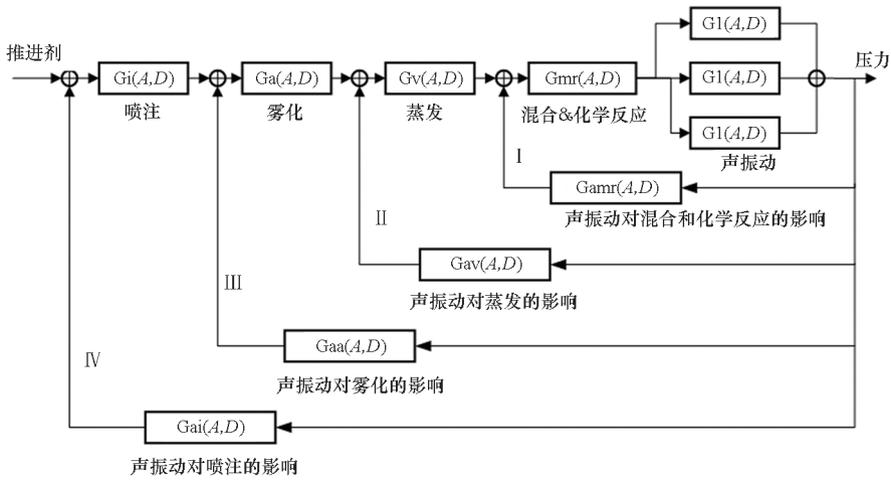


图 1 燃烧不稳定的非线性框图模型^[1]

Fig. 1 Non-linear block diagram model of combustion instability^[1]

燃烧室声学压力振荡对其子过程产生影响,形成闭环的正反馈循环,发展形成燃烧不稳定^[2]。喷嘴作为连接燃烧室和供应系统的关键部件,对发动机的燃烧性能有重要影响^[2,6]。液体火箭发动机供应系统、喷嘴和燃烧室三个主要构件之间的动态关系为:液体火箭发动机工作时在燃烧室中产生声压振荡并影响后续的燃烧过程;声压振荡导致喷嘴的工作参数(如喷嘴出口压力或推进剂质量流量)发生改变;喷嘴中的振荡激发供应系统中的压力振荡,导致进入喷嘴的推进剂流量发生变化,从而在整个液体火箭发动机系统上形成负反馈^[7]。因此各构件之间的相互作用极易引起喷嘴的喷雾振荡,按照引起喷嘴雾化特性周期性变化的原因可将喷雾振荡分为三类:由供应系统流量振荡引起的喷雾振荡;由气液相互作用的时滞反馈引起的压力和流量振荡,即自激振荡;燃烧室压力变化导致反压振荡,进而使喷雾发生周期性振荡。研究表明,液体火箭发动机中雾化特性的周期性变化与燃烧不稳定存在密切联系,并极有可能诱发不稳定燃烧^[3,5,8-13]。因此研究喷嘴的动态雾化特性,掌握影响其动态雾化特性的关键因素,对于液体火箭发动机喷嘴工程设计和优化具有重要意义。

离心式喷嘴具有许多优点,如雾化质量好、工作范围宽、稳定性好、混合效率高等,因此在液体火箭发动机中得到较为广泛的应用。离心式喷嘴种类繁多,在液体火箭发动机中常采用的是切向孔式离心喷嘴,其工作原理为液体通过切向孔进入旋流室,液膜高速旋转,在离心力的作用喷嘴内部形成气核,并在喷嘴出口形成旋转的锥形液膜^[6]。按照喷嘴结构可将离心式喷嘴分为单组

元离心式喷嘴(如图 2 所示)、液液同轴离心式喷嘴(如图 3 所示)、气液同轴离心式喷嘴(如图 4 所示),其中单组元离心式喷嘴又可分为收口型离心喷嘴和敞口型离心喷嘴,而气液同轴离心式喷嘴按照气体和液体分布的方式又可分为液体中心式气液同轴离心(liquid-centered swirl coaxial, LCSC)喷嘴和气体中心式气液同轴离心(gas-centered swirl coaxial, GCSC)喷嘴。对于液体火箭发动机中离心式喷嘴稳态喷雾特性的研究已经

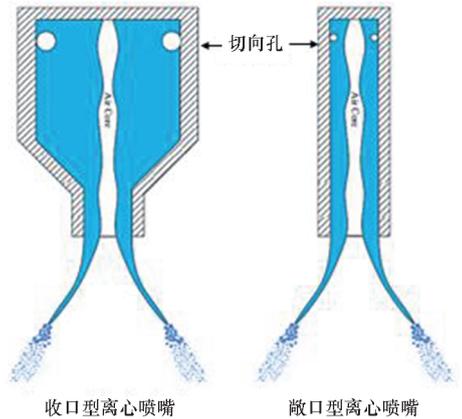


图 2 单组元离心式喷嘴^[6]
Fig. 2 Single swirl injector^[6]

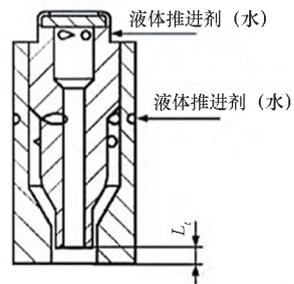
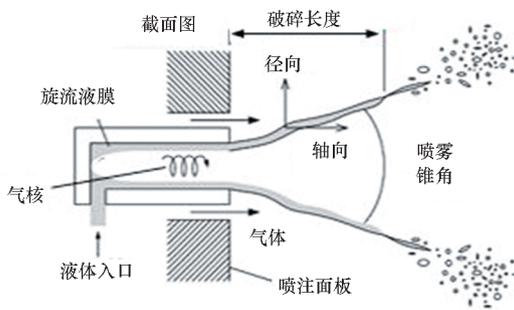
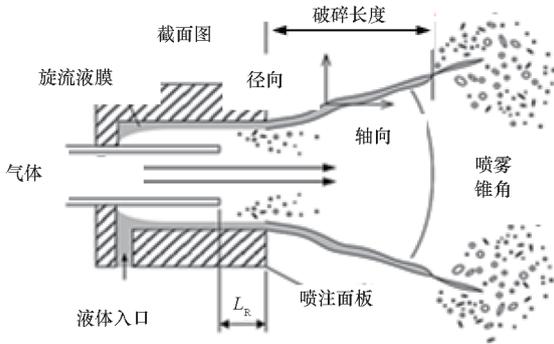


图 3 液液同轴离心式喷嘴^[14]
Fig. 3 Liquid-liquid coaxial swirl injector^[14]



(a) 液体中心式同轴离心喷嘴

(a) Liquid centered coaxial centrifugal injector



(b) 气液中心式同轴离心喷嘴

(b) Gas-liquid central coaxial centrifugal injector

图4 气液同轴离心式喷嘴^[15]Fig. 4 Gas-liquid coaxial swirl injector^[15]

较为充分^[14-24],对于振荡喷雾的雾化特性及其与不稳定燃烧的关系方面,国内外学者已经开始进行少量研究,但还未进行全面系统性的总结,特别是缺乏针对喷雾自激振荡特性的总结,制约了对于喷雾自激振荡的诱发机理与不稳定燃烧之间的关联机制的发展。本文针对喷雾受激振荡、自激振荡以及喷雾振荡与不稳定燃烧之间的关系进行了综述,以便加深对振荡喷雾的理解,为抑制液体火箭发动机不稳定燃烧提供理论支撑。

1 受激振荡对离心式喷嘴雾化特性的影响

1.1 供应系统振荡对离心式喷嘴雾化特性的影响

学界对于供应系统振荡对离心式喷嘴的影响的研究主要集中在单组元离心式喷嘴;对于气液同轴离心式喷嘴开展了部分研究;对于液液同轴离心式喷嘴的研究,国内外尚未见到公开发表的报道。本节主要针对有关单组元离心式喷嘴、气液同轴离心式喷嘴的研究进行综述。

1.1.1 研究方法

如前文所述,在液体火箭发动机实际工作时,存在大量的压力扰动源,而压力扰动可能会影响喷嘴的喷注雾化过程;而喷雾的振荡又会引起供

应系统的振荡并可能诱发低频燃烧不稳定,因此会形成闭环的耦合,造成更大的破坏。

基于喷嘴动力学理论分析、实验研究以及数值仿真等手段,对上游压力振荡条件下的雾化响应特性进行了深入研究。实验研究作为一种最为直观的研究手段,需要解决两个最为重要的技术难题,一是产生供应系统压力振荡的技术,二是实时监测喷嘴出口流量脉动的技术^[6]。公开文献中产生供应系统压力振荡的方式主要有两种:一种是在管路中增加压力扰动装置,另一种是采用“振荡”离心喷嘴使喷雾产生振荡^[25-26]。压力扰动装置主要有水力脉动器、声学脉动器、惯性脉动器、自激脉动器^[27]。

在喷雾实验测量方面,上游压力产生波动时,原有的稳态流量测量方法无法获取喷嘴内液体的瞬时流量。因此,Khil等^[28-29]提出了一种直接利用瞬时压力和液膜厚度获取喷嘴内液体流量的新方法(direct pressure measuring method, DPMM),其测量精度在96%以上。该方法的局限性在于只能测量低频脉动范围内的瞬时质量流量,对于高频脉动不再适用,因此大部分的实验仍采用电导法来进行间接测量,文献[30-33]已对电导法测液膜厚度进行了详细总结,本文不再赘述。

1.1.2 供应系统振荡对单组元离心式喷嘴雾化特性的影响

对于单组元离心式喷嘴,喷嘴内部流动特性主要包括液膜厚度、速度、气核等对于上游压力振荡的响应特性,即喷嘴动力学。Bazarov等^[34-36]率先对喷嘴动力学展开了研究,并发展了线性动力学模型,Fu等^[37]将扰动波色散考虑在内,对Bazarov的理论模型进行了修正,并基于此推导了敞口型喷嘴的传递函数。薛帅杰等^[38]则根据Bazarov的动力学理论发展了厚液膜喷嘴的动力学响应模型,得到了上游压力振荡时切向孔的幅频响应函数。

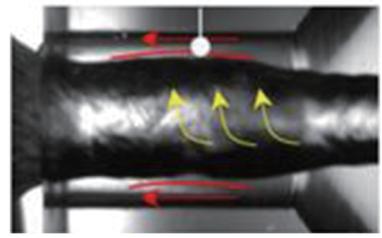
喷嘴结构和工况参数对于喷嘴内液膜厚度有着显著影响,部分学者已经进行了实验研究^[7,29,38-39]。Fu等^[39]指出敞口型离心喷嘴液膜厚度随着喷嘴特征参数A的增加而增加,收口型离心喷嘴的则相反,用黏性理论预测的液膜厚度与实验结果一致。Chung等^[7]发现当振荡频率为200 Hz时,喷嘴出口处液膜厚度的振幅达到峰值,喷嘴出口处液膜厚度的振幅随着旋流室直径、长度和切向孔个数的增加而减小,且切向孔个数对敞口型离心喷嘴的动态特性影响更大。Khil等^[29]将喷嘴入口的测量参数作为输入值,喷嘴出

口的测量参数作为输出值,推导了各参数的传递函数,分析各参数传递函数相图可得:除了液膜厚度的所有参数的相图都随着振荡频率的增加从第四象限沿顺时针方向移动到第三、第二、第一、第四象限,而液膜厚度则从第一象限开始移动。

上述实验所采用的喷嘴切向孔直径较小,喷嘴内液膜较薄,部分结论对于厚液膜喷嘴可能并不适用。对此,薛帅杰等^[38]研究了厚液膜敞口型离心喷嘴的动力学响应特性,指出当振荡频率较低时,两者在喷嘴内部的流动扰动波的响应特性差别不大;当振荡频率较高时,相较于薄液膜喷嘴,厚液膜喷嘴内部流动过程扰动波的耗散作用较弱,厚液膜喷嘴喷注雾化过程对外加扰动不敏感。

在喷嘴内部,液膜高速旋转,当离心力克服了液体的黏性力时,便会产生气核^[40],当供应系统压力振荡时,气核形态也会产生相应的变化。Khil 等^[41]认为在 Klystron 效应^[5]和旋流室内的旋流运动的共同作用下,喷嘴内部会产生链状气核。Cheng 等^[42]指出气核波动在喷嘴内部以长波形式传播,且波长为喷嘴长度的 11 倍。如图 5 所示,Ahn 等^[43]将喷嘴表面波的传播分解为正弦驻波和传播的螺旋波,这两种波的结合将导致气核从顶到底振荡地向喷嘴出口传播。

在喷嘴动力学仿真方面,杨立军^[44-45]、Richardson^[46]、Ismailov^[47-50]、Park^[51-52]、Zakharov^[53]等做了大量的工作。杨立军等^[44-45]指出工况参数对燃烧室的压力振荡产生较大的影响,燃烧室稳态压力越大、喷嘴压降越小,供应系统压力振荡

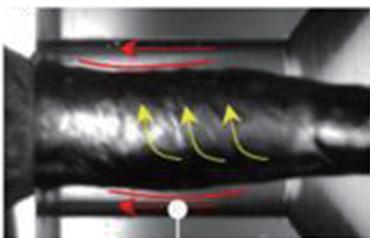


(c) 波峰向前传播
(c) Crest propagates forward

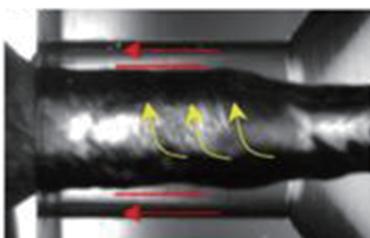
图 5 压力振荡时气核在喷嘴内的传播^[43]
Fig. 5 Air core while pulse wave generated from cavitation travels forward inside the nozzle^[43]

的振幅越大。Richardson 等^[46]发展了一种边界元法(boundary element method, BEM)来研究压力振荡下的喷嘴的非定常特性,建立了一种非定常特性下的完全非线性轴对称模型,并与 Bazarov^[34]的线性模型进行比较,两者在振荡频率大于 5 000 Hz 时出现明显差异。Ismailov 等^[47-50]进行了单喷嘴的线性分析,并运用边界元法对线性理论进行计算,发现当扰动频率与喷嘴的共振频率相同时响应最大。Park 等^[51-52]则提出了一种轴对称边界元法来模拟喷嘴的雾化过程,该模型可以预测大量的细小液滴。Zakharov 等^[53]和 Richardson 等^[46]的仿真结果表明,使用多排切向孔可以在特定频率下消除波动,提高喷嘴稳定性。

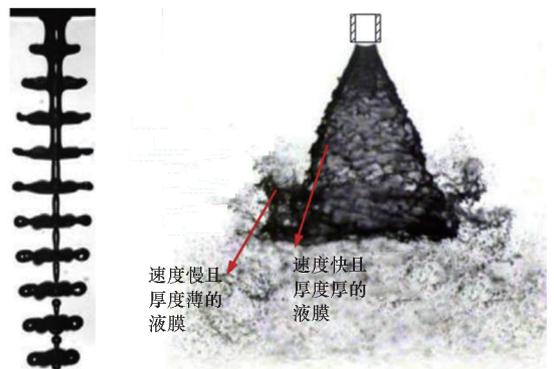
供应系统压力产生振荡时,喷雾形态呈周期性振荡,表现为 Klystron 效应(调速管效应)。如图 6 所示,与射流类似,锥形液膜在速度发生周期性变化时,运动速度较快的液膜就会追上并挤压运动速度较慢的液膜,从而使液膜出现堆积现象,这种现象称为 Klystron 效应^[5]。



(a) 波谷向前传播
(a) Trough propagates forward



(b) 波谷消失
(b) Trough extinction



(a) 射流喷射
(a) Spray pattern of liquid jet
(b) 锥形喷雾^[42]
(b) Conical spray^[42]

图 6 Klystron 效应
Fig. 6 Klystron effect

针对 Klystron 效应的研究主要集中在实验领域,公开发表的文献中还未见到相关的理论分析。图 7^[42]展示了 Klystron 效应发生时一个周期内喷雾形态的变化过程。首先,较厚且较快的液膜推动较慢的液膜向下运动并使液膜表面起皱,当更厚更快的液膜出现时,喷雾突然收缩。然后,快膜逐渐赶上慢膜,使锥形液膜产生折叠。最后,雾化锥角不断增加,开始新的循环。薛师杰等^[38]指出只有液体流量振荡频率增加到一定程度时,喷嘴才会出现 Klystron 效应,在此之前,喷嘴雾化过程表现为喷雾角周期性改变。Yang 等^[54]的研究表明 Klystron 效应会导致液膜的折叠,并且会放大喷注压力振荡对雾化波动的影响,导致液膜破碎长度减小,减小程度与 Klystron 效应强度有关。Ahn 等^[55]发现当供应系统压力振荡时,存在水锤现象,考虑水锤因素后推导的理论结果与喷嘴内的共振现象具有很好的相关性。Cheng 等^[42]认为 Klystron 效应会使喷雾形态由空心锥形变为实心锥形,使雾化性能变差。

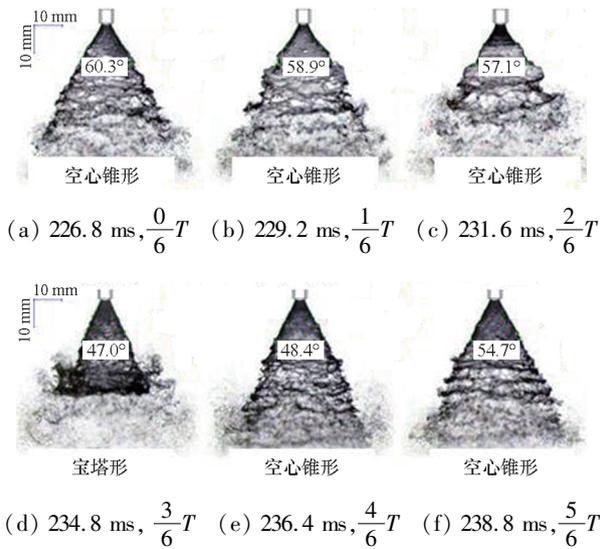


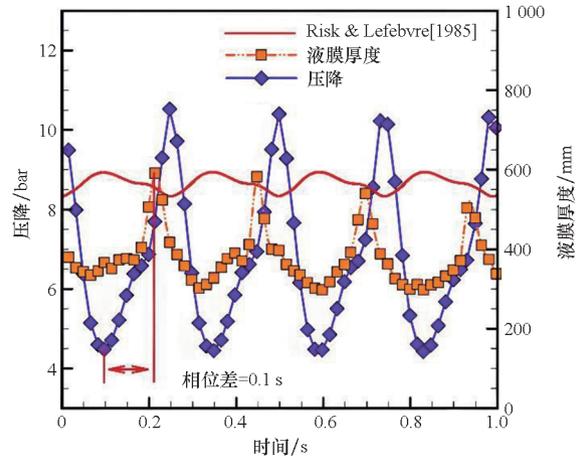
图 7 一个周期内喷雾模式的图像^[42]

Fig. 7 Snapshots of spray patterns in one cycle^[42]

对于供应系统压力振荡对喷雾特性影响的研究主要集中在液膜锥角及对振荡频率的响应。

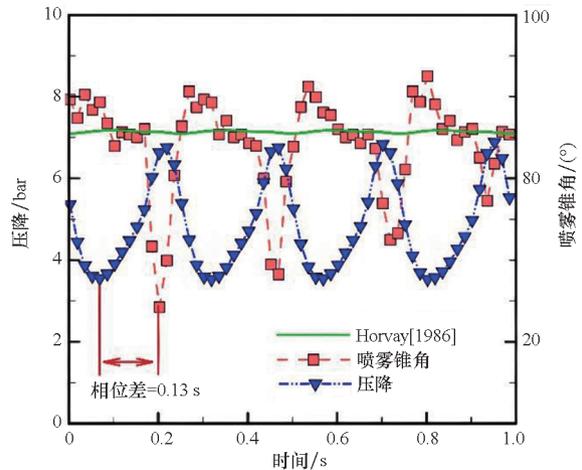
喷雾锥角是最为直观的喷雾流动特性,当上游压力周期性振荡时,喷雾锥角也呈现出周期性变化。已有的研究表明,喷雾锥角与喷注压力成正比^[19],但在发生 Klystron 效应的实验中发现,如果喷注压力增加,则喷雾锥角减小;反之,如果喷注压力减小,则喷雾锥角增大,这与理论相反。原因在于大部分实验选择在喷嘴入口处测量喷注压力,而在喷嘴出口外测量喷雾锥角,二者之间存在位置差,导致了相位延迟^[29,41]。液膜厚度、喷

雾锥角随喷注压降振荡的变化情况如图 8^[41]所示,由于相角移动,所以液膜厚度和喷雾锥角的变化与喷注压力的变化不成正比。喷嘴的压力振荡和流量振荡之间的相位差随着振荡频率的增大而增大,并且相位差随喷嘴特征参数的增大而增大,随压降的增大而减小。Jin 等^[56]改进了测量手段,提出了一种测量相位的方法,喷嘴的喷注压降直接影响液体流量和喷雾锥角,在喷嘴下游足够短的距离获得喷雾角,则相位延迟可以忽略。Cheng 等^[42]指出当 Klystron 效应发生时,从喷嘴中喷出厚且快的液膜,引起喷雾锥角减小,随着轴向速度的减小,喷雾角逐渐增大,而喷雾的收缩仅持续约 1/6 周期,因此喷雾角度以锯齿状变化。而喷雾锥角的变化范围不仅取决于喷嘴的几何结



(a) 液膜厚度随喷注压降振荡变化曲线

(a) Liquid film thickness as a function of pressure drop oscillation



(b) 喷雾锥角随喷注压降振荡变化曲线

(b) Spray cone angle as a function of pressure drop oscillation

图 8 液膜厚度、喷雾锥角随喷注压降振荡的变化^[41]

Fig. 8 Liquid film thickness, spray cone angle as a function of pressure drop oscillation^[41]

构和喷注参数,压力振荡频率对其影响尤为重要。Chung 等^[7]指出喷雾锥角在振荡频率为 200 Hz 时振荡幅度最大。

关于离心式喷嘴对供应系统压力振荡的响应已经开展了充分的研究,考虑了 Klystron 效应、喷前压力、旋流室内流过程、气核直径和轴向速度、喷雾锥角、液膜波动、喷雾波动等的频率与供应系统振荡频率之间的关系,发现均与供应系统压力振荡频率一致。研究表明,单个离心式喷嘴是一种低通滤波元件^[7,54],Jin 等^[56]指出当振荡频率为 200 Hz 时,喷嘴的无量纲传递函数与供给系统中的压力波动的相位接近 180°。Yang 等^[54]发现液膜波动频率和喷雾波动频率在 0 ~ 200 Hz 能够较好地响应压力振荡频率,截止频率约为 250 Hz,如图 9 所示,因此对于离心式喷嘴,如果压力振荡幅度足够高,则喷雾振荡对压力振荡的响应仅取决于其频率。越来越多的实验表明,当上游压力的振荡频率在 200 Hz 左右时,喷雾特性较其他频率相差最大,不仅仅喷雾锥角振荡幅度最大,液膜破碎长度也最短^[54],如图 10 所示,但对其中的机理研究还不够。

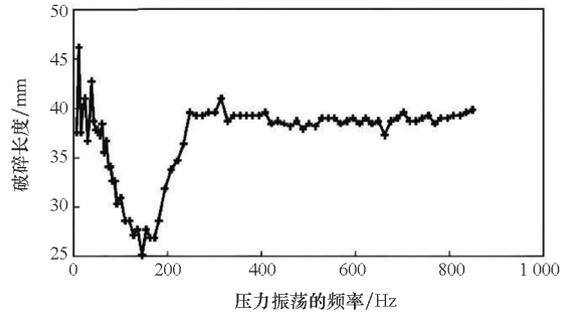


图 10 压力振荡对液膜破碎长度的影响^[54]

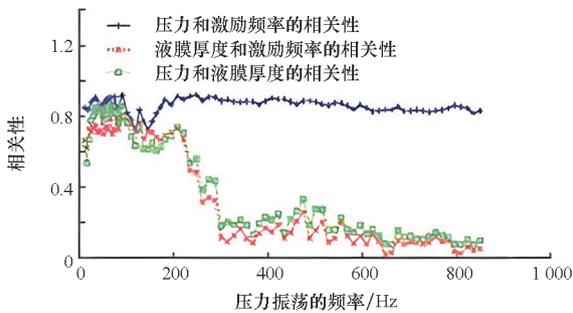
Fig. 10 Effect of pressure pulsation on breakup lengths of liquid film^[54]

1.1.3 供应系统振荡对气液同轴离心式喷嘴雾化特性的影响

对于气液同轴离心式喷嘴,学界对于上游供应系统压力振荡时的雾化特性研究相对较少,仅开展了部分工作,对部分现象的产生机理还不明确。

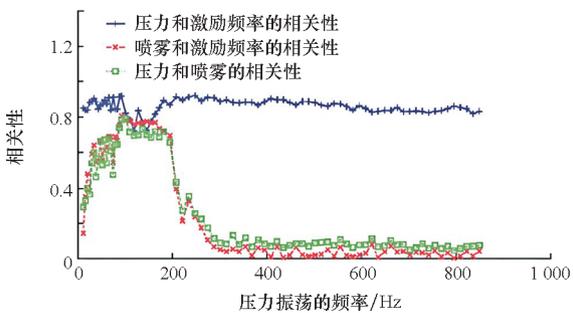
对于液体中心式气液同轴离心喷嘴, Yang 等^[57]建立了线性动力学的理论模型,推导得到整个气液同轴离心喷嘴的传递函数,但是该模型的局限性在于仅考虑了液相的影响。该理论模型的计算结果显示随着振荡频率的增加,两相混合物流量波动的振幅响应呈现先增大后减小的趋势,两者的相移随着振荡频率的增加而线性增加。同时指出小混合比、大流量、高背压、小缩进比和较大的几何特性系数,都有助于降低流量振荡的振幅响应,但这些参数对同轴离心式喷嘴的相位频率影响不大。康忠涛等^[58]发现 Klystron 效应使得自激振荡“圣诞树”型喷雾产生更多的“树枝”,同时导致自激振荡频率增大,产生分频现象,分析认为是速度大的液膜追赶速度低的液膜,导致液膜雷诺数增大,引起频率增大。

对于气体中心式同轴离心喷嘴, Park 等^[59-60]对气体通道和液体通道分别进行了压力脉动实验,其响应频率与单组元离心式喷嘴显著不同,可达上千赫兹。当液体通道产生压力振荡时,由于液体环缝本身起着低通滤波器的作用,响应随振荡频率的增大而减弱,在部分频率上出现峰值则可能是其他因素共振造成的,如图 11(a)所示,并且随着动量比的增大,气体动量传输到液体,响应振幅随之增大。截止响应频率随环缝宽度增大而减小,如图 11(b)所示,其原理如图 12 所示,当间隙厚度较小时,由于空间限制,液膜厚度同样变小,这使得液膜更容易受到扰动;当间隙厚度较大时,液膜厚度变得相对较大,膜厚波动较小,对激励的响应不足。减小切向孔直径会导致供应系统的压力波动无法



(a) 液膜波动和压力波动的相关性

(a) Correlations between fluid film fluctuations and pressure fluctuations

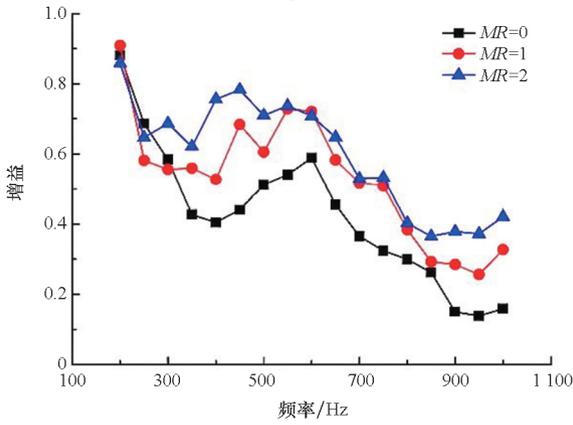


(b) 喷雾波动和压力波动的相关性

(b) Correlations between atomization fluctuations and pressure fluctuations

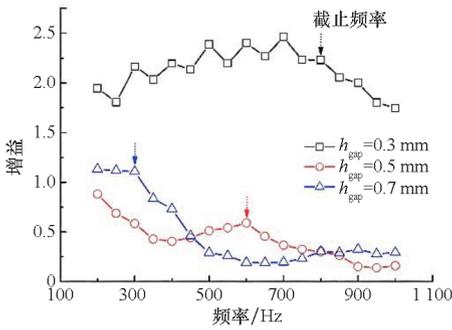
图 9 液膜波动、喷雾波动和压力波动之间的相关性^[54]

Fig. 9 Correlation between liquid film fluctuations, spray fluctuations and pressure fluctuations^[54]



(a) 动量比对响应频率的影响

(a) Influence of momentum flux ratio on response frequency

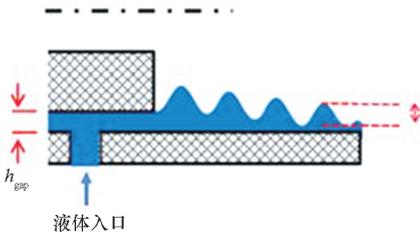


(b) 环缝宽度对响应频率的影响

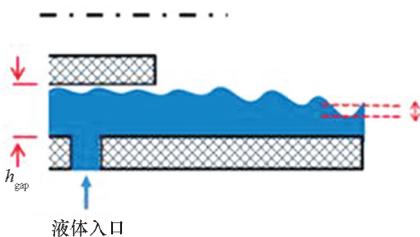
(b) Influence of gap thickness on response frequency

图 11 动量比及环缝宽度的影响^[59]

Fig. 11 Influence of momentum flux ratio and gap thickness^[59]



(a) 小尺寸环缝
(a) Small gap



(b) 大尺寸环缝
(b) Large gap

图 12 环缝宽度影响液膜振荡的机理^[59]

Fig. 12 Schematic of perturbation according to gap thickness^[59]

通过较小的入口传递到下游,当切向孔直径足够小时,可以视为阻尼器,如图 13 所示。因此直径较小的切向孔和较宽的液体环缝有利于抑制不稳定性。在气体通道施加驻波扰动时有相似的结论,随着动量比和缩进比的增加以及液体环缝宽度的减小,喷雾对激励的响应增大。气体供给管路的共振和驻波扰动的耦合造成了高频时的响应峰值,低频增益的峰值似乎是由于气液界面处的不稳定性频率与气体激发频率的耦合所致。

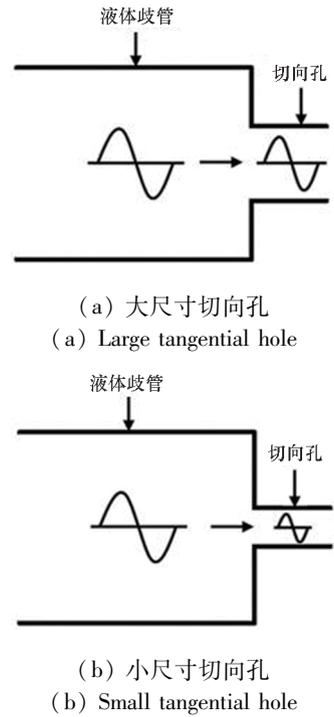


图 13 切向孔直径的阻尼效应^[59]

Fig. 13 Damping effect with size of tangential inlet diameter^[59]

1.2 背压振荡对离心式喷嘴雾化特性的影响

学界对于背压振荡对喷嘴雾化特性的影响研究较少,且主要针对直流式或剪切式喷嘴。

对于背压振荡,仍有两个技术难题急需解决:一是使环境压力产生周期性压力脉动,二是对封闭的喷雾场进行测量。对于前者,学界普遍采用的方法是应用声学扰动装置提供驻波干扰,但由于声学喇叭的功率限制,产生扰动的频率与幅值都较小,并且仅适用于喷注压降较低的工况,距模拟火箭发动机真实压力环境还有较大差距。杨岸龙等^[61]设计了一种高频高幅值反压振荡装置,通过周期性的进气和放气实现反压振荡,但是这种装置对喷雾场干扰较大,还需要进一步优化来尽可能减弱对上游喷雾场的影响。在喷雾场的观测上,由于喷雾处于封闭的反压舱内,对其进行光学诊断时,观察窗会吸收激光,导致激光的透射率下

降,并且会产生光学噪声,因此需要发展先进的测量手段提取流场中的数据^[62]。

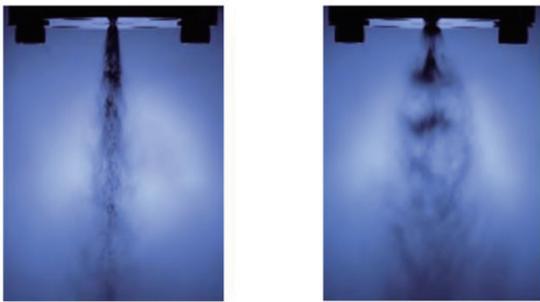
由于实验设备和测量手段的限制,学界对于反压振荡下离心式喷嘴的雾化特性实验研究较少,少量学者进行了理论分析。富庆飞等^[63]指出降低喷嘴供应系统压力或者增大喷注压降可以使同轴喷嘴对室压振荡的响应幅度减小,但这仅对于中低频不稳定燃烧有效。该方法是否会引起高频不稳定燃烧,仍需对其进行深入的研究。

2 自激振荡对喷嘴雾化特性的影响

2.1 液体中心式同轴离心喷嘴自激振荡

2.1.1 液体中心式同轴离心喷嘴自激振荡对喷雾的影响

气液同轴喷嘴的自激振荡最早发现于 20 世纪 70 年代中期的液氧/氢发动机中^[64-65],它是由气液相互作用的时滞反馈引起的压力和流量振荡,稳态喷雾与自激振荡喷雾对比图像如图 14 所示。一般来说,自激振荡发生时常伴随着剧烈的啸叫和气液供应管路中的压力振荡以及较弱的室压振荡^[65],声场会对燃烧造成干扰,可能诱发燃烧不稳定^[66-69],因此学界普遍认为需要抑制自激振荡。



(a) 稳态喷雾 (b) 自激振荡喷雾
(a) Stationary spray (b) Self-pulsation spray

图 14 稳态喷雾与自激振荡喷雾的对比^[75]

Fig. 14 Comparison between stationary spray and self-pulsation spray^[75]

尽管学界针对喷雾自激振荡已经开展了大量研究,但是对自激振荡对喷雾的雾化特性的影响仍未形成统一观点。Bazarov^[65,70]认为在相同压降下,自激振荡喷雾的平均粒径比稳定喷雾的平均粒径小,并且其沿径向分布更加均匀,在不激发不稳定燃烧情况下可以利用其提高雾化质量和推进剂混合均匀性。周进等^[67]的研究也表明在气体喷注压降较低时,啸叫对喷嘴雾化有强化作用。而 Im 等^[71-72]指出发生自激振荡会导致喷雾粒径增大,从而导致喷嘴的雾化性能变差,并且自激振

荡引起的质量振荡可能会导致燃烧室的放热频率与燃烧不稳定性的第一切向模式的频率相同,从而放大不稳定燃烧。Kang 等^[73]通过对比稳态喷雾与自激振荡喷雾发现,自激振荡喷雾液膜周期性振荡,将会形成“颈部”与“肩部”,液膜将会在第二个颈部破裂并在第二个肩部破碎成大液丝,这个过程将会周期性地产生液滴群,引起喷雾宽度及质量流量周期性振荡。振荡的液滴可以到达更远的径向区域,从而导致喷雾锥角增大,喷雾的质量流率更加均匀,从喷雾的空间分布和混合燃烧的角度来看,自激振荡是有益的。但是自激振荡又导致索特平均直径(Sauter mean diameter, SMD)分布从倒 V 形变成空心锥形,并且 SMD 相对于稳态喷雾普遍增大,自激振荡对雾化又是有危害的,需要抑制。白晓等^[74]发现随着气液比的增加,自激振荡喷雾的 SMD 分布从 M 形转变为 N 形。康忠涛^[6]采用相位多普勒风速仪(phase Doppler anemometry, PDA)系统测量了稳态喷雾与自激振荡喷雾的液滴粒径与速度,发现自激振荡会导致喷雾的液滴速度变大。并且自激振荡喷雾的中心液滴呈现“大滴高速”,稳态喷雾则呈现“大滴低速”。在喷雾边缘两者的粒径-速度分布相似。结合作者的研究来看,自激振荡发生时,喷雾粒径会产生剧烈振荡,部分小液滴的粒径小于稳态喷雾粒径,可以看出自激振荡对雾化有一定的强化作用。但也产生了大量的大液滴,导致喷雾的平均粒径增大,部分工况下远大于稳态喷雾,喷雾质量严重恶化。

2.1.2 液体中心式同轴离心喷嘴自激振荡的影响因素

学界对于自激振荡的影响因素开展了大量研究,发现自激振荡与喷嘴的几何结构和喷注条件密切相关,影响自激振荡的喷嘴几何结构参数主要包括缩进长度、环缝宽度、气核尺寸等,影响自激振荡的喷注条件包括气液相对速度、相对流量比、相对动量比、推进剂物性、环境背压等^[71]。

研究表明,缩进可以提高混合效率,增强气液相互作用,并通过影响推进剂的内部混合来影响火焰稳定。Bazarov^[65,70,76]认为喷嘴缩进长度是影响自激振荡的最为重要的一个几何参数,在一定范围内,减小缩进长度会增大自激振荡区域,再继续将缩进长度减小到 0,自激振荡区域会减小直到消失,因此存在一个缩进长度使自激振荡强度达到最强。周进等^[67-68]的研究也表明,过大的缩进比会引起液体流量的降低和液体喷注压降的振荡,因此需要选择适当的缩进比。Im 等^[71-72,75,77]也指出随

着缩进长度的增加,气液相互作用加强,自激振荡边界向右移动,自激振荡区域变大。

由于这些实验的研究条件不同,一些关键参数的尺寸分布和试验工况不够细致,仅能得出一些宏观的规律,未能得出一些关键的转折点,缺乏合理表征缩进的变量。Yang等^[78]提出用“缩进角”替代缩进比,并指出喷嘴内部存在的三种流动模型,即内部混合、临界混合和外部混合,如图15所示,为带缩进的液体中心气液同轴离心式喷嘴自激振荡诱发机理的阐述奠定了基础。Kang^[73]、Bai等^[79]和康忠涛等^[80]在前人研究的基础上,进行了细致的实验研究,发现当喷雾接近临界混合时,自激振荡就会发生,在临界混合下,自激振荡强度最强,此时缩进角约等于液膜角,流动模式偏离临界混合时,自激振荡都会被抑制,能够较好地解释前人关于缩进对自激振荡影响的争议。越来越多的研究证明缩进是影响自激振荡的关键因素,但是有学者发现无缩进的喷嘴也会产生自激振荡^[81],这说明缩进可能是诱发自激振荡的关键因素,但不是必要因素。

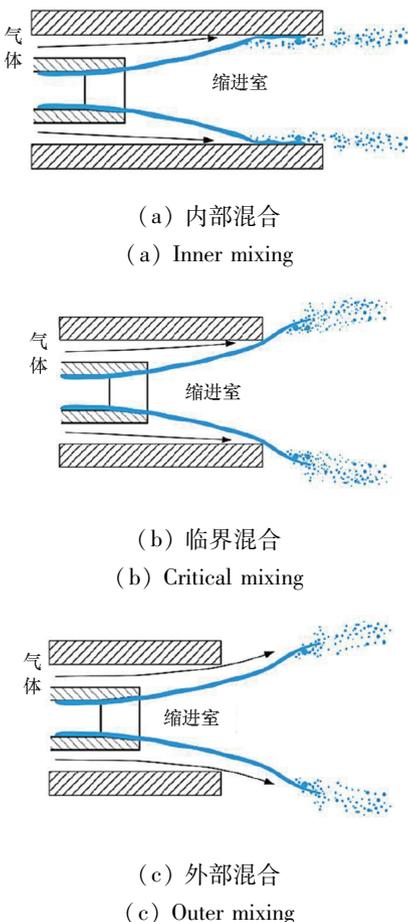


图15 喷嘴缩进室内的流动形态^[6]

Fig. 15 Flow pattern of nozzle retraction chamber^[6]

气体环缝、内喷嘴出口壁厚和气核尺寸也是

影响喷雾自激振荡特性的重要因素。气体环缝增大,会导致缩进室中的压力振荡随之减小^[79],自激振荡受到抑制且自激振荡区域变宽^[65],振荡频率随环缝宽度的增大而减小。Bai等^[79]指出内喷嘴出口壁厚影响气液的接触距离,内喷嘴壁厚增加,气液间距增大,气液相互作用减弱,自激振荡强度降低。康忠涛等^[80]发现气核尺寸会显著影响自激振荡喷雾的形态,气核尺寸较大时自激振荡喷雾呈“圣诞树”状,其振荡频率随缩进长度的增加而呈现出“减小—增大—减小”的变化趋势;而气核尺寸较小时喷雾呈“串”型,自激振荡频率随缩进长度保持不变。

切向孔个数也会影响喷雾自激振荡特性,而学界对其研究相对较少。Bazarov^[65]发现减少切向孔的个数会增大自激振荡区域,但会减小自激振荡的幅值。张新桥等^[82]通过对比单排和双排切向孔对离心式喷嘴的喷雾特性,发现双排切向孔使喷嘴雾化特性变差。

喷注工况在一定程度上决定了喷雾的自激振荡特性,一般为获得具有一定推广价值的推进剂流量对自激振荡的影响规律,常常采用推进剂动量比(momentum flux ratio, MFR)和质量流量比(gas liquid ratio, GLR)以及气液雷诺数等无量纲参数进行表征,其计算公式如下:

$$MFR = \frac{\rho_g U_g^2}{\rho_l U_l^2} \quad (1)$$

$$GLR = \frac{\rho_g U_g}{\rho_l U_l} \quad (2)$$

其中, ρ_g 、 ρ_l 分别表示气体和液体密度, U_g 、 U_l 分别表示喷嘴出口处气体和液体的速度, m_g 、 m_l 分别表示气体和液体质量。通常来说,气液相对速度、相对流量比、动量比、喷注压降、气液雷诺数之间相互关联,影响密切,对于结构相同的喷嘴,改变任何一项都会引起另外几项的变化。当自激振荡发生时,液体动量起着阻尼器的作用,而气体动量对于自激振荡有着促进作用,因此低液体速度、高气体速度、低液体黏度更易激发自激振荡,自激振荡边界将变大^[65,75,77]。由于气液速度与气液雷诺数成正比关系,气体雷诺数增大,自激振荡变得强烈,而增大液体雷诺数,自激振荡受到抑制^[71-72]。Bazarov^[65]指出随着气体压降增大,自激振荡区域变宽;保持气体压降不变,增大液体压降,自激振荡先出现后消失。黄玉辉等^[66,69]发现自激振荡区域随液体喷注压降增大而缓慢增大,随气体喷注压降增大而逐渐消失,但在个别缩进下,随气体喷注压降增大先消失再出现,最后消失。

多种喷注工况下的自激振荡边界如图 16 所示,自激振荡的下边界呈斜抛物线形式或指数形式;当气体流量较小时,自激振荡的上边界似乎是向下的抛物线,而当液体的质量流量足够大时,则近似为直线;对于超高频脉动,下边界和上边界彼此大致平行^[83]。最新的研究表明,当喷嘴的缩进足够大时,自激振荡边界将会出现间断现象,如图 17 所示,即随着气体流量的增加,自激振荡将会先出现再消失,而当气体流量进一步增加时,自激振荡将再次出现^[84]。曹鹏进等^[85]通过数值仿真也发现随着气液比的增加,自激振荡先出现再消失再出现。并且发现喷嘴产生自激振荡时,液膜与壁面之间产生“喉部”,使气体加速。而自激振荡频率随气体雷诺数增大而略有增大,随液体雷诺数增大而迅速增大,其频率范围为 2 ~ 4 kHz^[75]。但是也有研究表明,当液体的质量流量足够大时,随着气体雷诺数的增加,喷雾振荡会从高频脉动(约 3 kHz)转变为超高频脉动(8 ~ 9 kHz),如图 18 所示^[83]。

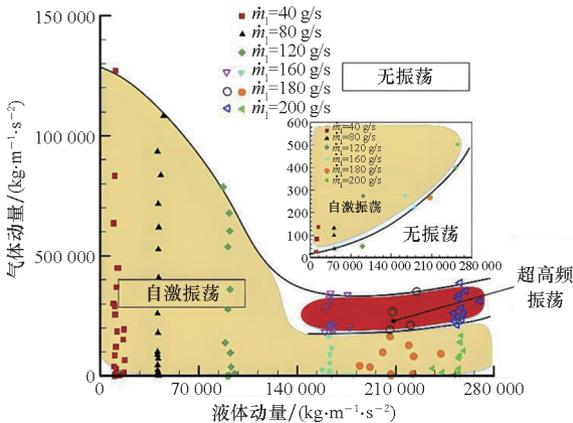


图 16 多种喷注工况下自激振荡边界^[83]

Fig. 16 Self-pulsation boundary at various injection conditions^[83]

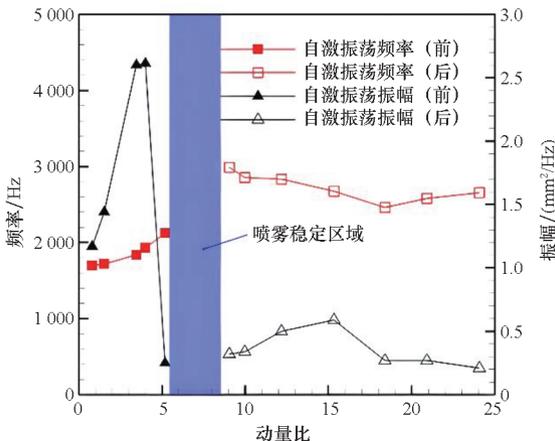
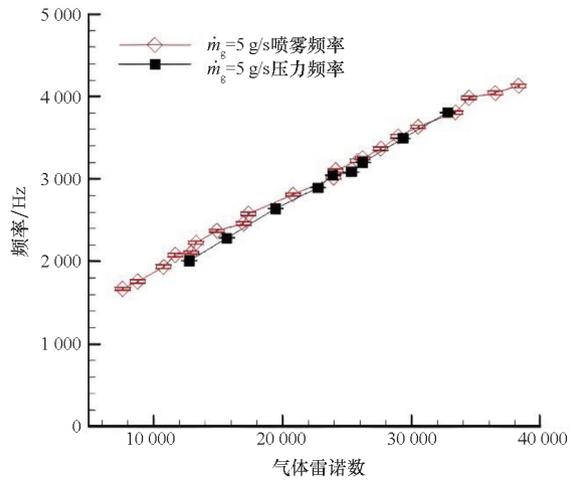


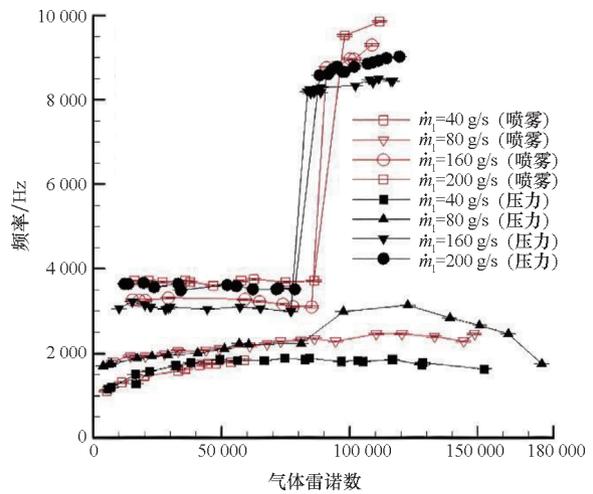
图 17 自激振荡边界间断现象^[84]

Fig. 17 Self-pulsation boundary discontinuity^[84]



(a) 液体雷诺数对频率的影响

(a) Frequency versus liquid Reynolds number



(b) 气体雷诺数对频率的影响

(b) Frequency versus gas Reynolds number

图 18 液/气雷诺数与自激振荡频率的关系^[83]

Fig. 18 Characteristic frequency of self-pulsation with liquid/gas Reynolds number^[83]

由于液体火箭发动机实际工作在高背压环境下,研究背压对自激振荡的影响具有现实工程意义。Bazarov^[65]率先进行了理论分析,认为增大背压会减小自激振荡边界,但是会增大自激振荡强度。Im 等^[71]指出随着背压增大,气动阻力增大,液膜表面波衰减,气液相互作用减弱,自激振荡被抑制,自激振荡边界减小。Bai 等^[86]总结了前人的工作,通过研究缩进室内的流动方式,认为背压增大,液膜从外混转变为临界混合,最终发展为内混,当处于临界混合时,自激振荡最强,因此自激振荡首先被增强,然后被抑制。

推进剂物性对喷雾自激振荡的边界影响也较为显著,Im 等^[72]使用不同环缝气体(氮气、氦气、氩气),发现当气液动量保持不变时,自激振

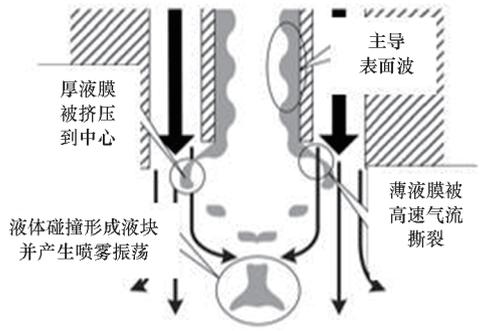
荡的边界存在显著变化。如果将气液动量作为判断自激振荡是否发生的标准,那么在相同动量下,三种气体产生自激振荡的边界必然相同,因此,气液动量不能成为判断自激振荡边界的标准。

2.1.3 液体中心式同轴离心喷嘴自激振荡的产生机理

对于自激振荡的产生机理,国内外学者结合实验与数值模拟,对其展开了研究。认为喷嘴产生自激振荡的影响机制主要包括气核共振机理^[66,69]、液膜表面波机理^[6,71-72,80,87-88]、临界混合机理^[73,79,83,86]、涡脱落机理^[89]等。

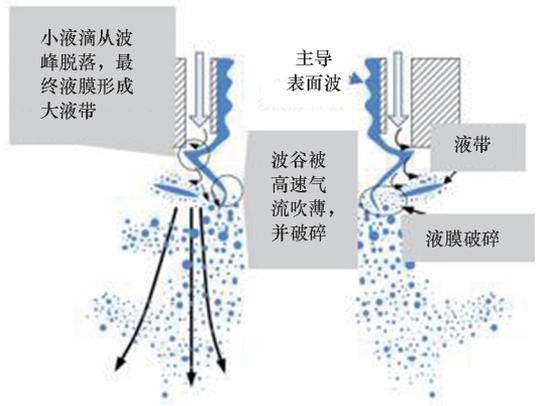
黄玉辉等^[66,69]认为气流进入环缝时需要拐过一个锐角,锐角处的涡的脱落和破碎会引起压力振荡,并且会向下游传递,当它与液体喷嘴出口处的气涡产生共振时,产生自激振荡。从理论模型得出的气核固有频率和自激振荡发生时的气流流速与实验相一致,随着缩进长度的变化,气核和环形通道的固有频率均发生变化,因此自激振荡也随之改变。

Im 等^[71-72]将通过激光系统测量和线性稳定性分析得到的液膜主波频率与自激振荡频率进行归一化处理,得出二者在高液体速度下显示出较好的一致性,因此他认为自激振荡是由主导表面波引起的。由于气核尺寸会显著影响喷雾形态,因此不同气核尺寸下表面波的破碎机理也不同。气核尺寸较小时,如图 19(a)、图 19(b)所示,由于主导表面波的发展,周期性地出现膜厚较小的和较大的区域,较薄的液膜被高速气流撕裂,而较厚的部分则被气流推挤到喷雾中心,聚集成大液块,因此主导表面波在一个周期内仅会产生一次喷雾自激振荡^[71-72];气核尺寸较大时,如图 19(c)所示,自激振荡主要受液膜上波峰波谷位置的影响,气体像吹泡泡一样将波谷位置的表面积吹大直至破碎成液丝,因此喷雾自激振荡主要由液膜外表面波引起^[80]。Eberhart 等^[87-88]通



(b) 小气核尺寸下自激振荡机理

(b) Mechanism of self-pulsation with small gas core size



(c) 大气核尺寸下自激振荡机理

(c) Mechanism of self-pulsation with large gas core size

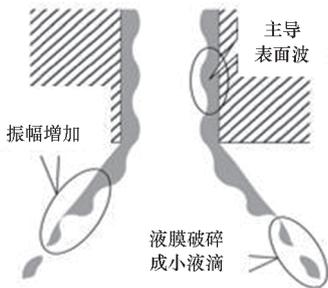
图 19 不同气核尺寸对自激振荡形成机理的影响^[71,80]

Fig. 19 Influence of different gas core size on the formation mechanism of self-pulsation^[71,80]

过实验发现 K-H (Kelvin-Helmholtz) 不稳定波速和自激振荡的波速一致,认为 K-H 不稳定是引起自激振荡的原因。然而,K-H 不稳定与液膜表面波是密切相关的,因此康忠涛认为产生自激振荡的真正原因是 K-H 不稳定^[6]。他认为当 K-H 涡的强度大到足够克服液体惯性时,自激振荡才会发生,并且当喷雾处于临界混合时会增强 K-H 涡,以至于临界混合时自激振荡最强。

临界混合机理^[73,79,83,86]是基于 Yang 提出的“缩进角”理论,在 2.1.2 节已有表述,在此不再赘述。临界混合机理认为当液膜角等于缩进角时,喷嘴内部流动处于临界混合状态,液膜会周期性地阻塞气体环缝通道,从而引起缩进室内压力周期性振荡。临界混合机理能够在一定范围内较好地解释带缩进的液体中心气液同轴离心式喷嘴自激振荡产生和维持的原因。

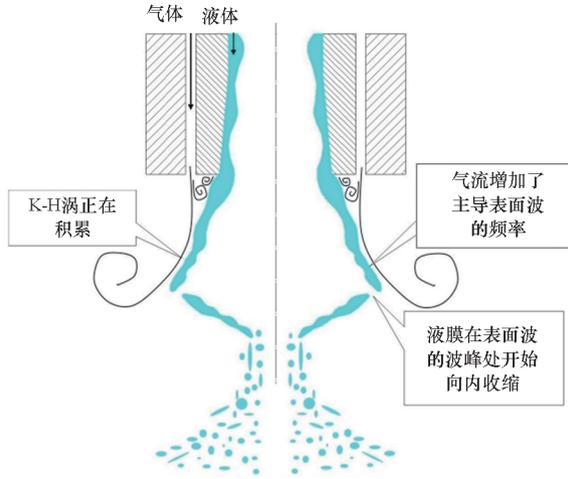
Chu 等^[89-90]和 Ren 等^[91-92]通过三维全尺寸数值仿真研究了无缩进喷嘴的雾化特性,认为自激振荡可能与涡脱落过程有关,如图 20 所示。高



(a) 没有气体时锥形液膜的破碎示意图

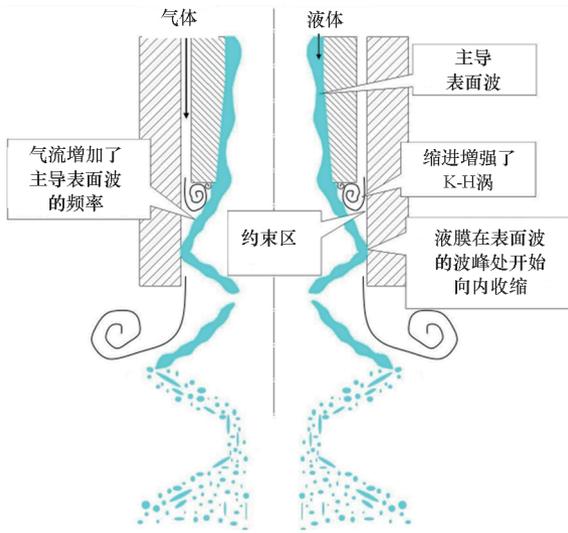
(a) Breakup of the swirling liquid sheets without the annular gas

速气流在液膜上引起强烈的表面波,并在最薄的区域穿透液膜,而气体则从液膜中撕下环形液膜。喷雾锥中的旋涡从液膜中散发出来,并随环形液膜向下游移动;然后,在上游产生新涡。



(a) 无缩进下自激振荡机理

(a) Mechanism of self-pulsation without recess



(b) 缩进下自激振荡机理

(b) Mechanism of self-pulsation with recess

图 20 涡脱落机理^[89]

Fig. 20 Mechanism of vortex shedding^[89]

Bai 等^[84,93]总结了前人的研究,认为自激振荡的机理有两种,即基于临界混合机理的阻塞效应,该机理可以较好地解释较小缩进和较大缩进小动量比下自激振荡的产生机理。对于较大缩进下大动量比自激振荡产生的原因,则认为是环形气流对液膜的挤压作用造成的,从前面的分析可以看出,缩进并不是自激振荡产生的必要因素。临界混合机理可以直观地解释缩进引起自激振荡的机理,但对于无缩进喷嘴的自激振荡,该机理不再适用,具有局限性,因此需要深入开展无缩进下

自激振荡机理的研究。其次,对于自激振荡下的 K-H 不稳定频率无法获取,若能获取自激振荡下的 K-H 不稳定频率将会是对表面波机理最有力的证明,并且表面波机理的适用性更强,能够解释有无缩进下喷嘴自激振荡的深层原因。最后,Bai 等发现的两种类型的自激振荡的产生机理之间是否有深层次的联系仍需要进一步研究。

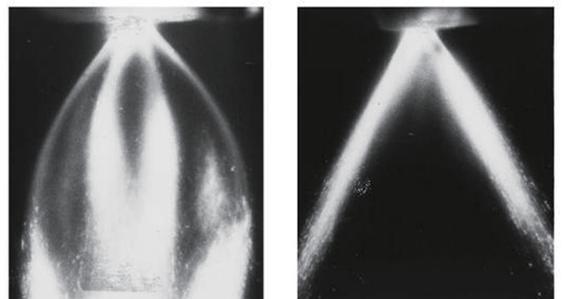
2.2 气体中心式同轴离心喷嘴自激振荡

学界对于气体中心式同轴离心喷嘴的研究较少,并且大部分局限在对实验现象的阐述上,对自激振荡机理的探究仍然匮乏。Choi 等^[94]通过实验研究,提出喷雾的三种破碎方式,即 Rayleigh 破碎气泡破碎以及振荡破碎,喷雾振荡的原因是气液速度差增大,液膜表面波振幅增加。Sivakumar 等^[95]指出喷雾自激振荡频率为 1 000 ~ 2 000 Hz,并且随气体速度增加而增加,而与液体速度无关,这与液体中心式同轴离心喷嘴存在显著差别。徐顺^[96]则发现自激振荡频率与气体雷诺数成正比关系,而与液体雷诺数无关,其自激振荡频率范围为 30 ~ 700 Hz。并分析了无缩进下自激振荡的产生机理,认为是气体对液膜的引射作用,导致液膜周期性地聚合与扩张,从而产生自激振荡。

2.3 液液同轴离心式喷嘴自激振荡

国内外对液液同轴离心式喷嘴的研究相对较少,并且大多数研究都是关注喷雾特性^[15,97-99]和液膜流动特性^[97-104],盛立勇等^[105]对此做了详细的综述,在此不再赘述。对于自激振荡的研究则更少。

Ragunandan 等^[100]和 Sivakumar 等^[102-103]根据内外喷嘴液膜韦伯数将锥形液膜的形态划分为聚合状态、分离状态、滞后状态以及自激振荡状态。而自激振荡状态是指内外液膜在分离聚合状态之间周期性切换,如图 21 所示,并且只有在外喷嘴韦伯数低于 50 时,自激振荡才会发生,自激振荡频率与内喷嘴韦伯数成正比。



(a) 液膜分离 (a) Liquid-film separation (b) 液膜聚合 (b) Liquid-film merging

图 21 液膜的聚合与分离^[102]

Fig. 21 Merged and separation of liquid film^[102]

3 喷雾振荡与燃烧稳定性之间的关系

由于全尺寸火箭发动机热试成本过高,学界针对燃烧火焰对压力扰动的响应的研究极少,但在燃气轮机领域,已经开展了大量研究工作,一些结论可能对液体火箭发动机的研究工作具有启发意义。Durox 等^[106]指出当供应系统振荡时,气体射流和周围环境气体之间的剪切作用产生的涡旋导致了火焰面的褶皱。Birbaud 等^[107]发现火焰面的褶皱会引起流场振荡与供应系统的压力振荡相互之间产生竞争,这会显著影响燃烧流场和火焰的不稳定释热。Yi 等^[108]通过实验证明放热率振荡主要是由瞬时燃料流速的变化引起的,而不是由液滴尺寸和分布的变化引起的。Thumuluru 等^[109]分析了供应系统振荡下的火焰动力学,认为其由气流振荡,振荡湍流火焰面的发展,火焰稳定,后台阶、气体射流、旋流和剪切流动的不稳定性叠加而成。并且这几个过程同时发生、同时影响火焰响应,存在相互竞争的关系,受振荡频率、振幅和火焰稳定动力学影响。

国内外对于以液体火箭发动机喷雾振荡和燃烧稳定性为背景的研究已经进行了初步的探索,取得了一定阶段性的成果。黄玉辉等^[66,69]通过理论分析认为自激振荡极有可能诱发高频不稳定燃烧,但该推断仍需进一步证实。Im 等^[71]指出自激振荡会导致燃烧室中的释热振荡与燃烧不稳定性的第一切向模式的频率相同,从而增强不稳定燃烧。尕永婧等^[110]研究了雾化角对液体火箭发动机燃烧室压力振荡的影响,发现当雾化角处于某一临界值时,容易出现迅速燃烧的可燃气团,引起燃烧室温度和压力的剧烈振荡,一旦压力振荡与燃烧室声学特性耦合,就会导致不稳定燃烧。而当喷雾振荡时,会引起喷雾质量流量和雾化锥角的周期性振荡。Bai 等^[111]通过实验研究了自激振荡喷雾的燃烧特性,发现自激振荡出现时,集液腔的压力和火焰以相同的频率振荡,因此认为自激振荡是火焰和集液腔压力振荡的根本原因。此外,只有当自激振荡频率与燃烧室的第一纵向模态固有频率耦合时,自激振荡才会引起燃烧室压力振荡。Ren 等^[91-92]通过数值模拟发现自激振荡发生时,会诱发中心气核压力振荡,其频率与自激振荡频率一致。中心气核的压力振荡可能与燃烧室声学特性耦合,诱发不稳定燃烧。Mery 等^[112]设计了超高幅声学振荡装置,发现当

横向声学振荡频率接近射流的射流特征频率时,将增大射流锥角。此外,中等幅度的声学振荡会增强二次雾化与蒸发速率;产生的较小液滴的蒸发和释热与压力波动同步,导致放热产生振荡^[113]。Hardi 等^[114]通过实验发现,在接近真实高频不稳定燃烧的一阶横向声学振荡下,射流的破碎长度最多减小 70%,这导致火焰更靠近喷注面板。Roa 等^[115]指出对于受到声学扰动的火焰,仍然存在对射流波动的放大机制,对称的压力振荡会引起轴对称的流量波动和波动放大效应,不对称的压力振荡将会导致波动锯齿状放大。Gejji 等^[116]指出火焰在燃烧室的一阶频率和二阶频率下分别呈现不对称和对称的涡脱落,从低振幅转变到高振幅将提高混合效率,火焰长度更短。

4 总结

学界对于液体火箭发动机离心式喷嘴的定常雾化特性已经进行了充分研究,但是液体火箭发动机真实工作时处于高温高压的环境下,这导致离心式喷嘴的工作过程与常温常压下显著不同。对于振荡喷雾的雾化特性已经做了大量的工作,但仍然不系统。

喷雾对受激振荡的响应包括两个方面:上游供应系统压力振荡引起的喷雾振荡;燃烧室压力变化引起的背压振荡。以往的研究主要针对前者,对于背压振荡则主要集中于同轴剪切式喷嘴的研究,考虑了横向声波干扰对其的影响,在冷试方面,国内西安航天动力所做了大量研究,李佳楠等^[62]对此进行了综述;热试方面,国外进行了大量研究,相关内容总结在第3节。但是对离心式喷嘴雾化影响的研究较少,并且大多集中于单组元离心式喷嘴,对于工况、结构参数等对供应系统压力振荡的影响已较为深入,考虑了 Klystron 效应、响应频率、气核形态、相位幅频等因素,发展了一系列的线性理论模型。而对液体火箭发动机中使用较为广泛的气液同轴离心式喷嘴和液液同轴离心式喷嘴的研究很少,缺乏对其核心参数的认识,尚未建立相关的理论模型。其次,液体火箭发动机实际工作环境为高温高压的超临界状态,与低温液体在超临界和亚临界环境下喷雾的非定常特性存在显著差别。在超临界环境下,气液界面不复存在,液体的表面张力和蒸发潜热都趋于零,成为均相体系。现有的研究则集中在常温常压的亚临界环境,这与火箭发动机的实际工作环境

不符,得出的结论对于实际工程的指导意义较小。再者,高精度的数值模拟工作仍未开展,现有研究基本采用实验与理论分析的方法,欠缺数值模拟工作,全面把握喷雾受激振荡的非定常雾化特性,进一步建立非定常雾化模型以及燃烧响应模型任重而道远。

制约着背压振荡实验发展的因素是高频率高幅值燃烧室反压脉动装置,研究大多采用声学喇叭提供驻波扰动,但在高背压环境下产生的扰动频率与扰动强度较低,难以模拟发动机真实工作环境下的燃烧室压力振荡。也有学者通过动力学分析将燃烧室背压振荡等价为上流压力振荡,但仍需解决背压振荡影响上流压力过程中的相位滞后问题。

学界对液体火箭发动机中液体中心气液同轴离心式喷嘴自激振荡已经开展了大量研究,对喷嘴自激振荡特性、自激振荡机理、自激振荡与燃烧稳定性等方面取得了阶段性的成果。但是对于喷嘴核心结构及工作参数对自激振荡的影响尚不明晰,缩进对自激振荡的影响还未达成一致,环缝宽度与内喷嘴壁厚对自激振荡的影响研究还不够充分,其认识仍存在局限性,缺乏可以表征自激振荡边界的无量纲变量或公式。因此,有必要研究喷嘴核心结构及工作参数对自激振荡的影响规律,建立喷嘴自激振荡边界和无量纲判定准则,以优化喷嘴结构设计。

对于自激振荡诱发机理的结论还远未达成一致,自激振荡的自持机制仍不清晰,自激振荡发生时气液的相互作用也未充分阐述;喷嘴自激振荡与气核、喷嘴结构的声学特性之间的相互作用关系还很模糊。因此,需要进一步全面深入研究自激振荡的诱发和自持机理,对于多因素作用下喷嘴自激振荡的产生机理进行探索,获得喷嘴气体环缝、中心气核等声学特性和喷雾自激振荡之间的耦合关系。

国内外关于振荡喷雾对燃烧稳定性的影响已经开展了部分研究,主要集中在横向声波扰动对燃烧稳定性的影响,但对于自激振荡的热试研究仍不足。当喷雾振荡时火焰会产生相同频率的振荡,甚至会激发不稳定燃烧。因此开展对燃烧状态下喷雾自激振荡对喷雾特性、火焰结构及燃烧流场的影响规律的探索,有助于揭示自激振荡诱发不稳定燃烧的振荡传递路径及主导机制,从而建立自激振荡诱导不稳定燃烧的判别准则,为实现抑制燃烧不稳定提供指导。

参考文献 (References)

- [1] 黄玉辉. 液体火箭发动机燃烧稳定性理论、数值模拟和实验研究[D]. 长沙:国防科技大学,2001.
HUANG Y H. Theoretical, numerical simulation and experimental investigations of combustion instability in liquid rocket engine[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2001. (in Chinese)
- [2] 王振国. 液体火箭发动机燃烧过程建模与数值仿真[M]. 北京:国防工业出版社,2012.
WANG Z G. Modeling and numerical simulations of internal combustion process of liquid rocket engines [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012. (in Chinese)
- [3] 哈杰,里尔登. 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.
HARRJE D T, REARDON F H. Liquid propellant rocket combustion instability [M]. Translated by ZHU N C, ZHANG B J. Beijing: National Defense Industry Press, 1980. (in Chinese)
- [4] O'CONNOR J, ACHARYA V, LIEUWEN T. Transverse combustion instabilities: acoustic, fluid mechanic, and flame processes[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2015, 49: 1-39.
- [5] HARRJE D T, REARDON F H. Liquid propellant rocket combustion instability [M]. Washington: Scientific and Technical Information Office, National Aeronautics and Space, 1972.
- [6] 康忠涛. 气液同轴离心式喷嘴非定常雾化机理和燃烧特性研究[D]. 长沙:国防科技大学,2016.
KANG Z T. The unsteady atomization mechanism and combustion characteristics of gas-liquid swirl coaxial injector[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016. (in Chinese)
- [7] CHUNG Y, KIM H, JEONG S, et al. Dynamic characteristics of open-type swirl injector with varying geometry [J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(3): 583-591.
- [8] ANDERSON W, RYAN H, SANTORO R, et al. Combustion instability mechanisms in liquid rocket engines using impinging jet injectors [C]//Proceedings of 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1995.
- [9] KIM J S, WILLIAMS F A. Acoustic-instability boundaries in liquid-propellant rockets—theoretical explanation of empirical correlation [J]. Journal of Propulsion and Power, 1996, 12(3): 621-624.
- [10] ANDERSON W E, MILLER K L, RYAN H M, et al. Effects of periodic atomization on combustion instability in liquid-fueled propulsion systems [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(5): 818-825.
- [11] GIULIANI F, GAJAN P, DIERS O. Influence of pulsed entries on a spray generated by an air-blast injection device: an experimental analysis on combustion instability processes in aeroengines [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2002, 29(1): 91-98.

- [12] CHAO C C, HEISTER S D. Contributions of atomization to F-1 engine combustion instabilities[J]. *Engineering Analysis with Boundary Elements*, 2004, 28(9): 1045-1053.
- [13] SCHULZE M, SCHMID M, SATTELMAYER T. Influence of atomization quality modulation on flame dynamics in a hypergolic rocket engine[J]. *International Journal of Spray and Combustion Dynamics*, 2016, 8(3): 149-164.
- [14] IM J H, CHO S, YOON Y, et al. Comparative study of spray characteristics of gas-centered and liquid-centered swirl coaxial injectors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(6): 1196-1204.
- [15] 徐顺, 康忠涛, 成鹏, 等. 喷注压降对液液同轴离心式喷嘴喷雾锥角的影响研究[J]. *推进技术*, 2017, 38(7): 1556-1562.
- XU S, KANG Z T, CHENG P, et al. Effects of injection pressure on spray angle of liquid-liquid swirl coaxial injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(7): 1556-1562. (in Chinese)
- [16] TRASK N, SCHMIDT D P, LIGHTFOOT M, et al. Compressible modeling of the internal two-phase flow in a gas-centered swirl coaxial fuel injector[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(4): 685-693.
- [17] JEON J, HONG M, HAN Y M, et al. Experimental study on spray characteristics of gas-centered swirl coaxial injectors[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2011, 133(12): 121303.
- [18] ZHANG H Q, ZHOU L X, CHAN C K. Numerical simulation of internal flow fields of swirl coaxial injector in a hot environment[J]. *Journal of Computational and Applied Mathematics*, 2011, 235(13): 3783-3790.
- [19] LI X, LIANG T, HOU J L, et al. The preliminary study of oxygen-centered kerosene-swirl coaxial injector [C]//*Proceedings of 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2014.
- [20] MATAS J P, HONG M, CARTELLIER A. Stability of a swirled liquid film entrained by a fast gas stream[J]. *Physics of Fluids*, 2014, 26(4): 042108.
- [21] CANINO J, HEISTER S, SANKARAN V, et al. Unsteady response of recessed-post coaxial injectors [C]//*Proceedings of 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2005.
- [22] 王凯, 杨国华, 李鹏飞, 等. 基于 Gerris 的离心式喷嘴锥形液膜破碎过程数值模拟[J]. *推进技术*, 2018, 39(5): 1041-1050.
- WANG K, YANG G H, LI P F, et al. Numerical simulation on conical liquid sheet breakup process of pressure swirl injector based on Gerris [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(5): 1041-1050. (in Chinese)
- [23] 陈慧源, 康忠涛, 成鹏, 等. 离心式喷嘴充填过程内部流动特性仿真[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(4): 944-951.
- CHEN H Y, KANG Z T, CHENG P, et al. Simulation of inner flow characteristics of swirl injector during the filling process[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(4): 944-951. (in Chinese)
- [24] 王凯, 杨国华, 李鹏飞, 等. 离心式喷嘴内部流动过程数值仿真分析[J]. *火箭推进*, 2016, 42(4): 14-20.
- WANG K, YANG G H, LI P F, et al. Numerical simulation of internal flow process in pressure swirl injector[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2016, 42(4): 14-20. (in Chinese)
- [25] BAYVEL L P. *Liquid atomization [M]*. New York: Routledge, 2019.
- [26] 富庆飞. 液体火箭发动机同轴喷嘴稳/动态特性研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.
- FU Q F. Investigation of the steady/dynamic characteristics of the coaxial injectors in liquid rocket engine [D]. Beijing: Beihang University, 2013. (in Chinese)
- [27] BAZAROV V, LEE E, LINEBERRY D, et al. Pulsator designs for liquid rocket injector research[C]//*Proceedings of 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2007.
- [28] KHIL T, KIM S, CHO S, et al. Quantification of the transient mass flow rate in a simplex swirl injector [J]. *Measurement Science and Technology*, 2009, 20(7): 075405.
- [29] KHIL T, CHUNG Y, BAZAROV V G, et al. Dynamic characteristics of simplex swirl injector in low frequency range[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(2): 323-333.
- [30] 张小章. 采用电导法测量液膜厚度的理论分析与实验修正[J]. *计量技术*, 1998(12): 2-4.
- ZHANG X Z. Theoretical analysis and experimental correction of measuring liquid film thickness by conductivity method[J]. *Measurement Technique*, 1998(12): 2-4. (in Chinese)
- [31] 王向东, 杨立军, 富庆飞, 等. 基于电压脉冲激励的液体电导测量新方法[J]. *仪器仪表学报*, 2008, 29(5): 1088-1091.
- WANG X D, YANG L J, FU Q F, et al. New liquid electrical conductance measurement method based on pulsed excitation voltage [J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2008, 29(5): 1088-1091. (in Chinese)
- [32] 杨立军, 王向东, 富庆飞. 液体离心式喷嘴脉动流量测量方法[J]. *推进技术*, 2008, 29(6): 721-725.
- YANG L J, WANG X D, FU Q F. Conductance measurement method of pulsing flow in liquid swirl injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(6): 721-725. (in Chinese)
- [33] 王超, 王青天, 赵宁, 等. 用于薄液膜检测的同轴环盘电导传感器优化设计[J]. *传感技术学报*, 2017, 30(1): 35-38.
- WANG C, WANG Q T, ZHAO N, et al. Optimization design of coaxial ring-disk conductance sensor for thin film measurement[J]. *Chinese Journal of Sensors and Actuators*, 2017, 30(1): 35-38. (in Chinese)
- [34] BAZAROV V G. *Liquid injector dynamics [M]*. Moscow: Mashinostroenie, 1979.
- [35] BAZAROV V G, YANG V. Liquid-propellant rocket engine injector dynamics [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(5): 797-806.
- [36] BAZAROV V G. Design of injectors for self-sustaining of

- combustion chambers stability [C]//Proceedings of 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006.
- [37] FU Q F, YANG L J, WANG X D. Theoretical and experimental study of the dynamics of a liquid swirl injector[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(1): 94 - 101.
- [38] 薛帅杰, 刘红军, 洪流, 等. 厚液膜敞口型离心喷嘴动力学特性试验[J]. *航空学报*, 2018, 39(12): 166 - 176.
XUE S J, LIU H J, HONG L, et al. Experimental on dynamic characteristics of an open-end swirl injector with thick liquid film [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(12): 166 - 176. (in Chinese)
- [39] FU Q F, YANG L J, QU Y Y, et al. Geometrical effects on the fluid dynamics of an open-end swirl injector[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(5): 929 - 936.
- [40] AMINI G. Liquid flow in a simplex swirl nozzle [J]. *International Journal of Multiphase Flow*, 2016, 79: 225 - 235.
- [41] KHL T, KIM S, KIM H, et al. Spray characteristics of simplex swirl injector with low hydrodynamic disturbance generated by pressure fluctuation in feed line[J]. *Journal of LASS-Korea*, 2007.
- [42] CHENG P, LI Q L, KANG Z T, et al. Response of inner flow and spray characteristics of a pressure swirl injector to pressure oscillation in supply system[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 154: 82 - 91.
- [43] AHN B, ISMAILOV M. Effect of a hydro-mechanical pulsator on a swirl injector [C] //Proceedings of 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2009.
- [44] 杨立军, 富庆飞. 由喷嘴连接的燃烧室到供应系统压力振荡传递过程研究[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(5): 1182 - 1186.
YANG L J, FU Q F. Investigation on pressure oscillation propagation from combustion chamber to pipeline through injector[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(5): 1182 - 1186. (in Chinese)
- [45] 杨立军, 富庆飞. 喷嘴对供应系统到燃烧室压力振荡传递幅频特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(2): 305 - 310.
YANG L J, FU Q F. Effect of injector on pressure oscillation amplitude-frequency characteristics from pipeline to combustion chamber[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(2): 305 - 310. (in Chinese)
- [46] RICHARDSON R, PARK H, CANINO J, et al. Non linear dynamic response modeling of a swirl injector [C]//Proceedings of 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007.
- [47] ISMAILOV M, HEISTER S D. Dynamic response of rocket swirl injectors, part II: nonlinear dynamic response [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(2): 412 - 421.
- [48] ISMAILOV M, HEISTER S. On the nonlinear dynamic response of rocket Swirl Injectors [C]//Proceedings of 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2010.
- [49] ISMAILOV M, HEISTER S D. Dynamic response of rocket swirl injectors, part I: wave reflection and resonance [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(2): 402 - 411.
- [50] ISMAILOV M, HEISTER S. Nonlinear modeling of classical swirl injector dynamics [C]//Proceedings of 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2009.
- [51] PARK K S, HEISTER S D. Nonlinear modeling of drop size distributions produced by pressure-swirl atomizers [J]. *International Journal of Multiphase Flow*, 2010, 36(1): 1 - 12.
- [52] PARK K S, HEISTER S D. On the parallelization of unsteady BEM problems with variable mesh size [J]. *Engineering Analysis with Boundary Elements*, 2010, 34(3): 289 - 296.
- [53] ZAKHAROV S, RICHARDSON R, HEISTER S. Hydrodynamic modeling of swirl injectors with multiple rows of tangential channels [C]//Proceedings of 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006.
- [54] YANG A L, YANG S R, XU Y F, et al. Periodic atomization characteristics of simplex swirl injector induced by klystron effect [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(5): 1066 - 1074.
- [55] AHN B, ISMAILOV M, HEISTER S D. Experimental study swirl injector dynamic response using a hydromechanical pulsator [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(3): 585 - 595.
- [56] JIN Y, YOON H G. Study on dynamic responses of a screw-type pressure-swirl injector under low frequency pressure oscillation [J]. *International Journal of Spray and Combustion Dynamics*, 2013, 5(4): 291 - 308.
- [57] YANG L J, FU Q F. Theoretical investigation on the dynamics of a gas-liquid coaxial swirl injector [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(1): 144 - 150.
- [58] 康忠涛, 王振国, 李清廉, 等. 压力振荡对气液同轴离心式喷嘴自激振荡的影响 [J]. *航空学报*, 2018, 39(6): 72 - 83.
KANG Z T, WANG Z G, LI Q L, et al. Influence of pressure oscillation on self-pulsation of gas-liquid swirl coaxial injector [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(6): 72 - 83. (in Chinese)
- [59] PARK G, OH S, YOON Y, et al. Characteristics of gas-centered swirl-coaxial injector with liquid flow excitation [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2019, 35(3): 624 - 631.
- [60] PARK G, LEE J, OH S, et al. Characteristics of gas-centered swirl coaxial injector with acoustic excitation of gas flow [J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(3): 894 - 901.
- [61] 杨岸龙, 杨尚荣, 费俊, 等. 一种高频高幅值反压振荡雾化实验装置: CN106540824A [P]. 2017 - 03 - 29.
YANG A L, YANG S R, FEI J, et al. High-frequency high-magnitude back pressure oscillating atomizing experimental device: CN106540824A [P]. 2017 - 03 - 29. (in Chinese)
- [62] 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 J N, LEI F P, ZHOU L X, 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)
- [63] 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 Q F, JIA B Q, YANG L J, 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)
- [64] BAZAROV V G, LYULKA L A. Study of self-oscillatory liquid film flow regime in coaxial air stream [J]. *Aviatsionnaia Tekhnika*, 1978, 21(3): 12–15.
- [65] BAZAROV V G. Self-pulsations in coaxial injectors with central swirl liquid stage [C]//Proceedings of 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1995.
- [66] HUANG Y H, ZHOU J, HU X P, et al. Acoustic model for the self-oscillation of coaxial swirl injector [C]//Proceedings of 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1997.
- [67] 周进, 胡小平, 黄玉辉, 等. 液体火箭发动机气液同轴式喷嘴声学特性的实验研究[J]. *推进技术*, 1996, 17(4): 37–41.
ZHOU J, HU X P, HUANG Y H, et al. An experimental study on acoustic characteristics of gas-liquid coaxial injector of liquid rocket engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1996, 17(4): 37–41. (in Chinese)
- [68] 周进, 胡小平, 黄玉辉, 等. 液体火箭发动机气液同轴式喷嘴混合特性实验研究[J]. *国防科技大学学报*, 1997, 19(4): 9–13.
ZHOU J, HU X P, HUANG Y H, et al. A study of the mixing characteristics of gas-liquid coaxial swirling injector of liquid rocket engine [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 1997, 19(4): 9–13. (in Chinese)
- [69] 黄玉辉, 周进, 胡小平, 等. 气液同轴式喷嘴自激振荡的试验现象和声学模型及对火箭发动机不稳定燃烧的影响[J]. *声学学报*, 1998(5): 459–465.
HUANG Y H, ZHOU J, HU X P, et al. Experiment and acoustic model for the self-oscillation of coaxial swirl injector and its influence to combustion of liquid rocket engine[J]. *Acta Acustica*, 1998(5): 459–465. (in Chinese)
- [70] BAZAROV V G. Non-linear interactions in liquid-propellant rocket engine injectors [C]//Proceedings of 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1998.
- [71] IM J H, YOON Y. The effects of the ambient pressure on self-pulsation characteristics of a gas/liquid swirl coaxial injector [C]//Proceedings of 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008.
- [72] IM J H, KIM D, HAN P, et al. Self-pulsation characteristics of a gas-liquid swirl coaxial injector [J]. *Atomization and Sprays*, 2009, 19(1): 57–74.
- [73] KANG Z T, LI Q L, CHENG P, et al. Effects of self-pulsation on the spray characteristics of gas-liquid swirl coaxial injector[J]. *Acta Astronautica*, 2016, 127: 249–259.
- [74] 白晓, 盛立勇, 李清廉, 等. 气液同轴离心式喷嘴关键结构参数对喷雾自激振荡特性的影响研究 [C]//中国航天第三专业信息网第四十届技术交流会暨第四届空天动力联合会议论文集: SO₂ 液体推进及相关技术, 2019.
BAI X, SHEGN L Y, LI Q L, et al. Study on the influence of key structural parameters of gas liquid coaxial centrifugal nozzle on spray self excited oscillation characteristics [C]//Proceedings of 40th APTIS Technical Conference and 4th JCAP: SO₂ Liquid Propulsion and Related Technologies, 2019. (in Chinese)
- [75] IM J H, KIM M K, YOON Y. Self-pulsation characteristics of a swirl coaxial injector [C] //Proceedings of ICLASS, 2006.
- [76] BAZAROV V G. Influence of propellant injector stationary and dynamic parameters on high frequency combustion stability [C]// Proceedings of 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1996.
- [77] IM J H, KIM D, YOON Y, et al. Self-pulsation characteristics of a swirl coaxial injector with various injection and geometric conditions [C]//Proceedings of 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005.
- [78] YANG L J, GE M H, ZHANG M Z, et al. Spray characteristics of recessed gas-liquid coaxial swirl injector[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(6): 1332–1339.
- [79] BAI X, SHENG L Y, LI Q L, et al. Effects of annulus width and post thickness on self-pulsation characteristics for liquid-centered swirl coaxial injectors [J]. *International Journal of Multiphase Flow*, 2020, 122: 103140.
- [80] 康忠涛, 张新桥, 成鹏, 等. 气核尺寸对气液同轴离心式喷嘴自激振荡的影响 [J]. *航空学报*, 2014, 35(12): 3283–3292.
KANG Z T, ZHANG X Q, CHENG P, et al. Influence of gas core dimension on self-pulsation of gas-liquid swirl coaxial injector[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(12): 3283–3292. (in Chinese)
- [81] SASAKI M, SAKAMOTO H, TAKAHASHI M, et al. Comparative study of recessed and non-recessed swirl coaxial injectors [C]//Proceedings of 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1997.
- [82] 张新桥, 沈赤兵, 李清廉, 等. 切向孔单/双排布局对离心式喷嘴锥形液膜雾化特性影响 [J]. *推进技术*, 2016, 37(11): 2142–2149.
ZHANG X Q, SHEN C B, LI Q L, et al. Effects of single-row/dual-row layout of tangential holes on atomization characteristics of conical sheets emanating from swirl atomizer[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(11): 2142–2149. (in Chinese)
- [83] BAI X, LI Q L, CHENG P, et al. Investigation of self-pulsation characteristics for a liquid-centered swirl coaxial injector with recess [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 151: 511–521.
- [84] BAI X, CAO P J, LI Q L, et al. The break phenomenon of self-pulsation for liquid-centered swirl coaxial injectors [J]. *International Journal of Multiphase Flow*, 2021, 142: 103708.

- [85] 曹鹏进, 白晓, 成鹏, 等. 气液比对气液同轴离心式喷嘴缩进室内流动过程的影响[J]. 推进技术, 2022, 43(1): 213–223.
CAO P J, BAI X, CHENG P, et al. Effects of gas-liquid ratio on internal flow dynamics of gas-liquid swirl coaxial injector in recess chamber [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(1): 213–223. (in Chinese)
- [86] BAI X, CHENG P, SHENG L Y, et al. Effects of backpressure on self-pulsation characteristics of liquid-centered swirl coaxial injectors [J]. International Journal of Multiphase Flow, 2019, 116: 239–249.
- [87] EBERHAR C J, LINEBERRY D M, FREDERICK R A. Detailing the stability boundary of self-pulsations for a swirl-coaxial injector element [C]// Proceedings of 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2013.
- [88] EBERHART C, LINEBERRY D, FREDERICK R. Propellant throttling effects on self-pulsation of liquid rocket swirl-coaxial injection [C]// Proceedings of 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2012.
- [89] CHU W, LI X Q, TONG Y H, et al. Numerical investigation of the effects of gas-liquid ratio on the spray characteristics of liquid-centered swirl coaxial injectors[J]. Acta Astronautica, 2020, 175: 204–215.
- [90] CHU W, REN Y J, TONG Y H, et al. Numerical study of effects of backpressure on self-pulsation of a liquid-centred swirl coaxial injector[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2021, 139: 103626.
- [91] REN Y J, CHU W, TONG Y H, et al. Numerical investigation on spray self-pulsation characteristics of a liquid-centered swirl coaxial injector [J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 112: 106593.
- [92] REN Y J, GUO K K, ZHAO J F, et al. Numerical investigation of spray self-pulsation characteristics of liquid-centered swirl coaxial injector with different recess lengths[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2021, 138: 103592.
- [93] CAO P J, BAI X, LI Q L, et al. Experimental and theoretical study on the break phenomenon of self-pulsation for liquid-centered swirl coaxial injectors [J]. Journal of Zhejiang University-SCIENCE A, 2022, 23(2): 140–155.
- [94] CHOI C J, LEE S Y, SONG S H. Disintegration of annular liquid sheet with core air flow-mode classification [J]. International Journal of Fluid Mechanics Research, 1997, 24(1/2/3): 399–406.
- [95] SIVAKUMAR D, KULKARNI V. Regimes of spray formation in gas-centered swirl coaxial atomizers [J]. Experiments in Fluids, 2011, 51(3): 587–596.
- [96] 徐顺. 气体中心型气液同轴离心式喷嘴动态雾化特性研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2016.
XU S. Research on the dynamic spray characteristics of the gas-centered swirl coaxial injector[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016. (in Chinese)
- [97] 王尧. 液体同轴旋转射流破碎与雾化特性的实验研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2016.
WANG Y. Experimental study on breakup and atomization characteristics of coaxial swirling liquid jet [D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2016. (in Chinese)
- [98] KIM D, HAN P, IM J H, et al. Effect of recess on the spray characteristics of liquid-liquid swirl coaxial injectors [J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(6): 1194–1203.
- [99] 丁佳伟. 液/液同轴旋转射流稳定性及液膜破碎机理研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2017.
DING J W. Study on stability and liquid sheet breakup mechanism of liquid/liquid coaxial swirling jets[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2017. (in Chinese)
- [100] RAMAMURTHI K, THARAKAN T. Experimental study of liquid sheets formed in coaxial swirl injectors [J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11: 1103–1109.
- [101] SIVAKUMAR D, RAGHUNANDAN B N. Jet interaction in liquid-liquid coaxial injectors [J]. Journal of Fluids Engineering, 1996, 118(2): 329–334.
- [102] SIVAKUMAR D, RAGHUNANDAN B N. Hysteretic interaction of conical liquid sheets from coaxial atomizers: influence on the spray characteristics[J]. Physics of Fluids, 1998, 10(6): 1384–1397.
- [103] SIVAKUMAR D, RAGHUNANDAN B N. Formation and separation of merged liquid sheets developed from the mixing of coaxial swirling liquid sheets[J]. Physics of Fluids, 2003, 15(11): 3443–3451.
- [104] KIM S, YOON J, YOON Y. Experimental study on the internal flow characteristics for recess length in a swirl coaxial injector [C]// Proceedings of 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2010.
- [105] 盛立勇, 李清廉, 白晓, 等. 液液同轴离心式喷嘴喷雾过程研究进展[J]. 火箭推进, 2020, 46(3): 1–10.
SHENG L Y, LI Q L, BAI X, et al. Review on spray process of liquid-liquid coaxial swirl injector [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(3): 1–10. (in Chinese)
- [106] DUROX D, SCHULLER T, CANDEL S. Combustion dynamics of inverted conical flames [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(2): 1717–1724.
- [107] BIRBAUD A L, DUROX D, CANDEL S. Upstream flow dynamics of a laminar premixed conical flame submitted to acoustic modulations [J]. Combustion and Flame, 2006, 146(3): 541–552.
- [108] YI T X, SANTAVICCA D A. Forced flame response of turbulent liquid-fueled lean-direct-injection combustion to fuel modulations [J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(6): 1259–1271.
- [109] THUMULURU S K, LIEUWEN T. Characterization of acoustically forced swirl flame dynamics [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(2): 2893–2900.
- [110] 杲永婧, 张会强, 王希麟. 雾化角对液体火箭发动机燃烧室压力振荡的影响[J]. 工程热物理学报, 2012, 33(5): 883–886.
GA Y J, ZHANG H Q, WANG X L. Effects of spray angle on the pressure oscillations in the combustion chamber of LOX/ RP-1 liquid rocket engine [J]. Journal of Engineering

- Thermophysics, 2012, 33(5): 883 – 886. (in Chinese)
- [111] BAI X, CHENG P, LI Q L, et al. Effects of self-pulsation on combustion instability in a liquid rocket engine [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2020, 114: 110038.
- [112] MERY Y, DUCRUIX S, SCOUFLAIRE P, et al. Injection coupling with high amplitude transverse modes: experimentation and simulation [J]. Comptes Rendus Mécanique, 2009, 337(6/7): 426 – 437.
- [113] MÉRY Y, HAKIM L, SCOUFLAIRE P, et al. Experimental investigation of cryogenic flame dynamics under transverse acoustic modulations [J]. Comptes Rendus Mécanique, 2013, 341(1/2): 100 – 109.
- [114] HARDI J S, MARTINEZ H C G, OSCHWALD M, et al. LO_x jet atomization under transverse acoustic oscillations[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(2): 337 – 349.
- [115] ROA M, TALLEY D G. Transverse acoustic forcing of gaseous hydrogen/liquid oxygen turbulent shear coaxial flames[J]. Journal of Propulsion and Power, 2021, 37(2): 261 – 275.
- [116] GEJJI R, LEMCHERFI A I, STRELAU R, et al. Combustion response of shear coaxial injectors to transverse combustion instabilities[C]//Proceedings of AIAA Scitech Forum, 2020.