

针栓式喷嘴喷雾燃烧特性研究进展^{*}

谢 远, 聂万胜, 姜传金, 罗修棋, 仝毅恒

(航天工程大学 宇航科学与技术系, 北京 101416)

摘 要: 针栓式喷嘴具有深度节流、结构简单、燃烧稳定等优点, 主要用于变推力液体火箭发动机。本文介绍针栓式喷嘴的工作原理和发展历程, 总结针栓式喷嘴的雾化特性和燃烧特性, 展望针栓式喷嘴未来的研究方向。目前针栓式喷嘴的雾化特性研究较多, 重点分析的是工况参数和结构尺寸对破碎形态、喷雾锥角、*SMD*、液滴速度等的影响, 针对针栓式喷嘴液膜破碎机理的研究相对较少; 针栓式喷嘴燃烧特性研究主要集中于燃烧流场结构、燃烧性能和热防护等方面, 对针栓式发动机固有燃烧稳定性机理以及动态燃烧特性的研究还较为欠缺。

关键词: 液体火箭发动机; 针栓式喷嘴; 节流; 雾化; 燃烧; 变推力

中图分类号: V434 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 07-210355-19

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210355

Research Progress on Spray Combustion Characteristics of Pintle Injector

XIE Yuan, NIE Wan-sheng, JIANG Chuan-jin, LUO Xiu-qi, TONG Yi-heng

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

Abstract: The pintle injector has the advantages of deep throttling, simple structure and stable combustion, etc. It is mainly used in variable thrust liquid rocket engine. In this review, the working principle and development history of the pintle injector are introduced firstly, then the atomization and combustion characteristics of the pintle injector are summarized, and finally the future research direction of the pintle injector is prospected. At present, there are many studies on the atomization characteristics of the pintle injector, focusing on the analysis of the effects of working conditions and structure size on the crushing morphology, spray cone angle, *SMD* and droplet velocity, etc., but the research on the liquid film breaking mechanism of the pintle injector is relatively few. The research on the combustion characteristics of the pintle injector mainly focuses on the structure of combustion flow field, combustion performance and thermal protection, etc. However, the research on the mechanism of the inherent combustion stability and dynamic combustion characteristics of the pintle injector engine is still relatively lacking.

Key words: Liquid rocket engine; Pintle injector; Throttling; Atomization; Combustion; Variable thrust

^{*} 收稿日期: 2021-06-04; 修订日期: 2021-09-09。

基金项目: 国家自然科学基金 (12002386)。

作者简介: 谢 远, 硕士生, 研究领域为液体火箭喷雾燃烧。

通讯作者: 仝毅恒, 博士, 讲师, 研究领域为液体火箭喷雾燃烧。

引用格式: 谢 远, 聂万胜, 姜传金, 等. 针栓式喷嘴喷雾燃烧特性研究进展[J]. 推进技术, 2022, 43(7):210355. (XIE Yuan, NIE Wan-sheng, JIANG Chuan-jin, et al. Research Progress on Spray Combustion Characteristics of Pintle Injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(7):210355.)

1 引言

液体火箭发动机有高比冲、大推力、能反复启动和长时间工作等特点,在航天器发射、回收等航天活动中具有非常重要的作用^[1]。近年来,随着载人登月、火箭回收和可重复使用技术的发展,大范围变推力液体火箭发动机的研制成为热点。

喷嘴是液体火箭发动机的重要部件,推进剂通过喷嘴雾化为细小液滴,实现良好的蒸发、混合以及燃烧^[2]。针栓式喷嘴可通过改变喷注面积实现发动机变推力。针栓式发动机的燃烧稳定性好,在较低的工况下仍可以保持燃烧稳定^[3]。与其他类型的喷嘴相比,针栓式喷嘴没有厚重的喷注面板、结构简单、易于制造,可以大幅降低大型运载火箭成本^[4]。

目前,针栓式喷嘴的设计很大程度上依靠经验。本文针对针栓式喷嘴雾化、燃烧研究进展进行系统综述,找出以往研究中存在的问题以及需要重点突破的关键技术难题,为该领域的进一步研究提供借鉴。

2 工作原理及重要参数

2.1 工作原理

图1^[5]为针栓式喷嘴原理图。外圈推进剂通过外部圆周环状通道形成环形轴向液膜,内圈推进剂通过中心直通道在出口处转变为均匀的径向流。两种推进剂撞击形成一定夹角的合成雾扇,在燃烧室内雾化、混合、蒸发及燃烧。

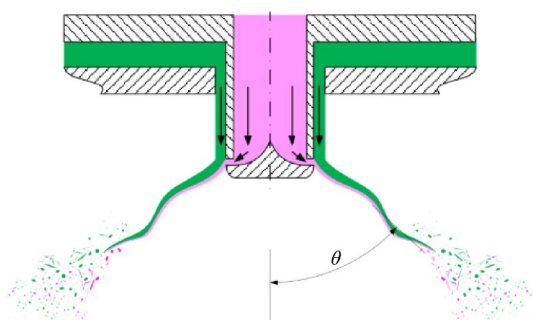


Fig. 1 Schematic diagram of pintle injector^[5]

针栓式喷嘴构型并不固定。外圈流道通常是环缝,大多是单环缝^[5],也有学者采用双环缝^[6](如图2所示),第二道环缝用来增强混合。内圈出口一般有三种设计方案:(1)针栓头部加工孔^[6](见图2),孔的形状有矩形、梯形、T形、圆孔和切向孔^[7]等,其中圆孔因易加工较为常见。推进剂流经孔道容易发生“收缩效应”,如图3所示^[8],将孔的长度设计为直径的2

倍或入口加工为锐角可以消除这种现象;(2)套筒和针栓头部之间形成连续的间隙^[9](见图4)。该设计容易造成推进剂混合不均匀,并且对结构参数和工况参数比较敏感;(3)组合设计^[10],将内圈出口设计为图5类似锯齿形状,其中上部分为槽,下部分为间隙。针栓头部会产生回流区^[11](见图6),内圈出口为环缝的中心回流区,通常富含内圈推进剂;内圈出口是孔的中心回流区,通常富含外圈推进剂,原因是外圈推进剂顺着孔间隙流到中间区域。采取组合设计可提高推进剂的混合程度。美国TRW公司研制的远地点针栓式液体火箭发动机,内圈出口为开槽加环缝组合设计^[3]。

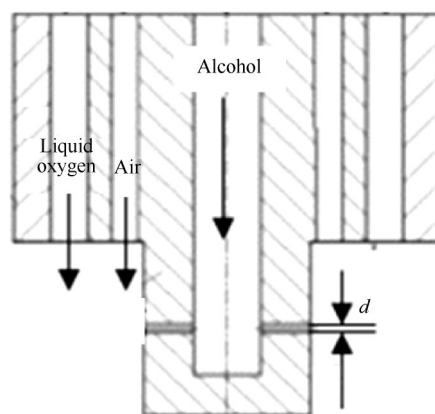


Fig. 2 Groove or hole type pintle injector^[6]

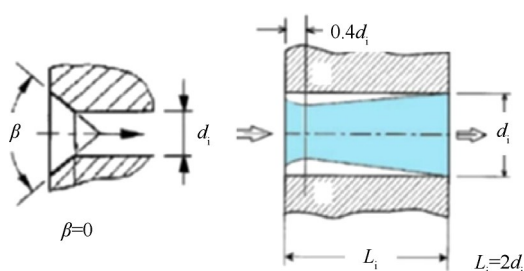


Fig. 3 Shrinkage effect principle of hole^[8]

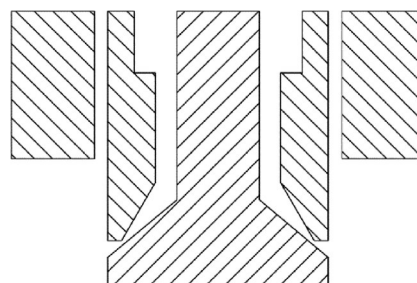


Fig. 4 Slotted type pintle injector^[9]

针栓式喷嘴按推进剂组合分为液液式^[12]、气液式^[13-15]和气动式^[16],也有采用单组元推进剂^[17]。按推进剂位置分布,可分为燃料中心式和氧化剂中心

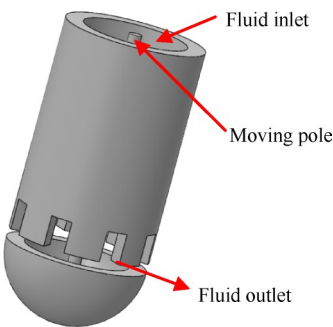


Fig. 5 Combined exit^[10]

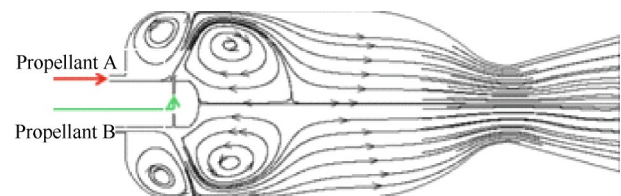


Fig. 6 Backflow area of pintle injector^[11]

式,TRW 对两种位置分布都已成功试车^[3]。燃料中心式常见于辐射冷却发动机,通过优化喷嘴尺寸实现径向燃料喷射到壁面上的液膜冷却,因为外圈环缝公差精度要求高,所以外圈配置流量大的推进剂,减小制造公差对流量的影响。例如 Austin 等^[18]的实验中氧化剂流量是燃料流量 3 倍,外圈推进剂为氧化剂。目前针栓式发动机大多为单针栓,采用多针栓的发动机相对较少,TRW 公司的 TR-108^[19]和韩泉东^[20]采用多针栓结构,如图 7 所示。



Fig. 7 TR-108 multi pintle injector^[19]

2.2 重要参数

推进剂只有充分的雾化、扩散和混合,发动机才能获得良好的燃烧性能。针栓喷嘴的结构参数(如跳过距离、开口距离等)和工况参数(如喷注压降、喷注速度等)决定了两股推进剂撞击后形成的喷雾锥角、粒径大小以及混合程度,因此不同的设计参数成为研究的重点。以下总结国内外学者研究的主要结构参数,如图 8 和图 9 所示。

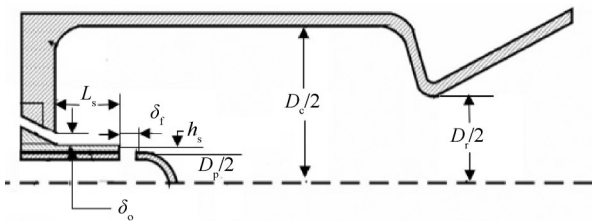


Fig. 8 Structural parameters of pintle injector engine^[15]

(1) 动量和动量比 TMR ^[21]为

$$TMR = \frac{(mv)_{in} \cos \theta}{(mv)_{in} \sin \theta + (mv)_{out}} \tag{1}$$

式中 $(mv)_{in}$ 为内圈推进剂动量; $(mv)_{out}$ 为外圈推进剂动量; θ 为推进剂撞击前的夹角;动量比主要会影响喷雾锥角、雾化粒径、中心回流区分布及径向混合比^[10]。

(2) 跳过距离 L_s

跳过距离定义为推进剂撞击点到燃烧室前端的距离,主要调节上回流区的大小。跳过距离变大 会增大上回流区并增强混合,有利于充分燃烧;同时燃烧室的轴向燃烧反应距离会缩短,有可能影响推进剂的反应程度。目前研究认为跳过距离最佳值约为针栓直径^[22]。

(3) 针栓直径 D_p

针栓直径决定了外圈推进剂撞击前的液膜厚度。针栓直径越大,外圈推进剂液膜越薄,越容易被内圈推进剂穿透,破碎后的液滴更易于蒸发;然而加工精度会提高。一般取燃烧室直径 D_c 与针栓直径比值范围为 3~5。

(4) 打开距离 L_{open} 或 δ_f

内圈出口为环缝时,打开距离 L_{open} 越小,内圈推进剂液膜越薄,越容易被外圈推进剂“穿透”。直径和打开距离影响两种推进剂的“穿透”程度,从而影响雾化效果。

(5) 径向孔

内圈出口为孔时,孔径、孔数、形状、单排孔还是双排孔(见图 9)以及双排孔径比都会影响雾化和燃烧特性,其中 D_f 为第一排孔直径, D_s 为第二排孔直径。

(6) 径向倾斜角

喷雾锥角是内圈推进剂和外圈推进剂共同作用的结果。内圈推进剂动量可以分解为轴向动量和径向动量,径向动量对喷雾锥角具有促进作用,因此径向孔倾斜角^[6]影响雾化锥角。

(7) 阻塞率 B

阻塞率是调节外圈推进剂在燃烧室径向分布最直接、有效的结构参数,影响中心回流区的混合比。阻塞率^[23]是指开孔的宽度占外圈环形液膜周长的百分比,即

$$B = \frac{n(D_f + D_s)}{\pi D_p} \quad (2)$$

式中 n 为喷孔数目; D_p 为针栓直径。

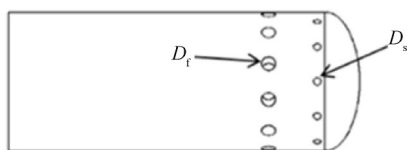


Fig. 9 Radial hole parameters of pintle injector^[15]

3 针栓式发动机国内外发展历程

3.1 针栓式发动机国外发展历程

1957年,针栓起源于美国加州理工学院喷气推进实验室(JPL),用来表征火箭自燃推进剂的反应速率^[3],如图10所示。然后TRW公司将针栓用于火箭发动机,图11为当时正在研制的不同构型的针栓式喷嘴。接着,TRW开发了针栓的节流、快速脉冲、可使用凝胶推进剂和面关机等功能。

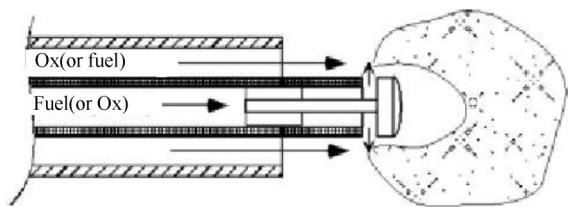


Fig. 10 Early structure used to test reaction rate^[3]

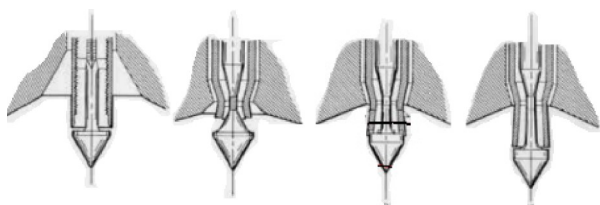


Fig. 11 Different pintle injector configurations^[3]

由于针栓式发动机在多种测试工况下均未出现不稳定燃烧,很快应用于变推力火箭。最著名的应用是“阿波罗登月计划”的10:1节流登月舱下降发动机LMDE,推力范围12%~60%,燃烧效率浮动不超过1.6%^[24]。

针栓式发动机还可以用于火箭回收。Space X公司继承了TRW技术,2015年,商业运载火箭猎鹰9号

采用可调节针栓式发动机,成功实现一级陆上回收,次年完成海上回收^[25]。

3.2 针栓式发动机国内发展历程

国内的针栓式发动机研制起步较晚,但发展迅速。1983年,国防科技大学成功试车国内第一台针栓式发动机BYF-03,接着研制了杠杆双调式针栓式变推力发动机SBF-03,并解决了组元比偏差大和关机不可靠等问题^[26-27]。1992年,国防科技大学和西安航天动力研究所共同研制了流量定位针栓式发动机^[28]。此后,西安航天动力研究所经过2个五年计划的预研,成功研制目前国内唯一应用的针栓式变推力发动机——嫦娥三号7500N下降级发动机,并于2013年完成嫦娥三号探测器地月转移飞行的三次任务^[29]。2018年,北京航空航天大学设计了一款气氧煤油针栓式变推力模型发动机^[13](如图12所示),采用机械定位双调系统,燃烧效率最高可达97.14%。

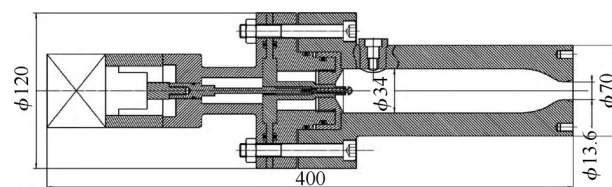


Fig. 12 Structure diagram of gas-oxygen kerosene pintle engine^[13] (mm)

近几年民营企业针栓式发动机发展迅速。2020年1月,“深蓝航天”公司率先采用3D打印技术研发的“雷霆-5”液体火箭发动机,采用针栓和电驱控阀的组合,实现了国内液氧煤油发动机在推力调节领域的突破性创新。不久,“星河动力”公司研发“苍穹”可重复使用液氧煤油发动机,具有40吨额定海平面推力,可重复使用次数达到50次。接着,“蓝箭”公司进行了燃料路超低喷注压降(0.1MPa)试车,早期针栓喷嘴前端出现烧蚀现象(见图13),但未发生燃烧不稳定现象,是国内第一个通过热试车验证的液氧甲烷针栓式发动机,同时再次证明了针栓式发动机良好的燃烧稳定性。最近,“空天引擎”公司的“炎



Fig. 13 Ablation in early test run

取一号甲”液氧煤油发动机圆满完成协调性热试车,在国内率先使用双针栓式(主系统的推力室和副系统的燃气发生器)喷嘴技术。综上,国内变推力针栓式发动机已基本实现变推力,但变推力范围还较小。

4 针栓式喷嘴雾化特性研究进展

液体火箭发动机推进剂在一定的喷注压力下流经喷嘴实现雾化,促进蒸发、混合和燃烧^[2]。20 世纪 80 年代开始,美国^[17, 30]、韩国^[9, 31-36]、中国^[37]、日本^[38-42]等多个国家的研究人员对液液和气液针栓式喷嘴雾化特性开展大量的研究,主要集中在破碎过程、喷雾锥角、雾化粒径、混合特性等方面。

4.1 液液针栓式喷嘴

4.1.1 破碎形态

针栓式喷嘴的雾化研究工作大多关于工程应用以及缩尺实验,而对液膜撞击液膜或射流的破碎机理研究相对较少。针栓喷嘴破碎形态研究有两种方式:三维破碎形态研究和喷注单元破碎形态研究。

(1) 三维破碎形态研究

目前学者对针栓式喷嘴液膜的破碎形态研究主要采用实验和仿真手段,少数学者^[43-44]采用理论分析。

液膜破碎分为初次破碎和二次破碎^[45]。初次破碎是指液膜和射流撞击会产生液丝,并进一步破碎为液滴。初次破碎过程产生的大液滴,会在二次破碎过程继续破碎为小液滴。破碎形态取决于破碎机制和工况参数,并受液体和气体的性质影响。针栓式喷嘴的喷雾形态一般为空心锥形结构。图 14^[46]展示了锥形液膜破碎分为三种模式;(1)穿孔破碎:液体速度较小时,液膜会在较远处变薄并出现孔洞进行破碎;(2)波浪式破碎:随液体速度增加,液膜前端会出现微波扰动,扰动波以环形波和周向波的形式出现,由于环形波的作用,液膜会破碎为环形液丝及小液滴;(3)直接破碎:液体速度较大时,由于气液速度差很大,周围介质引起的扰动将会导致液膜直接破碎。

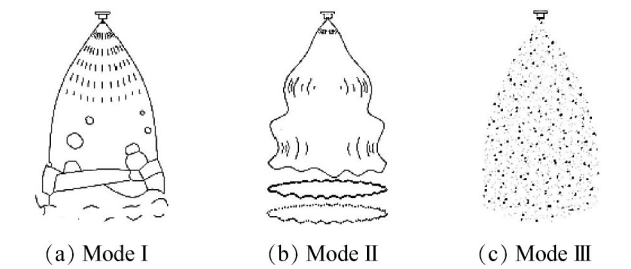


Fig. 14 Crushing mode of conical liquid film^[46]

学者通过实验和仿真对针栓式喷嘴液膜破碎形态进行了大量的工作。Ninish 等^[44]通过阴影法率先捕捉到径向射流对环状锥形液膜冲击产生的表面扰动波,如图 15 所示。Boettcher 等^[47]通过纹影法观测喷雾场为锥形,并验证仿真计算喷雾破碎形态的可行性。Cheng 等^[48]指出破碎形态为拱形斗篷状,如图 16 所示,并建立了针栓喷注单元的流动特性理论。成鹏^[5]发现径向孔型针栓喷嘴的雾化破碎形态为镂空的花瓣锥,将喷雾形态分为封闭弧形喷雾、开式扇形液膜和充分发展的扇形喷雾三种模式(见图 17),喷雾破碎分为滴落状破碎、穿孔液膜破碎、冲击破碎、湍动射流主导破碎以及湍动液膜主导破碎五种模型。郑刚^[49]、刘昌波^[50]和刘虎等^[51]均采用使用 CLSVOF (Coupled Level Set and Volume of Fluid) 方法对针栓式喷嘴一次雾化过程进行了仿真计算,有效捕捉了喷嘴初始阶段液膜的形成过程及形态,并很好地展示了液膜的波动及破碎过程,如图 18 所示。

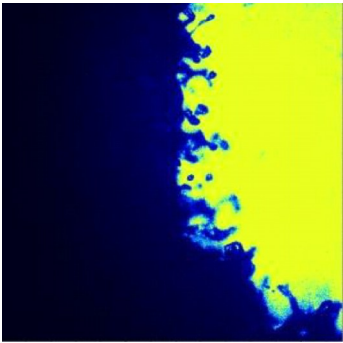


Fig. 15 Disturbance wave on liquid film surface^[44]

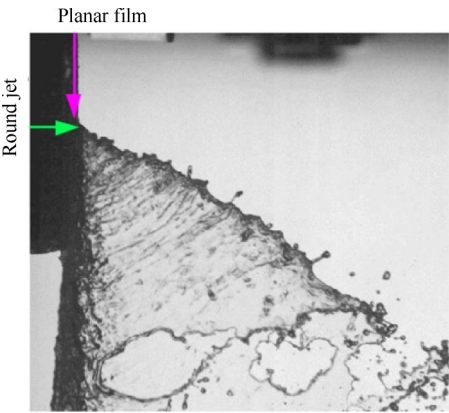


Fig. 16 Spray morphology of pintle injection unit^[48]

理论分析方面,Ninish 等^[44]建立了扰动波振幅增长和韦伯数的关系,指出低于某个韦伯数时,液膜很难破碎。目前,关于针栓式喷嘴液膜破碎的理论分析还较少,仍需对此进行深入研究。

现有研究表明,动量比、套筒扩张角、阻塞率、径

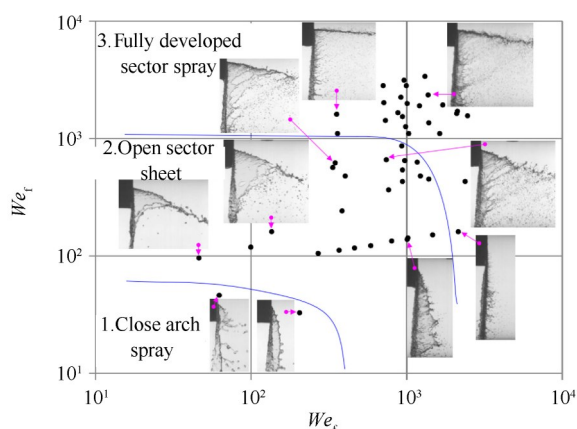


Fig. 17 Division of spray morphology of pintle injection unit^[5]

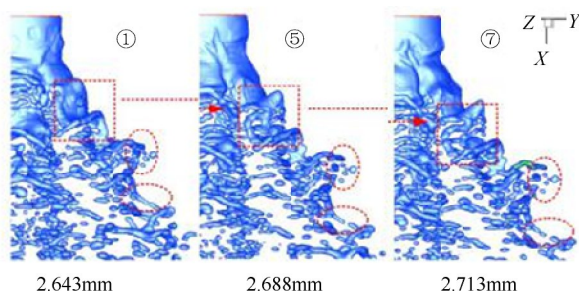


Fig. 18 Crushing process^[49]

向孔数目等均会对针栓式喷嘴液膜破碎形态产生影响。动量比对液膜破碎有直接影响。外圈推进剂被内圈推进剂撞击后表面会产生扰动波,随着扰动波的振幅发展,液膜发生破碎^[44]。动量比影响扰动波的频率和振幅,进而改变破碎模式。Ninish等^[44]对比了动量比为0.7和1两种工况下的扰动波,结果发现小动量比的扰动频率更高。刘虎等^[51]通过仿真获得了不同工况下的典型雾化过程,分析了工作压力和流量等因素对雾化效果的影响规律和机制。改变工作压力和流量实质也是改变动量比。动量比是影响雾化性能的重要因素,但对其影响没有定量结果。

阻塞率对液膜破碎形态有重要影响。当阻塞率较小时,径向射流与液膜作用较小,液膜呈波浪式破碎。阻塞率稍大时,液膜与射流作用加强,直接撞击破碎,喷雾场覆盖范围变小,直接影响后续的燃烧区间。研究发现^[52]:随阻塞率增加,中心径向圆周上单位长度喷注面积减小,推进剂动量减小,撞击程度减小,破碎位置下移,喷雾形态变小。然而, Santoro等^[53]在实验中得出相反的结论:阻塞率增大,破碎位置上移。但对于这种现象的具体原因并未给出,仍需要对此进行深入研究。郑刚^[49]认为阻塞率对破碎形态有着决定性的作用,将破碎过程分为两部分:一

是环形液膜直接与径向射流撞击;另一部分环形液膜经过径向孔之间的间隙,依靠与喷嘴外壁面的剪切作用完成破碎。William等^[54]也认为动量比和阻塞率(BF)是影响针栓雾化的两个主要参数。

套筒扩张角和径向喷孔数也会影响液膜破碎形态。张紫豪^[52]认为套筒扩张角对轴向液膜和径向射流存在导流作用,影响射流和液膜的动量分布及喷雾形态。宋琦^[6]发现当径向喷孔减少时,喷雾形态由锥形转变为平面扇形分布(见图19),表明较少的喷孔会导致雾化形态不均匀,径向喷孔数目本质和阻塞率一样。

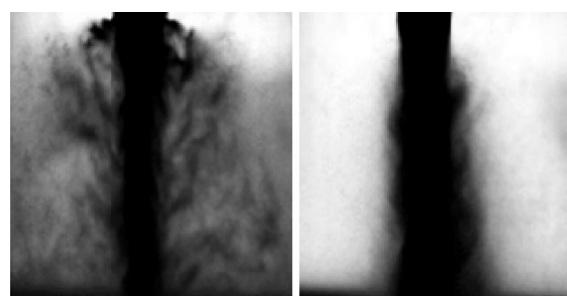


Fig. 19 Spray morphology of pintle at different shooting angles^[6]

(2) 喷注单元破碎形态研究

径向孔结构的针栓式喷嘴的雾化本质是环形液膜与横向射流之间的撞击。学者将针栓式喷嘴简化为单个射流孔撞击液膜模型,开展更为详细的破碎形态过程及机理研究,如图20所示^[55]。目前针对喷注单元破碎形态的研究主要集中于动量比、局部动量比、阻塞率及出口形状。

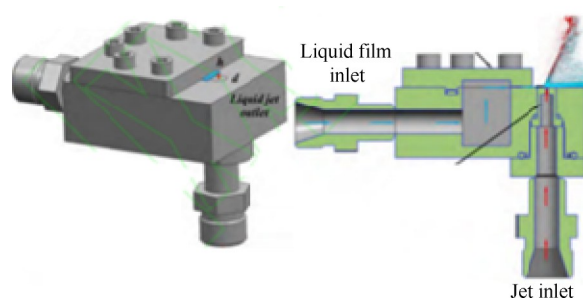


Fig. 20 Structure of liquid-liquid pintle injector unit^[55]

目前动量比对液膜破碎形态影响的研究居多。文献[38-40]率先获得了喷注单元喷雾场形态和动量比的关系,发现喷注单元与三维液膜破碎过程基本趋势一致,验证了喷注单元替代三维针栓式喷嘴开展深入研究的可行性。张紫豪^[52]将喷注单元的喷雾场大致分为撞击区、非撞击区和小液滴剥离区三

部分(见图 21),认为动量比对液膜破碎形态有着直接的影响。王凯等^[56]采用 Gerris 软件对液膜液束撞击过程进行仿真研究,发现液束穿透液膜和液束未穿透液膜两种雾化结构,如图 22 所示。

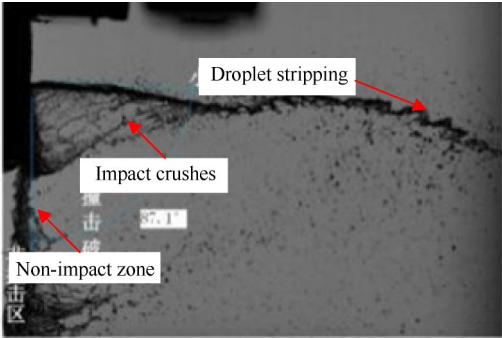


Fig. 21 Division of spray field of pintle injector unit^[52]

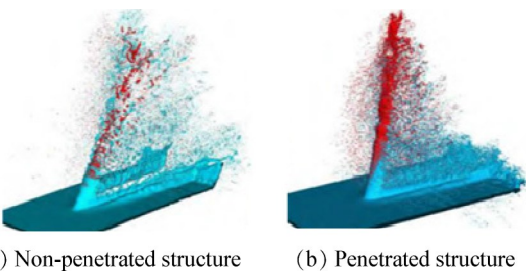


Fig. 22 Two different spray field structures of liquid sheet impinging on liquid jet^[56]

也有学者认为局部动量比对简化喷注单元破碎有重要影响。Cheng 等^[48]将环形液膜简化为平面液膜,发现喷雾形态和局部动量比(LMR)及雷诺数密切相关:当雷诺数较小时,雾场会形成光滑的扇形片,扇面变得越来越薄,最终在向下游流动时分裂成水滴。对于较大的雷诺数,由于较大的惯性力,喷雾更容易破碎。当雷诺数进一步增加时,喷雾模式变成完全展开的扇形喷雾。

喷注单元的结构形状对液膜破碎有重要影响。Marchi 等^[57]研究了喷嘴流道出口形状对液膜稳定性的影响,结果表明流道内有台阶结构时液膜更加稳定。张子豪^[52]发现矩形孔宽高比对液膜破碎形态有重要影响。方昕昕等^[58]通过理论分析方法开展了多种因素对液膜破碎的影响,发现破碎长度随喷注流道长宽比的增大近似线性增大,如图 23 所示。

以上参数对液膜破碎形态的影响没有定量结论,三维针栓和喷注单元的液膜破裂机理还未进行深入的研究,大多数针栓的设计知识都是凭经验获得。因此有必要开展对液膜破碎形态的进一步研究,明确破碎的机理。

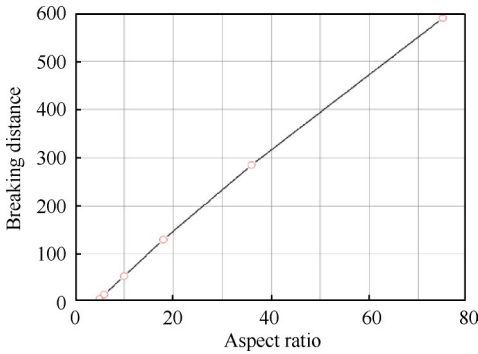


Fig. 23 Relationship between dimensionless crushing length and length-width ratio^[58]

4.1.2 喷雾锥角

喷雾锥角表征喷雾空间分布^[45]。喷雾锥角是液体离开喷嘴后形成锥形喷雾的角度,在整个喷雾场内基本保持稳定。实验中发现^[59]较大的喷雾锥角能够使燃烧流场较为均匀,其每个波腹都有足够的能量,可降低发生燃烧不稳定的可能性。但喷雾锥角过大,会导致中间回流区变大以及上回流区变小,进而使得燃烧室前端面过热,同时推进剂可能会喷溅到燃烧室内壁面,造成壁面的烧蚀。小喷雾锥角的雾化区域较小,液体破碎效果会变差,导致混合、蒸发和化学反应质量改变,影响发动机性能稳定性。因此,要选择合适的喷雾锥角。影响喷雾锥角的因素分为喷嘴几何结构和工况参数。

与喷雾锥角相关的喷嘴几何结构参数主要有:阻塞率、径向孔数、径向孔形状、径向倾斜角、跳过距离和壁面边界等。阻塞率对液液针栓式喷嘴喷雾锥角存在显著影响。一般认为,阻塞率越大,液膜对射流的阻碍越强,喷雾向外扩张的程度减弱,喷雾锥角减小。张紫豪^[52]和成鹏^[5]发现喷雾锥角随阻塞率增加而减小。然而 Santoro 等^[53]基于 LOX/RP-1 推进剂组合的研究结果表明喷雾锥角与阻塞率几乎无关,但并没有解释原因。径向孔数对液液针栓式喷嘴喷雾锥角也存在影响,原因是当内圈推进剂压降和喷出面积不变时,液体总动量是不变化的,径向孔数决定单个孔的液体动量。宋琦^[6]发现喷孔数目多,平均分配给每个孔的动量就会更加均匀,最大喷雾锥角会减小,喷雾锥角会更加均匀,而喷雾锥角与喷孔的几何形状基本无关^[60]。套筒扩张角对针栓式喷嘴的喷雾锥角的影响存在转变点,张紫豪^[52]发现套筒扩张角度小于 90°时,会扩大喷雾锥角;当角度大于 90°时,会减小喷雾锥角。宋琦^[6]指出径向喷孔向上倾斜时,喷雾锥角会随着倾斜角度的增大先增大后减小,并且跳过距离增大,撞击点会逐渐向喷嘴壁面靠近,

从而使喷雾锥角减小。外圈推进剂喷出时有无壁面也会对喷雾锥角产生影响。王凯等^[61]通过实验和仿真发现相同的工况下有壁面边界的喷雾锥角比无壁面边界的小,解释为壁面边界影响撞击点高压区的分布,进而导致垂直壁面方向动量不平衡。通过对以往研究的归纳,发现阻塞率和径向倾斜角对喷雾锥角影响较大,而对于阻塞率、径向倾斜角和喷雾锥角具体的数量关系还未明确,有必要进行深入研究得出具体公式,对工程研制进行指导,保证发动机稳定工作。

针栓喷嘴的工况参数也会影响喷雾锥角。现有研究表明,与喷雾锥角相关的工况参数主要有动量比(TMR)、局部动量比(LMR)及韦伯数(We)。喷雾角度直接受动量比的影响。早期研究人员^[36,45,53,62-63]发现喷雾锥角和动量比成正相关,但没有建立相应的锥角模型。Ashgriz^[62]首先基于横向射流喷射锥角模型提出了针栓式喷嘴的喷雾锥角模型。Cheng等^[63]在无黏不可压条件下推导出动量比和喷雾锥角的关系表达式,并通过仿真发现两个液膜碰撞会在径向槽外形成一个局部高压区,因此喷雾锥角比气针栓喷嘴的喷雾锥角偏大,当动量比增大时,高压区对锥角的影响减弱。Boettcher等^[47]对比了三维环形膜与二维平面膜的理论结果,发现两者的雾化角接近,二维平面膜的雾化角略高于三维环形膜,证明了二维平面膜的假设是合理的。王凯等^[55]引入变形因子将三维环形膜简化为二维平面膜,研究了液膜撞击液束和液膜撞击液膜两种结构的喷雾锥角,并拟合出喷雾锥角模型。动量比是影响喷雾锥角的重要因素,可以用来拟合公式预测喷雾锥角。但是,对于不同构型的液液针栓式喷嘴,公式并不是统一的。当内圈为孔型时,局部动量比是影响喷雾锥角的重要因素。Freeberg等^[60]建立了喷雾锥角和局部动量比的关系。Cheng等^[48]发现改变局部动量比可以调节喷雾锥角,喷雾锥角随着局部动量比的增大而增大,局部动量比较大时趋于稳定。工况参数中动量比对喷雾锥角影响非常大,因此在工况设计时应优先考虑动量比。过去研究大多基于常压静止空气环境下雾化锥角,发动机实际工作压力可以达到20MPa,因此有必要开展高压条件下的雾化实验。

4.1.3 雾化粒径

雾场的液滴尺寸分布范围较广,通常采用液滴的平均直径 SMD 评价雾化质量^[2],计算公式为

$$SMD = \frac{\sum_{i=1}^n N_i D_i^3}{\sum_{i=1}^n N_i D_i^2} \quad (3)$$

SMD 受喷嘴几何构型和工况的影响,不同空间位置的 SMD 变化规律也不同。

与雾化粒径相关的喷嘴几何结构参数主要有阻塞率、径向倾斜角、头部角度、打开距离和液腔结构等。阻塞率对粒径空间分布存在重要影响。外圈环形推进剂与径向推进剂作用时,相邻径向孔之间的区域不会发生撞击破碎,因此撞击破碎的液滴粒径要明显小于未撞击处的液滴粒径。张紫豪等^[64]认为撞击所产生的波幅不同是影响 SMD 的主要原因。径向倾斜角对雾化粒径有着显著影响。后面继续^[52]发现径向倾斜角对针栓式喷嘴喷雾 SMD 并不是简单的单向作用,而是存在一个角度,使得粒径值有一个分界点。当内圈出口为缝型,针栓头部角度也会影响雾化粒径。Rajendran等^[59]对比了针栓头部角度为 20° 和 33° 的雾化粒径,发现小针栓头部角度的雾化粒径更小。打开距离和液体腔的结构也会影响液滴粒径,Rajendran等^[59]发现大的开口距离有助于获得小液滴。Bedard等^[65]进行了冷试和热试,发现流体的储存影响流动的均匀性,进而影响后续的液滴破碎粒径。

不同工况下的雾化粒径规律也不同。目前主要研究了喷注压降、动量比和局部动量比对雾化粒径的影响。宋琦^[6]对三组元针栓进行雾化特性实验,得到了各组元喷注压降对 SMD 和粒径分布均匀度指数的影响规律。Ninish等^[44]指出动量比越大,锥形液膜厚度和扰动波长越大,形成的液滴尺寸越大。成鹏^[5]发现局部动量比越大的扇形液膜区的液滴平均粒径越小,同时射流影响核心区外移,喷雾外围的粒径增大。

针栓喷雾场不同空间位置的粒径分布规律不同,实验中通常研究径向和轴向不同位置的 SMD 变化规律。宋琦^[6]认为 SMD 沿径向有所增加; SMD 和粒径分布均匀度沿轴向逐渐减小,但减小到一定值时,二者基本保持不变,说明喷雾下游雾化效果要比喷雾上游雾化效果好。然而成鹏^[5]认为喷雾场中不同轴向位置的平均粒径沿径向分布类似。张紫豪等^[64]采用马尔文粒度仪研究了径向孔位置对 SMD 的影响,指出正对径向孔处喷雾的 SMD 要明显小于两孔之间位置处喷雾的 SMD ,分析认为撞击所产生的波幅不同是影响 SMD 的主要原因。

以往雾化粒径的研究将雾化过程的粒径分析和

燃烧过程隔离开了,只是对雾化粒径进行单纯的
分析,而没有提出良好燃烧条件下的粒径分布规律。
因此下一步需要对不同雾化粒径分布规律下的燃烧
状况进行研究,获得粒径分布的设计原则。

4.2 气液针栓式喷嘴

液体火箭发动机在工作中有时采取再生冷
却^[66],推进剂在冷却通道初始段是液态,吸收热量后
变为气态进入燃烧室,有必要对气液针栓式喷嘴进
行研究。

4.2.1 破碎形态

通常气液针栓式喷嘴内圈推进剂为液体,外圈
推进剂为气体。气体对液体的破碎有促进作用。目
前关于气液针栓式喷嘴的破碎形态主要通过实验进
行研究,也有学者进行理论研究。

学者大多通过高速摄影直接捕捉气液针栓式喷
嘴喷雾形态。Zhang 等^[67]发现动量比对液膜破碎后
的形态有直接影响,保持液体流量改变气体流量,
“羽状”结构转变为“收缩-扩展-收缩”结构,如图 24
所示。Rios 等^[30]将雾化区域分为初级破碎、射流破
碎和二次破碎三个过程,并研究了动量比对三个不
同区域范围影响,如图 25 所示。方昕昕等^[68]发现
气液流量比较大时,雾化边界会分为两段,上段由于
气体速度较大边界快速收缩,下段是等直径。同时,
气体腔的结构也会对喷雾特性有影响,Erkal 等^[69]
设计了三款不同内部结构的喷嘴,发现气体通道长
的针栓雾化比较均匀。

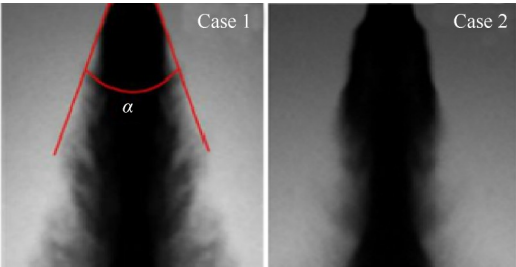


Fig. 24 "Plume" and "contraction-expansion-contraction"
structure^[67]

采用针栓喷注单元便于观察破碎过程,对液液
针栓式喷注单元研究较多,而对气液针栓式喷注单
元研究较少。Mercieca^[70]通过实验研究了动量比、撞
击角和开口距离对雾化的影响。

气液针栓式喷嘴液膜破碎过程的基础是无辅助
气体的锥形液膜破碎,因此有必要对锥形液膜破碎
过程进行理论分析。方昕昕等^[58]对锥形液膜进行线
性不稳定分析,认为正弦模式扰动波比曲张模式扰

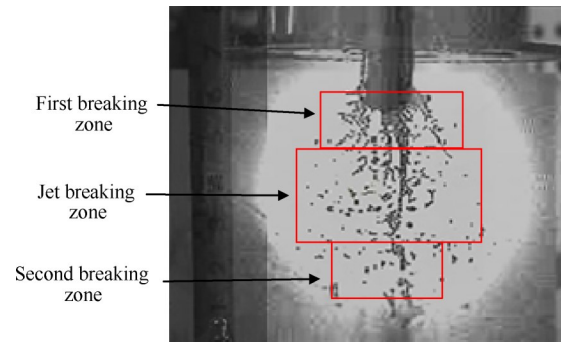


Fig. 25 Atomization and crushing process of pintle
injector^[30]

动波更不稳定(见图 26),其在液膜破碎过程中占主
导地位。随后文献[43,71]研究了喷注压降、径向缝
宽和喷注通道长宽比对液膜破碎长度和破碎时间的
影响,发现理论模型只能定性分析,不能准确预测破
碎长度和时间,实际的破碎是几种不同波长的表面
波共同作用的结果,而理论只考虑了主导表面波。

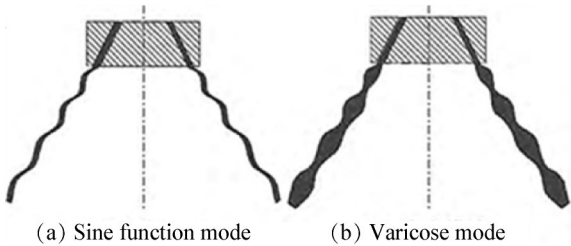


Fig. 26 Disturbance wave form of non-rotating conical
liquid film^[58]

4.2.2 喷雾锥角

影响喷雾锥角的喷嘴几何结构参数主要有打开
距离、外圈缝宽、径向倾斜角、撞击角、头部角度和跳
过距离等。Son 等^[33]发现喷雾锥角随针栓打开距离
的增加而增加。Fang 等^[72]发现保持气液流量比,喷
雾锥角随外圈喷注缝宽增加而减小,指出喷雾锥角
和径向倾斜角成正相关,原因是随着径向倾斜角的
增加,径向动量会增加。Mercieca^[70]采用喷注单元发
现喷雾锥角和撞击角成正相关。Lee 等^[36]指出动量
比一定时,头部角度增大,喷雾锥角减小。Mer-
cieca^[70]在实验中发现当气体速度较大时,改变气体
速度对喷雾锥角影响很小,主要原因是跳过距离过
大会明显地降低气体速度,并且在低动量气体的情
况,大的跳过距离会加剧气体动能损失。Fang 等^[72]
认为跳跃距离增大,会导致喷雾锥角增大,原因是针
栓头部外壁粘性力会导致气体速度下降,气液作用
减弱。

与喷雾锥角相关的工况参数主要有:动量比

(TMR)、局部动量比(LMR)、韦伯数(We)和 N_k 等。动量比是影响气液针栓式喷嘴喷雾锥角的主要因素。Rios等^[30]采用氮气和煤浆为介质研究了动量比对雾化锥角的影响,发现动量比减小,喷雾锥角减小,并且小动量比条件下雾化效果好。Zhang等^[67]使用主成分分析和区域生长算法处理图像,获得喷雾锥角,发现雾化锥角随着气液动量比的增加而减小。Radhakrishnan等^[34]为了研究方便,定义参数见式(4),发现喷雾锥角随着 N_k 增加而减小,且当 $N_k > 0.83$ 后,变化趋于稳定,参数 N_k 本质还是动量比,符合以往研究规律。

$$N_k = 1/(1 + TMR) \quad (4)$$

韦伯数也会影响喷雾锥角,于是将动量比和韦伯数无量纲化来描述喷雾锥角。Son等^[21]指出喷雾半角随着 TMR/We 的指数增加递减。Yu等^[73]进行了与Son等相同的实验,并建立喷雾锥角模型,然而不同于文献[21, 33]中的公式。通过对比以上的锥角公式,发现所建立的模型有很大的差别,原因在于假设的理论条件不同。也有学者研究气液流量比对喷雾锥角的影响,方昕昕等^[68]发现保持液体流量,气液流量比增加,喷雾锥角会减小,并且会出现负角。在后续的实验^[72]液体流量减小并保持气体流量,喷雾锥角随气液流量比增加而减小。气液流量比本质是动量比,在以后的研究中可以用动量比来描述喷雾锥角。同时,局部动量比也会影响喷雾锥角。Cheng等^[48]从理论和实验两方面研究了针栓喷注单元的流动特性,发现喷雾锥角随着局部动量比的增大而增大,在局部动量比较大时趋于稳定。

气液针栓式喷嘴不同于液液针栓式喷嘴,大流量工况可能会因为气体速度超过声速而出现节流现象,因此下一步可对气液针栓式喷嘴开展仿真方面的研究,对节流时的流场特性进行深入分析。

4.2.3 雾化粒径

与雾化粒径相关的喷嘴几何结构参数主要有打开距离、外圈缝宽、撞击角及头部角度等。打开距离决定了液膜初始厚度,对粒径大小有重要影响。Son等^[33]和方昕昕等^[68]均发现 SMD 随针栓打开距离增加而增加。Mercieca^[70]在气液针栓式喷注单元研究中发现打开距离较大时,液滴尺寸的分布范围变大。外圈缝宽、撞击角和头部角度也会对雾化粒径产生影响。Erkal等^[69]保持空气速度不变,改变外圈缝宽,在涡流的末端粒径会急剧变化。Mercieca^[70]改变气液推进剂的撞击角度,发现雾化粒径随撞击角增大

而减小。Erkal等^[69]实验发现粒径随头部角度增大而增大。然而方昕昕等^[68]发现头部角度增加,粒径迅速减小,原因是气液碰撞角度越大,相互作用越强。

与雾化粒径相关的喷嘴工况参数主要有动量比、流量比和韦伯数。Erkal等^[69]发现动量比减小,雾化粒径变大,并且此处涡流强度较弱。方昕昕等^[68]指出 SMD 随气液流量比的增大而减小。Son等^[33]发现 SMD 随韦伯数的增加而减小。参数敏感性分析表明, SMD 对外圈缝宽的变化最敏感,并利用无量纲数给出了该喷嘴的 SMD 的估算公式。Zhang等^[67]认为韦伯数和动量比共同决定雾化粒径,增加韦伯数有助于降低 SMD ,使其分布更加均匀,但是在动量比大的情况下,轴线附近的 SMD 相对较大。

目前关于不同空间位置的气液针栓式喷嘴雾化粒径变化规律研究还较少。方昕昕等^[68]认为 SMD 沿喷嘴轴向变化不明显,沿径向有所增加。解释为在气动力的作用下,粒径较小的液滴向测量平面的中心位置聚集。

以上研究主要是关于双组元及三组元针栓式喷注雾化特性,另外Petrescu等^[74]采用单组元针栓式喷嘴,发现喷雾锥角和液滴平均直径随环境压力的增加而减小(如图27所示),并建立了喷雾锥角和液滴尺寸的模型。

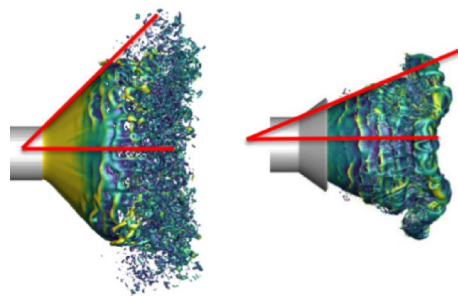


Fig. 27 Influence of back pressure on spray cone angle of single component pintle injector^[74]

5 针栓式喷嘴燃烧特性研究进展

针栓式发动机燃烧室的流场明显与直流式喷嘴或离心式喷嘴火箭发动机内流场^[3]不同,如图28所示,同时具有较高的燃烧稳定性^[3]。目前关于针栓式发动机工作特性的研究资料还比较少,除了公开发表的少部分工程类文献^[3],主要集中在小推力缩尺发动机实验^[13, 38-39]和仿真研究^[16, 20, 75]。

5.1 燃烧流场结构

针栓式发动机内部的流场具有明显的回流区,

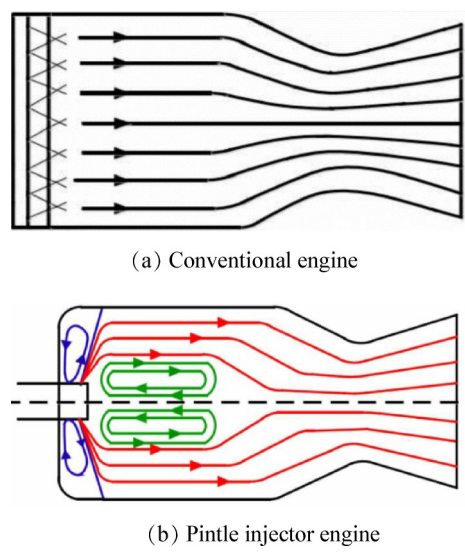


Fig. 28 Internal flow field of conventional engine and pintle injector engine^[3]

增强推进剂的掺混、蒸发。俞南嘉等^[12]指出在燃烧室和针栓头部附近存在两个回流区,即外侧回流区和中心回流区。Kazuki等^[40]在矩形燃烧室使用平面针栓进行热实验,观测到前端中心回流区,指出其有助燃烧稳定;并未观测到中心回流区,原因是燃烧室下壁的存在。成鹏等^[5]利用非接触光学测量技术观测针栓燃烧室内喷雾和火焰分布情况,发现燃烧主要发生在三个区域:燃烧室中部针栓头下方的中心燃烧区、燃烧室头部针栓两侧的头部落火区以及分布在喷雾外缘的带状燃烧区,如图 29 所示。Son 等^[32]发现没有回流区的针栓式发动机性能较差。综上,回流区的存在对针栓式发动机燃烧稳定有重要的意义。

影响回流区的参数主要有推进剂动量比、喷注压降、跳过距离、打开距离、套筒外径、径向倾斜角和径向孔直径等。张连博等^[76]通过对 MMH/NTO 针栓

式发动机燃烧及传热数值仿真发现:保持流量不变,针栓式喷嘴的压降对燃烧室流场特性的影响要比动量比的影响更显著。咸裕丰等^[77]对液氧甲烷针栓式发动机进行跨临界燃烧仿真,发现跳过距离变大,外侧回流区不断增加,而中心回流区基本保持不变;套筒外径减小,在“凹区域”会出现一个逐渐变大的回流区,有助于推进剂的混合,上回流区向燃烧室头部方向减小,中心回流区几乎不变,如图 30 所示。Fang 等^[72]和咸裕丰等^[77]仿真发现打开距离增加,中心回流区减小,对上回流区影响不大。Son 等^[32]研究工况和结构参数对燃烧特性的影响,发现低工况火焰角较小,燃烧性能较差,减小打开距离可以恢复火焰角并提高燃烧性能。此外针栓附近出现特定的回流区,这表明良好的针栓结构设计可以提高燃烧性能。Rajendran 等^[59]指出大径向倾斜角条件下的回流区距离喷嘴更远,阻碍了未燃烧液滴与新液滴的相互作用,导致液滴未充分燃烧排出,燃烧效率下降,但此时更不容易发生燃烧不稳定。方昕昕^[15]通过气液针栓式发动机燃烧仿真研究了径向孔尺寸、径向孔倾角等结构参数对回流区的影响。回流区对针栓式发动机燃烧性能具有重要的意义,但参数对回流区的影响规律还不明确,有必要开展重要参数对回流区的影响规律的研究,优化发动机工作特性。

在液体发动机实际工作中,通常会采取液膜冷却等措施,但目前的针栓式发动机研究中还未考虑液膜冷却对发动机流场的影响。

5.2 燃烧性能

液体火箭一般采用燃烧效率 η 来表征燃烧性能,即

$$\eta = \frac{p_c}{p_{eth}}$$

(5)

式中 p_c 为燃烧室室压, p_{eth} 为燃烧室理论压强。

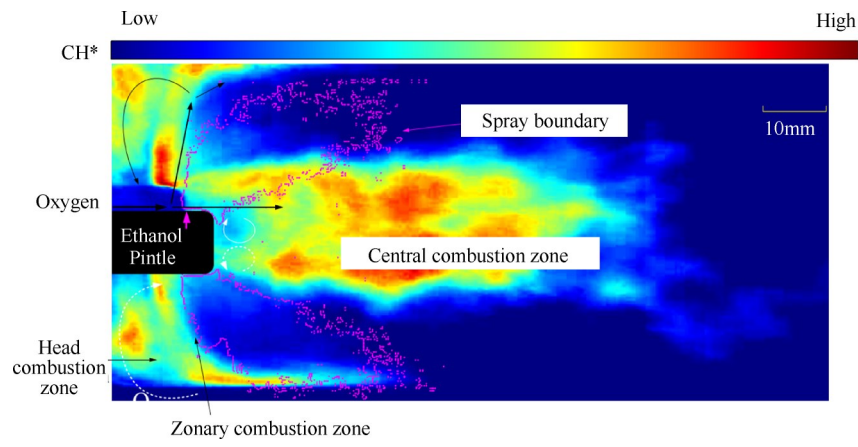


Fig. 29 Flame distribution in combustion chamber^[5]

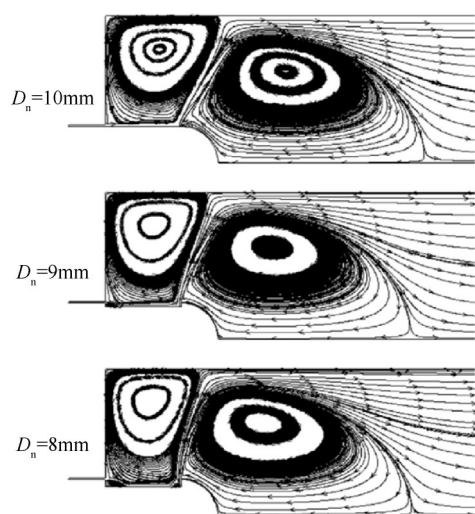


Fig. 30 Change of backflow zone in "concave region"^[77]

良好结构设计的针栓式发动机可以达到较高的燃烧效率。大型运载火箭适当降低燃烧效率可以大幅降低发动机的研发成本,LCPE 超低成本发动机^[3]采取这种设计理念,通过降低燃烧室压力来减少对热防护的需求,简化了推进剂供应系统。

现有研究表明,工况参数、喷嘴结构参数、燃烧室结构参数及火焰锥角等均会对针栓式发动机燃烧效率产生影响。

影响燃烧性能的工况参数主要有动量比、压降、粒径大小、蒸发速率和工况大小。现有研究表明,工况参数中动量比对针栓式发动机燃烧效率影响较大,动量比存在一个最佳的范围,此时燃烧效率最高。孔维鹏^[75]对气氢液氧针栓式发动机仿真发现动量比是影响燃烧效率的主要因素。俞南嘉等^[12]认为动量比接近1时,雾化混合效果最好,燃烧效率最高。而Kazuki等^[40]结合实验指出动量比在1.25~1.8,燃烧效率随动量比增加而增加,并且发现氧燃比对实验的影响比动量比更大。然而Sakaki等^[41]在平面矩形燃烧室和轴对称燃烧室(图31~图32)的热试验中均发现燃烧效率随着动量比增加而降低。张连博等^[76]认为提高喷注压降可以提高燃烧效率。成鹏^[5]指出在富燃条件下燃烧效率主要受混合比的影响,燃烧效率随混合比增加而增大,混合比本质上也是动量比。雾化粒径对燃烧效率也会产生影响,张连博等^[76]和孔维鹏^[75]均发现燃料路的雾化粒径变大会导致燃烧性能降低,主要原因是大液滴的蒸发距离大,导致燃烧距离变短,燃烧效率降低。张连博等^[76]还对氧化剂粒径进行研究,发现氧化剂粒径变化对燃烧效率影响不大。Sakaki等^[41]发现提高喷射速度可以改善雾化,提高燃烧效率。雾化粒径直接影响蒸

发速率,进而影响燃烧性能。李进贤等^[78]指出燃料的蒸发速率小于燃烧速率,燃烧过程主要受蒸发速率的控制。变推力液体火箭在深度节流状态流量比较小,很难保持燃烧稳定性。李进贤等^[78]发现高工况燃烧性能优于低工况,因此在变推力针栓式发动机低工况时可能会出现燃烧效率下降的情况。总结可知,动量比是影响燃烧性能的重要参数,同时相比于其余参数,动量比也是在设计中容易控制的参数,因此在考虑影响燃烧性能的工况参数时,需优先考虑动量比。

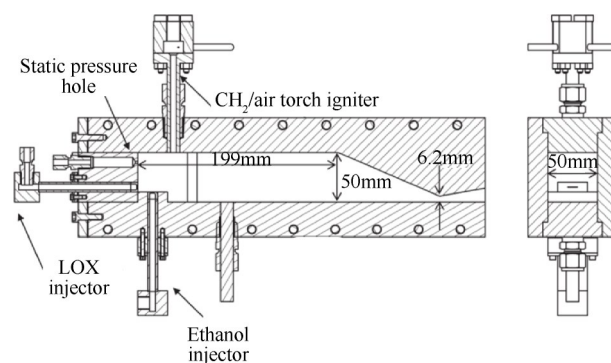


Fig. 31 Plane pintle rectangular combustion chamber^[41]

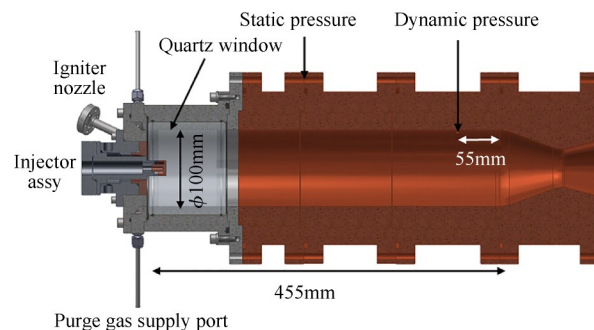


Fig. 32 Axisymmetric pintle combustor^[41]

喷嘴结构参数也会影响针栓式发动机燃烧效率。结构参数主要包括打开距离、针栓直径、套筒外径、跳过距离、越程比、阻塞率和径向孔形状。咸裕丰等^[77]研究了打开距离、针栓直径、套筒外径、越程比对燃烧效率的影响。发现打开距离增大,燃烧室压力减小,燃烧效率减小,方昕昕等^[72]也发现了这个规律,因此中心推进剂的速度不能设计的太小;在一定范围内,减小针栓直径,可以提高燃烧室压力和燃气温度,从而提高燃烧室的燃烧性能;套筒外径减小,会形成促进推进剂混合燃烧的“凹区域”,从而提高燃烧室压力和燃烧效率;越程比在1附近燃烧效率最高,越程比<1时,燃烧室压力变化不明显,当>1时,燃烧室压力变化大,并且随越程比变大,压力和燃烧

效率会减小。原因是当 >1 时,燃烧室的有效燃烧距离会变短,混合燃烧不充分,所以燃烧性能降低。跳过距离对燃烧性能有重要影响,李进贤等^[78]发现燃烧室温度分布不均匀,表明推进剂混合不充分,增大跳过距离可以增强混合,提高燃烧效率,但会降低蒸发效率。方昕昕等^[72]认为跳过距离较小时,气体对液氧具有加速功能,会导致停留时间过短,同时又会促进液体的破碎,因此要权衡破碎和加速;跳过距离过长导致燃烧室有效长度较小,降低燃烧效率。耶鲁大学^[24]发现较小的跳过距离可以提高发动机性能。TRW^[3]通过改变针栓头部结构和外圈环缝间隙来优化燃烧性能,发现动量比和阻塞率对燃烧效率影响较大。径向出口形状也会影响混合性能,方昕昕等^[72]指出径向孔要比径向缝型的混合性能要好,主要原因是甲烷可以穿过相邻的缝隙,提高混合性能,利于充分燃烧。综上,结构参数对燃烧性能的影响尚未充分阐述,结论还未达成一致,因此,有必要开展深入研究以优化喷嘴结构设计。

燃烧室特征长度对针栓式发动机燃烧效率也会产生影响。Humble^[79]对自燃推进剂针栓发动机进行实验,燃烧效率为89%,可能是特征长度较小。并且在后续的实验中^[18]增大特征长度,燃烧效率提高。方昕昕等^[72]仿真发现随着燃烧室特征长度增加,燃烧会更加充分,但增加到一个范围后,燃烧效率增加会很小,并建议燃烧室特征长度选在1附近。增加长度也会使得燃烧室的重量增加,因此要综合考虑重量和燃烧效率。

火焰锥角也可以用来表征针栓式发动机燃烧效率。周康等^[16]指出减小火焰锥角可以提高燃烧效率,但火焰锥角存在一个“理想混合区”。Son等^[32]使用甲烷和氧气进行燃料中心式燃烧仿真,发现随着火焰角的减小,燃烧性能变差。减小打开距离可以改善燃烧,并恢复火焰角。张连博等^[76]发现增大喷注压降,火焰区更靠近燃烧室中心,火焰宽度沿径向距离更大,燃烧效率也会提高。孔维鹏^[75]指出燃烧核心区域位于氢氧交界处,随着粒径和动量比增大,火焰前峰面与轴线夹角会变大。成鹏^[5]观测燃烧室内火焰分布情况,并通过POD进行火焰锥角分析。因此,在以后的试车实验中,可以通过用火焰锥角描述燃烧性能。

推进剂位置分布也会对燃烧性能产生影响。Sakaki等^[41]研究燃料中心式和氧化剂中心式两种针栓发动机,发现燃料中心式的燃烧效率随氧燃比增加而变大,氧化剂中心式的趋势则相反。

5.3 燃烧稳定性

液体火箭发动机燃烧室内不规则变化的压强会导致燃烧性能发生改变。极端情况下,压强的突升可能导致发动机爆炸^[80]。发动机的巨大振动也会破坏火箭的结构,因此有必要保持火箭发动机燃烧的稳定。针栓式发动机在压力瞬变的过程中,燃烧仍能够保持稳定,并很快恢复到正常水平^[3]。目前针栓式发动机固有燃烧稳定性理论主要涉及回流区理论、气液相对运动、能量立体化释放特性、熵波及针栓喷嘴安装位置、火焰稳定等。

(1)回流区理论:大多研究者^[12,16,76]认为,回流区是保证高效燃烧和稳定的基础。中心回流区起到挡板和混合器的作用,加剧推进剂液滴的破碎、掺混、蒸发。Rajendran等^[59]指出高头部倾角的回流区远离喷嘴,此时燃烧更加稳定。成鹏^[5]认为头部燃烧区为燃料蒸发提供热源,对火焰稳定有重要作用。

(2)气液相对运动:TRW公司的Dreless^[3]从气液相对运动解释了回流区的作用。回流区中气液相对运动速度较大,可以促进液滴的破碎,并对燃烧室内扰动的敏感程度大大降低。

(3)能量立体化释放特性:也有学者^[9]认为是针栓发动机燃烧室中能量立体化释放特性使得其具有燃烧稳定性。推进剂的燃烧集中在一个较大锥形区域,使得燃烧室轴向和径向上的推进剂物性(如密度、分子量、绝热指数及温度等)变化很大,使得声波在形成之前就被耗散或抑制,有利于改善燃烧稳定性。

(4)熵波理论:日本学者Sakaki等^[38]对比平面针栓和轴对称针栓的燃烧,发现二者趋势相同,认为可以用平面针栓代替轴对称针栓研究燃烧。但在轴对称式发动机中发现了纵向不稳定燃烧,压力波动的幅度随液氧注入压力的降低而增加,振荡可能是熵波引起的。这与多年来针栓测试结果相悖,因此这种研究方法还需要进一步的验证。随后Sakaki等^[42]对针栓的纵向不稳定燃烧进行了更深入的研究,发现压力振荡的振幅随着温度梯度的减小而增大;温度系数 <1.14 时,会出现热声振荡,系数 >2.0 时,会出现低频振荡;DMD分析表明,由于振荡模式的频率对应燃烧室的第一纵向模式,放热振荡与燃烧室的第一固有频率会耦合。在低频模式下,熵对流过程在振荡燃烧行为中起重要作用。

(5)中心安装位置:部分学者认为针栓稳定性主要是因为针栓在发动机中的位置决定的^[18],即中心安装的针栓释放的能量的位置最小化来自切向和第

一径向声学模式的耦合。切向声学模式有一条穿过燃烧室中心的压力节点线^[1]。针栓所在位置最小化与燃烧室的切向声学模式的耦合。然而,由于在燃烧室中心存在波腹,它容易受到径向声学模式的影响。尽管如此,还没有任何关于激发径向模式不稳定性的报道。

针栓式发动机在各种飞行实验中未出现过燃烧不稳定^[4],但启动过程中推进剂中的气泡可能会造成燃烧室压力不稳定。美国航天局约翰逊航天中心进行航天飞机轨道机动系统(OMS)发动机^[81]燃烧实验发现:启动过程中会出现进料的“突突声”不稳定,可能是由于低压条件下液氧流中存在气泡,随着压力增长到稳定的操作条件,不稳定性会消失。Kazuki等^[40]将轴对称燃烧室简化为平面针栓式喷嘴,在启动阶段也出现燃烧压力的强峰值。

综上,学者对针栓发动机固有燃烧稳定性机理还未达成一致。因此,需要进一步研究针栓式发动机保持自身燃烧稳定的机理,并在燃烧稳定的前提下探究如何提高燃烧效率、增大火箭有效载荷。

5.4 热防护

针栓式发动机的热防护主要分为喷嘴的热防护^[82]和燃烧室内壁面的热防护^[12]。针栓式发动机热环境分析及热防护的文献比较匮乏,工程研制公开发表的以TR-202针栓式发动机^[83]和“梅林”发动机针栓式喷嘴^[25,84]为典型。少数研究学者^[12,82,85]通过实验和仿真也取得了进展。

针栓式发动机热试车中的燃烧过程:燃烧开始的两三秒内,燃烧室内的温度瞬间达到3200℃高温,而壁面流过的甲烷是-161℃,因为高热量会导致夹套内的甲烷气化,这两三秒内甲烷的相态非常复杂。甲烷工作在超临界状态,类似于“液-汽”喷注。在工作过程中甲烷温度的升高,喷注雾化状态会发生急剧改变,因此参数选择稍不合理会导致燃烧效率较低,甚至发生烧蚀。因此,研究针栓式发动机的热防护具有重要的工程意义。

针栓式喷嘴的热防护可以通过优化结构参数和设计热防护结构实现。目前研究的重要结构参数有跳过距离、套筒外径、外圈缝宽、矩形喷孔长宽比、喷孔间距等。咸裕丰等^[77]指出增大跳过距离,头部附近的低温区会增大,有助于燃烧室头部区域的冷却;减小套筒外径,出现的“凹区域”有助于套筒的热防护。Vasques等^[86]也研究了跳过距离对热防护的影响,得到的结论相似。TR-202^[83]研究了外圈缝宽和矩形喷孔的长宽比对喷嘴头部的热影响,发现大的

外圈缝宽可以允许更多氢气流到燃烧室中心,改变针栓头部的热分布,有助于缓解针栓头部过热;喷孔间距增大,外圈推进剂更容易流到中间回流区,使得针栓头部处于一个较低温度。也有学者在针栓式喷嘴设计上设计新结构,改变燃烧室热量分布,实现热防护。TRW认为针栓底端设计为薄壁半圆形对气流具有导流作用,减弱针栓底端的热传递。Vasques等^[86]在燃料通道设置斜坡(见图33)来偏转燃料环形流,改变撞击点的位置。经过测试,设置斜坡的方式效果最好。孔维鹏^[75]发现各种工况下针栓头部均受到内圈推进剂的保护,对热防护起到良好的作用,并不需要额外的热防护。王凯等^[87]认为深度推力调节不适合使用主动冷却,研究了不同径向孔形状的下漏流量特性,发现矩形孔下漏率随推力调节而自主调节,采取矩形喷孔有利于针栓头部冷区。



Fig. 33 Slope structure for deflection of outer ring propellant^[86]

喷嘴的热防护还可以通过涂抹烧蚀表面材料、采用耐高温材料途径来实现。杨振宁等^[85]研究了头部集液腔推进剂温升。发现工作中头部集液腔的推进剂温升很小;面关机后,推进剂温升不到200℃。因此,选择比热容较小的材料或者增加喷嘴头部的质量都可以降低集液腔内的推进剂最高温度。

针栓头部的冷却除了改变针栓的几何尺寸和覆盖热防护层,还可以进行主动冷却^[88]。“梅林”火箭设计师 Mueller在针栓头部开孔^[89],内圈推进剂一部分充当径向推进剂,一部分从小孔中流出,充当冷却剂。虽然可以保护针栓头部,但加工小孔增加了加工难度。Bedard等^[65]采用这种设计进行热试验,但仍出现烧蚀现象,如图34所示。因此,针栓发动机喷嘴的热防护仍未得到彻底的解决,还需要进一步的研究。

针栓式发动机燃烧室壁面的热防护可以通过喷嘴喷溅到壁面进行液膜冷却。俞南嘉等^[12]发现燃烧室壁面出现液膜,随着动量比增加,高温区向燃烧室壁面靠近,容易烧蚀内壁面。刘昌波等^[90]对针栓式



Fig. 34 Pintle injector designed by Bedard^[65]

燃烧室冷却特性实验发现：针栓式燃烧室前段的温度较低，不需进行热防护措施；末端内侧的温度较高，局部会出现明显的烧蚀，需要采取有效的热防护措施；在推进剂总流量不变，调整冷却液膜对燃烧室圆柱圆柱段的冷却特性影响较小。LCPE 发动机^[3]测试结果也表明头部温度不会太高，通过调节针栓可以降低头部的温度，然而喉部烧蚀严重。张连博等^[76]研究雾化细度对流场的影响，发现雾化粒径越小，燃料和氧化剂充分混合立即会发生自燃，导致温度急剧升高，发动机可能热防护失效；当雾化效果不佳时，推进剂会撞击到壁面形成液膜起到壁面冷却的作用；燃料的雾化细度比氧化剂的雾化细度对燃烧室流场和性能的影响更敏锐，因此要优先考虑燃料路的雾化效果。综上，针栓式发动机变推力过程中雾化粒径和动量比都会发生变化，影响推力室高温分布，因此要保证整个节流过程中壁面不被烧蚀，并且喉部和燃烧室后端要重点进行热防护。

在针栓式发动机中，燃烧室内壁面除了液膜冷却还存在气膜冷却，燃料喷溅到内壁后会蒸发为气体，形成一层紧贴内壁的气膜（见图 35）起到冷却的作用。咸裕丰等^[77]研究打开距离和套筒外径对气膜的影响，发现气膜随打开距离增加而变长，从而降低燃烧室头部和壁面温度；套筒外径减小，气膜会变短，燃烧室头部和壁面温度会增加，然而套筒外部“凹区域”会聚集大量的燃料，降低套筒温度，有利于喷嘴套筒的热防护。针栓式发动机气膜冷却研究还较少，有必要开展喷嘴结构参数及工况参数对气膜冷却影响的研究，优化发动机热防护。

关于热防护材料的文献较少，TR-106 低成本品字形发动机 LCPE^[91]采用镍铍铜合金等。西安航天动力研究所^[90]的针栓式发动机燃烧室前段采用常用的不锈钢或钛合金材料可以耐受高温。Vasques 等^[86]对液氧中心的液氧甲烷针栓式发动机热试，发现针栓底端采用不锈钢或铜合金材料，均出现烧蚀

现象；TR-202^[83]研究表明：针栓头部安装铜质头部导热层，可以减轻高温热环境的侵蚀。

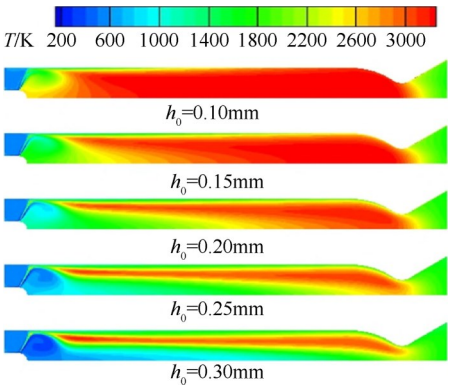


Fig. 35 Variation of air film length with opening distance^[77]

6 研究现状分析及展望

综上，针栓喷嘴雾化特性现状分析可得出以下结论：

(1) 由于液体破裂方式受环境介质的密度影响很大，在冷流条件下进行的实验是喷雾在环境压力为 0.1MPa 的静止空气中形成的，并不能模拟真实发动机中的流动状态。因此，要开展高背压环境下的雾化实验；(2) 针栓雾化的混合分布特性目前研究的还比较少，直接影响对后面燃烧特性的认识，有研究^[90]表明针栓燃烧室的温度沿周向不均匀分布，可能是不均匀雾化导致，因此需要对雾化的均匀性进行更深入的研究，例如在水里添加碘化钾配成溶液^[92]，用 CT 进行拍照研究喷雾质量分布；(3) 目前都是稳定工况下的雾化实验，对于供应系统压力振荡和背压振荡下的喷注雾化特性还未进行研究。同时，其他类型喷嘴会出现自激振荡现象^[93-95]，目前仅 Sakaki 等^[39]在针栓发动机的热试中出现周期现象，因此特殊工况下针栓是否会出现自激振荡还需要深入研究；(4) 针栓喷嘴相关的多相流模型^[31, 38, 96]发展迅速，但实际的雾化环境中，喷雾统计的预测和控制仍很困难。因此，迫切需要加强对液体雾化过程和后续喷雾行为的基本理解，建立有效的预测模型。

工作特性现状分析：

(1) 目前针栓燃烧流场的温度分布、火焰分布及火焰结构等已经进行了不少的研究，但对于针栓固有燃烧稳定性的机理研究还没有一个深入、统一的认识。同时，有学者^[38-42]实验研究发现在针栓式发动机启动过程会出现压力峰，需要进一步开展连续变工况条件下燃烧特性实验；(2) 目前大多是改变单个

参数研究燃烧效率,而燃烧室内的燃烧是多个参数影响耦合,并不是简单叠加,因此需要开展多参数改变的燃烧特性变化规律研究;(3)对于平面针栓式发动机替代轴对称式发动机,虽然在某些参数上具有相同的趋势,但能否用平面针栓替代轴对称针栓发动机还需要进一步的验证;(4)针栓燃烧虽然稳定性很好,但针栓底端的热防护是一个重要的问题,很多的热试验出现针栓底端烧蚀现象^[86,90]。后续可以从改变结构参数,从而改变撞击点的位置开展深入研究;(5)对于高室压的液体火箭发动机,燃料经过再生冷却后,会以超临界^[97]状态进入燃烧室。亚临界的氧化剂进入高温高压的燃烧室后也会变为超临界。超临界下的推进剂并没有雾化过程,而是出现“拟沸腾”现象的湍流扩散过程。目前研究的针栓式发动机大多是小推力的低室压工况,仅有咸裕丰等^[77]对超临界状态下的针栓式发动机进行燃烧仿真研究。因此,要对高室压的针栓火箭开展实验。

致谢:感谢国家自然科学基金的资助,感谢史强、王家森和晏成龙在格式和语言上的帮助。

参考文献

- [1] Casiano M J, Hulka J R, Yang V. Liquid-Propellant Rocket Engine Throttling: A Comprehensive Review[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(5): 897-923.
- [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.
- [3] Dressler G, Bauer J. TRW Pintle Engine Heritage and Performance Characteristics[C]. *Las Vegas: 36th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2000.
- [4] Gavitt K, Mueller T. Testing of the 650 klbf LOX/LH₂ Low Cost Pintle Engine[C]. *Salt Lake City: 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2001.
- [5] 成 鹏. 变推力火箭发动机喷雾燃烧动态过程研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2018.
- [6] 宋 琦. 空气加热器针栓喷注器雾化试验与燃烧特性仿真研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2017.
- [7] 陈慧源, 李清廉, 成 鹏. 针栓喷注器分布特性的试验研究[C]. 昆明: 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, 2019.
- [8] Popp M, Hulka J, Yang V, et al. Design and Dynamics of Jet and Swirl Injectors[M]. *USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2004.
- [9] Min S, Yu K, Koo J. Effects of Pintle-Tip Angles on Spray Characteristics of Movable Pintle Injector[C]. *Iclass: 13th Triennial International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems*, 2015.
- [10] 谭永华. 航天推进技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2016.
- [11] Chang Y, Zou J, Li Q, Cheng P, et al. Numerical Study on Combustion and Heat Transfer of a GOX/GCH₄ Pintle Injector[C]. *Singapore: Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology*, 2018.
- [12] 俞南嘉, 鲍启林, 张 洋, 等. 针栓式液氧/煤油发动机燃烧数值仿真[J]. *火箭推进*, 2018, 44(4): 23-29.
- [13] 靳雨树, 徐 旭, 朱韶华, 等. 15:1 气氧/煤油变推力火箭发动机设计及试验[J]. *推进技术*, 2018, 39(11): 2438-2445. (JIN Yu-shu, XU Xu, ZHU Shao-hua, et al. Design and Test of 15:1 GO₂/Kerosene Variable-Thrust Rocket Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(11): 2438-2445.)
- [14] 方昕昕, 沈赤兵. 液氧/甲烷小推力发动机及其变推力技术研究进展[J]. *飞航导弹*, 2015, 8(4): 88-95.
- [15] 方昕昕. 液氧/甲烷针栓式喷注器雾化及燃烧特性研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015.
- [16] 周 康, 李清廉, 成 鹏, 等. 气氧/气甲烷针栓发动机燃烧过程数值仿真研究[J]. *火箭推进*, 2018, 44(6).
- [17] Gamertfelder J, Khare P, Bravo L. Investigation of Atomization Behaviors of Liquid Monopropellants in Pintle Injectors[C]. *London: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, 2020.
- [18] Austin B L, Anderson W E, Heister S D. Characterization of Pintle Engine Performance for Nontoxic Hypergolic Bipropellants[J]. *Journal of Propulsion Power*, 2002, 21(4): 627-635.
- [19] Kim P Y, Majamaki A, Papesh C, et al. Design and Development Testing of the TR108-a 30 klbf-Thrust-Class Hydrogen Peroxide/Hydrocarbon Pump-Fed Engine[R]. *AIAA* 2005-3566.
- [20] 韩泉东. 空间变推力液体火箭发动机流量调节及燃烧过程仿真研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.
- [21] Son M, Yu K, Koo J, et al. Effects of Momentum Ratio and Weber Number on Spray Half Angles of Liquid Controlled Pintle Injector[J]. *Journal of Thermal Science*, 2015, 24(1): 37-43.
- [22] Popp M, Hulka J, Yang V, et al. Liquid Rocket Thrust Chambers (Aspects of Modeling, Analysis, and Design) [M]. *USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2004.
- [23] Gill G S, Nurick W H. Liquid Rocket Engine Injectors [R]. *NASA SP-8089*.
- [24] Dressler G A. Summary of Deep Throttling Rocket Engines with Emphasis on Apollo LMDE [C] *California: 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2018.

- [25] Davis L A. First Stage Recovery[J]. *Engineering*, 2016 (2): 152-153.
- [26] 邢馥源. 双组元变推力火箭发动机喷注器改进设计[J]. 推进技术, 1990, 11(2): 40-43. (XING Fu-yuan. A Design on Injector of Bipropellant Thrust-Variable Rocket Engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1990, 11(2): 40-43.)
- [27] 易新郁. 双调变推力液体火箭发动机的关机[J]. 推进技术, 1992, 13(1): 44-49. (YI Xin-yu. Shutdown of the Variable Thrust Liquid Rocket Engine with Controllable Venture and Injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1992, 13(1): 44-49.)
- [28] 章荣军, 林 革, 李福云. 变推力液体火箭发动机技术研究[C]. 西安: 第五届液体火箭推进技术发展研讨会, 2005.
- [29] 雷娟萍, 兰晓辉, 章荣军, 等. 嫦娥三号探测器7500N变推力发动机研制[J]. 中国科学: 技术科学, 2014, 44(6): 569-575.
- [30] Rios A, Chowdhury M, Khan M M I, et al. Design and Test of a Pintle Injector for Oxy-Coal Combustion[C]. *Indianapolis: AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*, 2019.
- [31] Son M, Yu K, Radhakrishnan K, et al. Verification on Spray Simulation of a Pintle Injector for Liquid Rocket Engine[J]. *Journal of Thermal Science*, 2016, 16(1): 90-96.
- [32] Son M, Yoon Y, Koo J. Numerical Study on the Combustion Characteristics of a Fuel-Centered Pintle Injector for Methane Rocket Engines[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 135(40): 139-149.
- [33] Son M, Radhakrishnan K, Koo J, et al. Design Procedure of a Movable Pintle Injector for Liquid Rocket Engines[J]. *Journal of Propulsion Power*, 2017, 33(4): 858-869.
- [34] Radhakrishnan K, Son M, Lee K, et al. Effect of Injection Conditions on Mixing Performance of Pintle Injector for Liquid Rocket Engines[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 150(40): 105-116.
- [35] Bravo L, Kim D, Ham F, et al. Effects of Fuel Viscosity on the Primary Breakup Dynamics of a High-Speed Liquid Jet with Comparison to X-Ray Radiography[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2018, 37(3): 3245-3253.
- [36] Lee K, Shin D, Min S, et al. Flow Visualization of Cryogenic Spray from a Movable Pintle Injector[J]. *Journal of Visualization*, 2019, 22(6): 773-781.
- [37] Zhou Rui, Shen Chi-bing, Jin Xuan, et al. Numerical Study on the Morphology of a Liquid-Liquid Pintle Injector Element Primary Breakup Spray[J]. *Journal of Zhejiang University-Science A (Applied Physics & Engineering)*, 2020, 21(8): 79-89.
- [38] Sakaki K, Kakudo H, Nakaya S, et al. Performance Evaluation of Rocket Engine Combustors Using Ethanol/Liquid Oxygen Pintle Injector[C]. *Salt Lake City: 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2015.
- [39] Sakaki K, Kakudo H, Isochi H, et al. Optical Measurements of Ethanol/Liquid Oxygen Rocket Engine Combustor with Planar Pintle Injector[C]. *Orlando: 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2015.
- [40] Kazuki S, Minho C, Shinji N, et al. Fundamental Combustion Characteristics of Ethanol/Liquid Oxygen Rocket Engine Combustor with Planar Pintle-Type Injector[J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2015, 58(1): 15-22.
- [41] Sakaki K, Kanai R. Combustion Characteristics of Ethanol/Liquid-Oxygen Rocket Engine Combustor with Planar Pintle Injector[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 33(2): 1-8.
- [42] Sakaki K, Funahashi T, Nakaya S, et al. Longitudinal Combustion Instability of a Pintle Injector for a Liquid Rocket Engine Combustor[J]. *Combustion and Flame*, 2018, 194: 115-127.
- [43] 方昕昕, 沈赤兵, 康忠涛. 无旋锥形液膜表面波不稳定性试验研究[J]. 推进技术, 2016, 37(10): 1893-1899. (FANG Xin-xin, SHEN Chi-bing, KANG Zhong-tao. Experimental Research of Instability of Surface Wave on Irrotational Conical Sheets[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(10): 1893-1899.)
- [44] Ninish S, Vaidyanathan A, Nandakumar K. Spray Characteristics of Liquid-liquid Pintle Injector[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2018, 97: 324-340.
- [45] 曹建明. 液体喷雾学[M]. 北京: 北京大学出版社, 2013.
- [46] Bayvel L P, Orzechowski Z. Liquid Atomization[M]. *Boca Raton: Liquid Atomization Taylor & Francis*, 1993.
- [47] Boettcher P, Mikellides I, Vaughan D, et al. Visualization of Transverse Annular Jets[C]. *Canada: 61th Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamics*, 2009.
- [48] Cheng P, Li Q, Chen H. Flow Characteristics of a Pintle Injector Element[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 154: 61-66.
- [49] 郑 刚. 针栓式喷注器雾化特性的研究[C]. 北京: 航天雁栖论坛, 2016.
- [50] 刘昌波. 针栓式喷注器雾化特性的多尺度仿真研究[C]. 昆明: 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, 2019.
- [51] 刘 虎, 宋 艳, 关新燕. 针栓式喷注器雾化过程的数值模拟研究[C]. 深圳: 第十一届全国流体力学学术会议, 2020.
- [52] 张紫豪. 可调针栓喷注器喷雾特性试验研究[D]. 长

- 沙: 国防科学技术大学, 2018.
- [53] Santoro R J, Merkle C L. Main Chamber and Pre Burner Injector Technology[R]. *NASA NCC* 8-46.
- [54] William E. Anderson M. Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis and Design[J]. *Engineering*, 2004, 14(4): 19-103.
- [55] 王 凯, 雷凡培, 张波涛, 等. 针栓式喷注单元雾化角模型分析[J]. *航空学报*, 2020, 41(10): 126-140.
- [56] 王 凯, 雷凡培, 杨岸龙, 等. 针栓式喷注单元膜束撞击雾化混合过程数值模拟[J]. *航空学报*, 2020, 41(9): 96-110.
- [57] Marchi A, Nouri J, Yan Y, et al. Spray Stability of Outwards Opening Pintle Injectors for Stratified Direct Injection Spark Ignition Engine Operation [J]. *International Journal of Engine Research*, 2010, 11(6): 413-437.
- [58] 方昕昕, 沈赤兵. 针栓式喷注器无旋锥形液膜线性不稳定分析[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(9): 2291-2298.
- [59] Rajendran R, Prasad S, Subhashree S, et al. Design and Optimization of Pintle Injector for Liquid Rocket Engine Design[J]. *International Journal of Engineering Applied Sciences and Technology*, 2020, 5(1): 151-159.
- [60] Freeberg J, Hogge J. Spray Cone Formation from Pintle-Type Injector Systems in Liquid Rocket Engines [C]. *California: AIAA Scitech 2019 Forum*, 2019.
- [61] 王 凯, 雷凡培, 李鹏飞, 等. 壁面边界对撞击合成动量角的影响研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(10): 2288-2295. (WANG Kai, LEI Fan-pei, LI Peng-fei, et al. Effects of Wall Boundary on Resultant Momentum Angle of Impinging Jets[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(10): 2288-2295.)
- [62] Ashgriz Nasser. Handbook of Atomization and Sprays [M]. *USA: Springer*, 2011.
- [63] Cheng P, Li Q, Xu S, et al. On the Prediction of Spray Angle of Liquid-Liquid Pintle Injectors[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 138: 145-151.
- [64] 张紫豪, 吴继平, 成 鹏. 径向孔喷注位置对针栓喷注器喷雾特性的影响[C]. 洛阳: 中国航天第三专业信息网第三十九届技术交流会暨第三届空天动力联合会议, 2018.
- [65] Bedard M, Feldman T, Rettenmaier A, et al. Student Design/Build/Test of a Throttleable LOX-LCH₄ Thrust Chamber [C]. *Atlanta: 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2012.
- [66] 杨立军, 富庆飞. 液体火箭发动机推力室设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2013.
- [67] Zhang Y, Yu N J, Tian H, et al. Experimental and Numerical Investigations on Flow Field Characteristics of Pintle Injector [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 103.
- [68] 方昕昕, 沈赤兵, 成 鹏, 等. 针栓式喷注器雾化特性试验[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(8): 1853-1860.
- [69] Erkal B, Aksel M H. Design and Cold Flow Experimental Procedure of a Pintle Injector[C]. *Indianapolis: 18th International Conference on Machine Design and Production*, 2018.
- [70] Mercieca E. Spray Characteristics in Gas/Liquid Pintle Injection[D]. *Delf: Delft University of Technology*, 2017.
- [71] 方昕昕, 沈赤兵, 张新桥. 针栓式喷注器锥形液膜破碎特性试验[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(12): 3004-3009.
- [72] Fang X X, Shen C B. Study on Atomization and Combustion Characteristics of LOX/Methane Pintle Injectors [J] *Acta Astronautica*, 2017, 136: 369-379.
- [73] Yu K, Son M, Kanmaniraja R, et al. Effect of Pintle Tip Angle on Spray Angle in Pintle Injector[C]. *Seoul: Kspe Fall Conference*, 2015.
- [74] Vlad Petrescu, Ferdinand Schrijer, Barry Zandbergen. Atomized Spray Properties in Pintle Injection[C]. *Canada: 61th Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamics*, 2009.
- [75] 孔维鹏. 针栓式气氢/液氧变推力发动机燃烧流场数值仿真研究[C]. 昆明: 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, 2019.
- [76] 张连博, 毛晓芳, 汪凤山, 等. 针栓喷注式 MMH/NTO 推力室燃烧及传热数值仿真[J]. *推进技术*, 2015, 36(10): 1487-1494. (ZHANG Lian-bo, MAO Xiao-fang, WANG Feng-shan, et al. Numerical Simulation of Pintle Thruster Combustion and Heat Transfer for MMH/NTO Hypergolic Bipropellant [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(10): 1487-1494.)
- [77] 咸裕丰, 孙 冰. 针栓式喷注器液氧/甲烷发动机燃烧特性数值仿真[J]. *推进技术*, 2020, 42(7): 1-9. (XIAN Yu-feng, SUN Bing. Numerical Simulation of Combustion Characteristics of LOX/CH₄ Engine with Pintle Injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 42(7): 1-9.)
- [78] 李进贤, 岳春国, 侯 晓, 等. 针栓式变推力火箭发动机内流场数值仿真研究[J]. *计算机仿真*, 2009, 26(8): 49-52.
- [79] Humble R W. Independent Research Program Annual Progress Report[R]. *West Lafayette: Bipropellant Rocket Engine Research*, 2020.
- [80] 陈 军. 火箭发动机燃烧基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015.
- [81] Woodward R, Miller K, Bazarov V, et al. Injector Research for Shuttle OMS Upgrade Using LOX/Ethanol Propellants [C]. *Pennsylvania: Aiaa/Asme/Sae/Asee Joint*

- Propulsion Conference & Exhibit*, 2013.
- [82] 常一冰. GOX/GCH₄火箭发动机针栓喷注器热环境分析及其热防护[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2018.
- [83] Weinstock V D, Chianese S G, Majamaki A N, et al. Northrop Grumman TR202 LOX/GH₂ Deep Throttling Pintle Injector Fabrication and Demonstration Testing [C]. *Canada: American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2010.
- [84] Davis L A. Falcon Heavy[J]. *Engineering*, 2018, 4(3).
- [85] 杨振宁, 张 锋, 周 军. 面关机针栓式喷注器发动机头部传热分析[J]. *火箭推进*, 2010, 36(6): 6-10.
- [86] Vasques B, Haidn O J. Effect of Pintle Injector Element Geometry on Combustion in a Liquid Oxygen/Liquid Methane Rocket Engine [C]. *München: 7th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences*, 2017.
- [87] 王 凯, 雷凡培, 杨岸龙, 等. 径向孔形状对针栓式喷注器液膜下漏率的影响[J]. *航空学报*, 2020, 35(10): 212-223.
- [88] Davis L A. First Stage Recovery[J]. *Engineering*, 2016(2): 152-153.
- [89] Mueller M T. Pintle Injector Tip with Active Cooling[P]. *US: 7503511*, 2009-3-17.
- [90] 刘昌波, 林 革, 宋大亮, 等. 针栓式推力室冷却特性试验研究[J]. *火箭推进*, 2020, 46(1): 13-19.
- [91] 李进贤, 岳春国, 唐金兰, 等. 变推力液体火箭发动机技术现状与发展探索[C]. 西安:中国宇航学会深空探测技术专业委员会第三届学术会议, 2006.
- [92] Radke C R, Meyer T R. Effect of Injector Exit Geometry on Atomization of a Liquid-Liquid Double Swirl Coaxial Injector Using Non-Invasive Laser, Optical and X-Ray Techniques [C]. *Cleveland: 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2014.
- [93] Im J H, Kim D J, Yoon Y B, et al. Self-Pulsation Characteristics of a Swirl Coaxial Injector with Various Injection and Geometric Conditions [C]. *Arizona: 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2005.
- [94] Tsohas J, Heister S D. Numerical Simulations of Liquid Rocket Coaxial Injector Hydrodynamics [C]. *Georgia: 48th Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2012.
- [95] Krishnan A, Przekwas A J, Gross K W. Computational Analysis of Liquid Hypergolic Propellant Rocket Engines [J]. *AIAA Journal*, 1992, 12(3): 85-92.
- [96] Nardi R, Perez V, Pimenta A. Experiments with Pintle Injector Design and Development [C]. *Orlando: 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2015.
- [97] Oefelein J C, YANG V. Supercritical Fluid Transport and Combustion [J]. *Combustion Science and Technology*, 2006, 178(21).

(编辑:朱立影)