

# 液体火箭发动机针栓喷注器雾化燃烧技术研究进展

石 璞<sup>1</sup>, 朱国强<sup>1</sup>, 李进贤<sup>1</sup>, 侯 晓<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 陕西 西安 710072;  
2. 中国航天科技集团有限公司, 北京 100048)

**摘 要:**针栓喷注器具有结构简单、可靠性高、燃烧稳定, 可实现深度节流、面关机、机构可按比例缩放、成本低等显著优点, 以其为基础的推力调节技术是一种实现液体火箭发动机变推力方案的有效途径, 得到了广泛的应用。基于国内外针栓喷注器及针栓式发动机技术的发展现状和应用实例, 着重从喷注器雾化性能和发动机燃烧流动问题 2 个方面进行了分析, 在此基础上提出了对喷注器及发动机技术研究方向和研究重点的建议。

**关键词:**针栓喷注器; 液体火箭发动机; 推力调节; 雾化性能; 燃烧性能

中图分类号: V434 文献标识码: A 文章编号: 1672-9374(2020)04-0001-13

## Advances in atomized combustion technology research of pintle injector for liquid rocket engines

SHI Pu<sup>1</sup>, ZHU Guoqiang<sup>1</sup>, LI Jinxian<sup>1</sup>, HOU Xiao<sup>2</sup>

(1. Science and Technology on Combustion, Internal Flow and Thermo-Structure Laboratory, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;  
2. China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100048, China)

**Abstract:** Pintle injector has the advantages of simple structure, high reliability, stable combustion, deep throttling, face-off capability, scalability and low cost. Throttling technology based on pintle injector is an effective method to realize thrust regulation of liquid rocket engine, which has been widely used. Based on the development and application of pintle injector and corresponding engine technology, analysis and summary of atomization performance of pintle injector, combustion performance of pintle engine were conducted. On the basis of this, some opinions and suggestions on the research direction and emphasis of pintle injector and corresponding engine technology were proposed.

**Keywords:** pintle injector; liquid rocket engine; thrust control; spray performance; combustion performance

## 0 引言

变推力液体火箭发动机具有广阔的应用范围

和良好的应用前景, 目前主要应用于卫星入轨与降落、空间交会、轨道机动、空间定位和稳定、运载火箭回收与重复利用等方面<sup>[1-2]</sup>。此外, 在发动机推

收稿日期: 2019-12-30; 修回日期: 2020-03-25

基金项目: 液体火箭发动机技术重点实验室基金 (HTKJ2020KL011002)

作者简介: 石璞 (1995—), 男, 博士, 研究领域为火箭发动机设计

力控制、弹道防御导弹轨道控制和组合发动机转级等方面也有一定的需求<sup>[3]</sup>。目前实现发动机推力调节的技术途径主要包括<sup>[4]</sup>:调节固定喷注器压降(如控制阀门等);在喷注器上游管路注入惰性气体调节推进剂流量;通过多路歧管的开闭调节有效喷注面积;通过可移动部件调节喷注面积;调节喷管喉部面积;采用多个独立的燃烧室;调节脉冲参数(脉宽、重复频率等)。针栓喷注器是一种通过可移动部件调节喷注面积的推力调节装置,具有结构简单、可靠性高、操作安全<sup>[5]</sup>、燃烧稳定<sup>[6]</sup>、可实现深度节流和面关机、可扩展性好<sup>[7]</sup>等优良特性,可实现发动机大范围(4:1以上)推力调节。美国 TRW (Thompson-Ramo-Wooldridge Inc) 的 MIRA5000 发动机,在保证稳定工作的前提下最大可实现 35:1 的推力变比。采用针栓喷注器的发动机飞行成功率较高。针栓式发动机的推力适用范围非常宽(达 130 000:1),最大推力的针栓式发动机为 TRW 的 TR106 发动机,采用 LH<sub>2</sub>/LOX 推进剂,推力为 2 900 kN;最小推力的针栓式发动机为 TRW 用于“光亮鹅卵石计划”的一款发动机,采用 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/肼推进剂,推力为 22 N。该喷注器的推进剂适用性较好,迄今为止已成功试验过 20 余种不同的推进剂组合,其中包括煤粉和空气组合。此外,该喷注器还有燃烧稳定的先天优势,在迄今所有的针栓式发动机地面试验及飞行试验中,很少发生实质性的燃烧不稳定<sup>[8]</sup>。由此可见,针栓喷注器及以其为基础的推力调节技术具有极大的应用潜力。本文在总结回顾针栓推力调节技术发展历程和应用实例的基础上,重点从针栓喷注器雾化特性及针栓式发动机燃烧流动问题两个方面进行了总结分析,提出了针栓喷注器及相应的发动机技术研究中需要重点关注的问题。

## 1 针栓喷注器技术的发展

### 1.1 针栓喷注器的起源与典型结构

针栓喷注器起源于 19 世纪 50 年代美国 JPL (Jet Propulsion Laboratory) 用于研究推进剂反应特性的装置,此装置就是针栓喷注器的雏形,如图 1 所示。1960 年 JPL 相关人员转至 TRW 继续进行针栓喷注器研制工作,随着研究的不断深入,针栓喷注器的构型不断改进,实现了推力可调,可快速脉冲

工作及可实现面关机等功能<sup>[8]</sup>。针栓喷注器的典型结构<sup>[9]</sup>如图 2 所示,其中心径向流道(绿色部分)是一个带针栓帽的管道或顶端开孔的中空针栓,环缝型轴向流道(紫色部分)由调节套筒与底座形成,燃料和氧化剂分别从两个流道流出并发生碰撞雾化,通过改变调节套筒的位置可以在保证所需混合比的情况下实现推进剂流量的大范围同步调节,进而调节发动机推力。针栓喷注器的工作状态如图 3 所示<sup>[7]</sup>,图 3(a)为推进剂仅从轴向流道流出的情形,图 3(b)为推进剂仅从径向流道流出的情形,图 3(c)为径向流与轴向流的合成流。

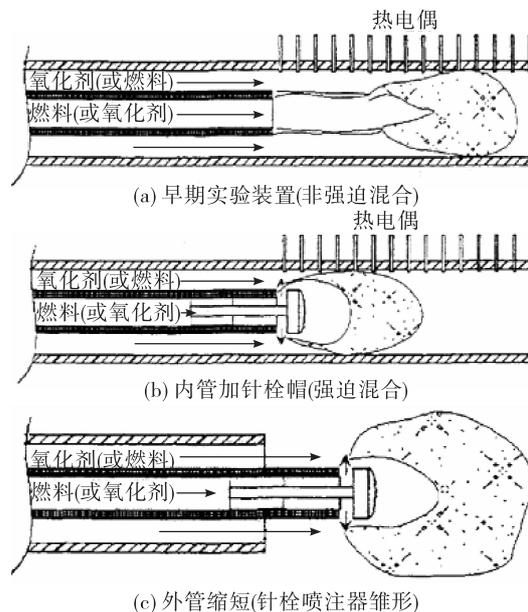


图 1 JPL 用于研究推进剂反应特性的装置  
Fig. 1 Device of JPL for studying propellant reaction characteristics

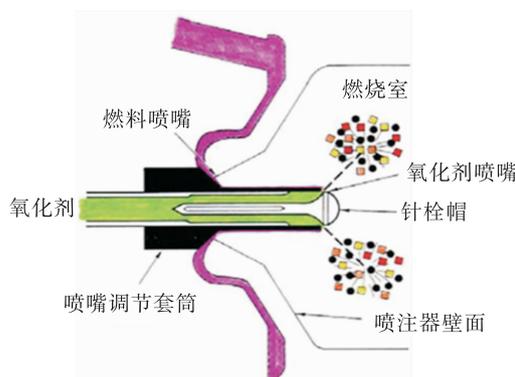


图 2 针栓喷注器典型结构  
Fig. 2 Typical structure of pintle injector

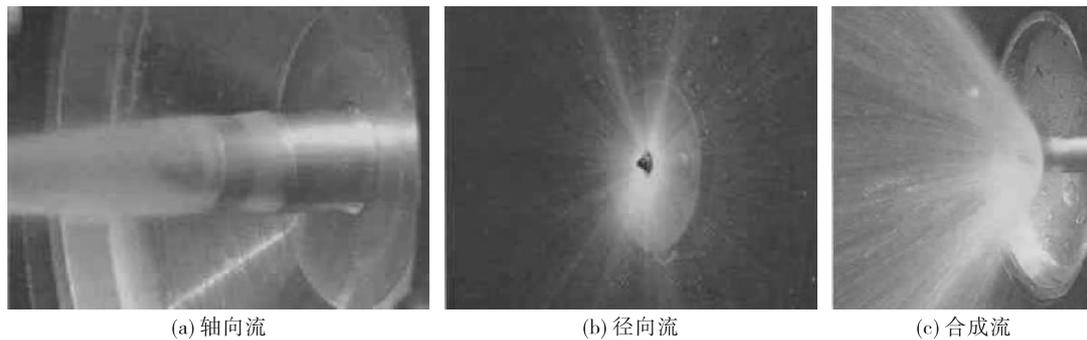


图3 针栓喷注器工作状态

Fig. 3 Operation modes of pintle injector

## 1.2 针栓式发动机的发展与应用

美国在针栓式发动机研究领域处于领先地位,有很多典型的应用。国内在该领域的研究起步较晚,目前唯一的实际应用是嫦娥三号的7 500 N下降级发动机。此外,开展相关研究的国家还包括日本、韩国、印度、德国等。

### 1.2.1 国外的发展与应用

美国在针栓式发动机研究领域起步较早。1961年TRW首次将针栓喷注器应用于MIRA500发动机,该发动机的推力可在111.2~222.4 N范围内调节<sup>[10]</sup>。1963年TRW开始为JPL研制作为“勘探者发动机”备份方案的MIRA150A发动机,推力为133~667 N<sup>[1]</sup>。1963到1972年间TRW负责研制了LMDE(Lunar Excursion Module Descent Engine)<sup>[6,11]</sup>,该发动机也使用了针栓喷注器,最大推力为44.52 kN,具有10:1的推力调节能力<sup>[4]</sup>。LMDE在10次任务中表现出了优异的性能,由其衍生而来的固定推力发动机TR201应用于德尔塔运载火箭的二级发动机,飞行成功率为100%<sup>[8]</sup>。从1962年开始,TRW还进行了大量研究,试图将针栓喷注器应用于大型助推发动机<sup>[12]</sup>,1995年美国测试了迄今为止世界上最大的针栓式发动机TR106,该发动机推力达到了290 t级<sup>[3,13]</sup>,此项研究工作直到现在还在继续。

在执行LMDE计划的同时,TRW还在研制小推力针栓式发动机。1965年开始研制推力为53~800 N的“月球跳跃者发动机”。同年开始研制C-1发动机,推力为440 N,该发动机可进行脉冲工作。1966年开发的URSA系列发动机,具有140、440、890 N 3种不同的固定推力,脉冲宽度小到0.02 s。20世纪80

到90年代初生产了迄今为止最小的针栓喷注器,推力为22 N,仅重135 g<sup>[8]</sup>。

根据“碰撞-杀伤”型导弹拦截器的需求,TRW利用面关机特性研制了36.5 kN的“哨兵”导弹俯仰偏航发动机,该发动机可在线性度为 $\pm 8\%$ 条件下实现19:1的推力变比,并可在任一推力水平产生小到8 ms的脉冲<sup>[14]</sup>。TRW还设计了一种具有面关机能力的针栓式发动机,该发动机用于空军最早的“战略防御主动动能武器”计划之一,推进剂采用 $N_2O_4/MMH$ ,脉冲响应为12 ms<sup>[15]</sup>。

为了满足约翰逊航天中心进行月球着陆器原型机的大气飞行测试需求,普渡大学2012年设计测试了一个推力可调的液氧/液甲烷推力室,该推力室采用固定结构的针栓喷注器,推力在5.85~18.9 kN范围内可调<sup>[16]</sup>。2017年以来,普渡大学的学生在该推力室的基础上设计制造了一枚探空火箭,并基本完成发射前的准备工作<sup>[17]</sup>。美国SpaceX公司猎鹰9号火箭的梅林1D发动机也采用了针栓式喷注器,推力可在50%~100%范围内调节,2015年12月该火箭一级部分首次实现了陆上垂直降落回收<sup>[18]</sup>。

从国外发展与应用的情况来看,美国在针栓式发动机研究方面起步较早,目前处于领先地位,早期TRW公司在针栓喷注器和针栓式发动机方面处于主导地位,研制出了具备深度节流能力、推力涵盖范围大、具有面关机能力等特点的针栓式发动机,型号应用很多且比较成熟。目前SpaceX公司的多款发动机也采用了针栓喷注器,其发动机性能处于领先地位。

### 1.2.2 国内的发展与应用

国内在变推力火箭发动机领域的研究起步较晚。20世纪70年代国防科技大学率先开展针栓式发动机研究工作,并于1983年完成第一台双组元单调针栓式变推力发动机试车,推力调节范围为 $245 \sim 1\,221\text{ N}$ <sup>[19]</sup>。随后研制了杠杆双调针栓式变推力发动机 SBF-03,推力为 $250 \sim 1\,250\text{ N}$ <sup>[20-21]</sup>。上世纪90年代初,西安航天动力研究所成功研制了流量定位双调针栓式变推力发动机,真空推力为 $250 \sim 1\,250\text{ N}$ <sup>[22]</sup>;本世纪初,西安航天动力研究所与西北工业大学等单位合作,成功研制了推力变比为10:1的双调变推力发动机<sup>[23]</sup>,并在此基础上发展了国内目前唯一实际应用的针栓式变推力发动机,即嫦娥三号下降级 $7\,500\text{ N}$ 发动机,推力调节比为5:1<sup>[24]</sup>。2018年,北京航空航天大学设计了一款基于机械定位双调系统的气氧/煤油针栓式变推力发动机,推力变比达15:1,最高燃烧效率97.14%,但还没有进行实际应用<sup>[10]</sup>。

我国在针栓式发动机研究领域起步较晚,研制出的针栓式发动机推力较小,调节范围有限,且大多还未进行实际的型号应用,目前我国唯一实际应用的针栓式变推力发动机为嫦娥三号下降级 $7\,500\text{ N}$ 发动机,其推力调节范围为5:1,与国外比还有较大差距。

## 2 针栓喷注器雾化性能

在液体火箭发动机工作过程中,推进剂经过喷射、雾化、蒸发、混合反应、膨胀加速产生反推力来提供发动机的动力。喷注器的雾化性能对推进剂的蒸发、混合和燃烧有至关重要的影响,并直接影响发动机的性能。如图4和图5所示,针栓喷注器推力室流场结构与平面喷注器推力室流场结构有明显的不同,平面喷注器推力室中推进剂沿推力室截面均匀分布,液滴轨迹近似沿轴线方向;而针栓式推力室中液滴初始轨迹与燃烧室轴线有很大的角度,推力室中存在两个较大的回流区,即头部回流区和中心回流区。回流区的大小和位置受到喷射锥角等参数的影响,并影响推进剂的蒸发、混合及燃烧过程。平面喷注器推力室中液滴沿轴线运动且分布较均匀,液滴间发生相互碰撞的概率低,二次破碎的程度相对较低;而在针栓喷注器推力室

中,由于液滴与室壁的撞击作用及回流区的存在,液滴间发生相互碰撞的概率高,二次破碎程度相对较高。因此针栓喷注器和平面喷注器液流破碎雾化的动力学过程有所不同,需要进行深入研究。目前研究人员主要采用试验、理论和数值仿真等方法开展相关的研究工作。

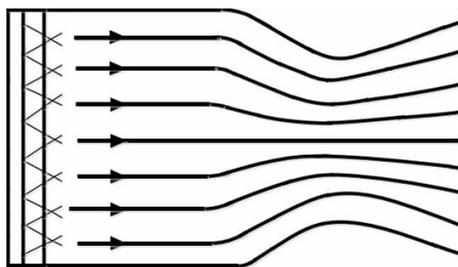


图4 平面喷注器发动机流场结构示意图

Fig. 4 Schematic diagram of flow field structure of plane injector engine

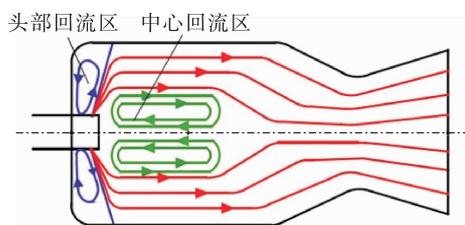


图5 针栓喷注器发动机流场结构示意图

Fig. 5 Schematic diagram of flow field structure of pintle engine

目前针栓喷注器按推进剂相态进行分类可分为两类,即液/液和气/液针栓喷注器,其中气/液针栓喷注器为了实现较好的雾化效果,气态推进剂一般从外部的轴向通道喷出。下面从雾化过程、喷射锥角和雾化粒径3个方面来讨论这两类喷注器的研究进展。

### 2.1 雾化过程

#### 2.1.1 液/液喷注器

实验研究方面,Cheng等<sup>[25]</sup>对简化喷注单元进行雾化实验,结果表明液流雾化破碎模式与LMR(Local Momentum Ratio)及雷诺数密切相关,雾化场呈斗篷状,如图6所示。Marchi等<sup>[26]</sup>利用实验研究了喷注器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。

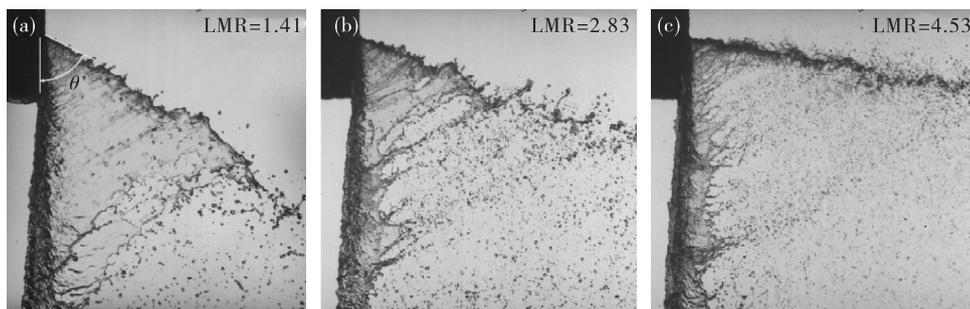


图6 简化喷注单元形成的斗篷状喷雾

Fig. 6 The arched cloak-like spray formed by simplified injection unit

理论分析方面, Ninish 等<sup>[27]</sup>对喷注器液膜进行理论分析, 结果表明径向射流的冲击使得锥形液膜失稳, 液膜表面形成扰动波(见图7), 扰动波增长导致液膜发生波动破碎。方昕昕等<sup>[28]</sup>基于小扰动假设, 利用离心式喷注器锥形液膜破碎模型对针栓喷注器液膜破碎过程进行了线性不稳定分析, 结果表明正弦模式扰动波比曲张模式扰动波更不稳定, 在液膜破碎过程中占优; 无量纲破碎时间和破碎长度随压降的增大均减小, 随喷注流道长宽比的增大近似线性增大, 随液膜半锥角的增大均减小, 随正弦模式加权因子的增大均减小。

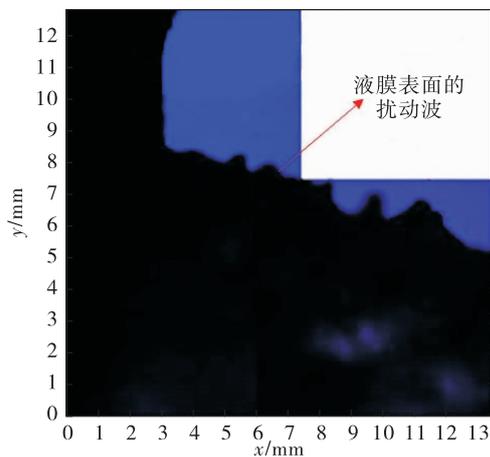


图7 针栓喷注器液膜表面观测到的扰动波

Fig. 7 Disturbance wave observed on liquid film surface of pintle injector

### 2.1.2 气/液喷注器

Son 等<sup>[29]</sup>开发了二维轴对称针栓喷注器尖端旋流场仿真方法, 并通过径向气流速度分布作为标准与试验结果进行对比验证了该数值仿真方法的正确性, 如图8所示。

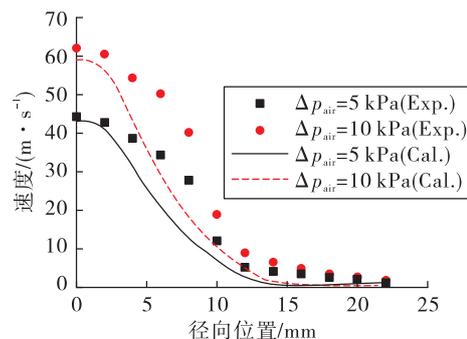


图8 径向气流速度分布的计算值与实验值对比

Fig. 8 Comparison between calculated and experimental values of radial airflow velocity distribution

## 2.2 喷射锥角

喷射锥角是针栓喷注器的关键性能参数之一, 直接影响喷注器头部和燃烧室壁面的热环境, 并且决定了回流区结构, 影响推力室效率。

### 2.2.1 液/液喷注器

早期 Santoro 等<sup>[30]</sup>通过试验研究了 LOX/RP-1 推进剂体系下喷射锥角的影响因素, 发现其与 TMR (Total Momentum Ratio) 直接相关, 而与阻塞因数几乎无关。

Freeberg 等<sup>[31]</sup>以水为模拟介质进行了液/液针栓喷注器冷流试验, 分析了喷射锥角、TMR (公式中简记为  $T_{TMR}$ )、LMR 及针栓尖端喷孔几何形状之间的关系。结果表明, 当建立喷射锥角和 LMR 之间的关系时, 喷射锥角与喷孔的几何形状基本无关, 这提供了一种预测喷射锥角的简单方法。喷射锥角的理论研究开始的相对较晚, Ashgriz 等<sup>[32]</sup>首先基于横向射流喷射锥角模型提出了针栓喷注器的喷射锥角模型

$$\theta = 180/\pi \cdot T_{\text{TMR}}^{0.5} \quad (1)$$

Cheng 等<sup>[33]</sup>在无黏不可压条件下导出了液/液针栓喷注器的喷射锥角表达式

$$\theta = \arccos[1/(1 + T_{\text{TMR}})] \quad (2)$$

通过与数值仿真及试验研究结果的对比验证了式(2)的有效性,如图9所示。

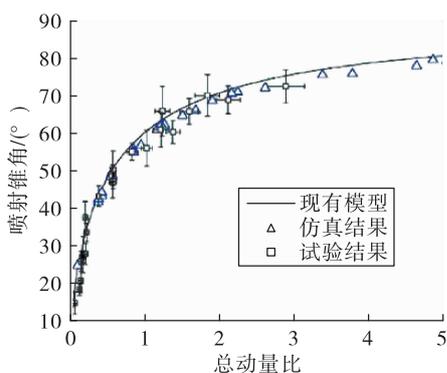


图9 喷射锥角随总动量比的变化关系

Fig. 9 The relationship between the ejection angle and total momentum ratio

王凯等<sup>[34]</sup>基于三相 CLSVOF 方法 (Coupled Level Set and VOF Method)对贴壁液膜/自由液膜撞击的喷射锥角进行了数值模拟,并与自由液膜/自由液膜撞击的喷射锥角进行了对比,揭示了入口 TMR 预测理论不适用于贴壁液膜/自由液膜撞击的根源在于两者撞击形成的高压区分布显著不同导致垂直于壁面方向的动量不守恒。

### 2.2.2 气/液喷注器

Son 等<sup>[35]</sup>对气/液针栓喷注器进行雾化试验,喷注器结构如图10所示。试验结果表明喷射锥角随针栓开度的增加而增加,随气液速度比的增加而减小;在小流量工况下,可通过改变针栓锥度( $\theta_{\text{pt}}$ )而不能通过改变液体路针栓开度( $L_{\text{open}}$ )来改变喷射锥角,并利用无量纲数给出了该喷注器喷射锥角  $\alpha$  的估算公式

$$\alpha = 90(\xi) \exp\left[\frac{(s - 0.2)}{1 + (K/90)^p} - s\right] \quad (3)$$

其中

$$\xi = \frac{90 - \theta_{\text{pt}}}{90}$$

$$s = 1.15 + 1.35\xi$$

$$p = 1.30 + 0.90\xi$$

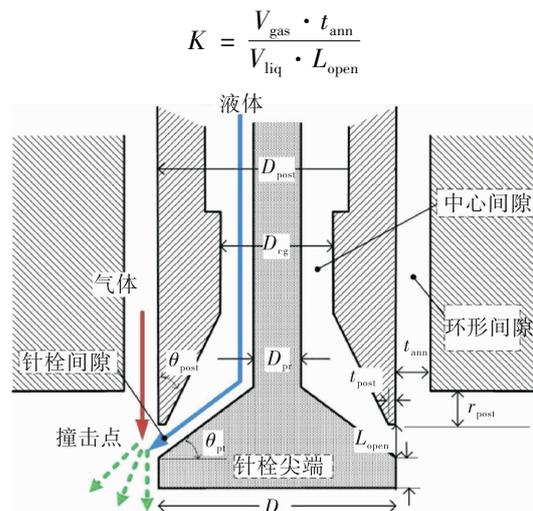


图10 喷注器结构示意图

Fig. 10 Schematic diagram of injector structure

Son 等<sup>[36]</sup>研究了 TMR 和韦伯数  $We$  对气/液针栓喷注器喷射锥角的影响,结果表明喷射半角随着 TMR/ $We$  的增加指数递减,如图11所示。Fang 等<sup>[37]</sup>对针栓喷注器进行雾化试验,针栓式发动机结构如图12所示。试验结果表明:喷射锥角随气液流量比、氧化剂喷注缝宽度  $h_0$ 、液氧喷注半角  $\alpha_0$  的增加而减小,如图13和图14所示。Lee 等<sup>[38]</sup>用液氮和氮气模拟液氧和甲烷,对气/液针栓喷注器进行低温喷雾试验,用阴影成像技术测量喷射锥角,结果表明喷射锥角随 TMR 的增大而增大,当 TMR 一定时,针栓锥度(图10中的  $\theta_{\text{pt}}$ )增大,喷射锥角减小。

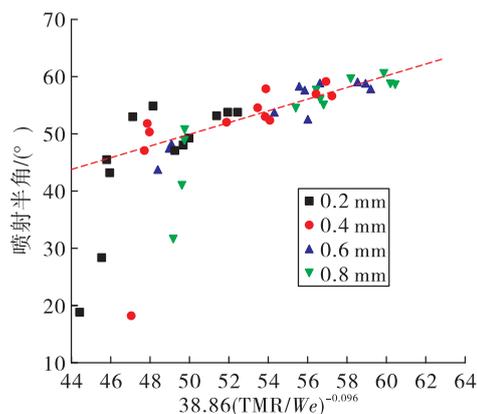


图11 喷射半角与 TMR/ $We$  的关系

Fig. 11 The relationship between ejection half angle and TMR/ $We$

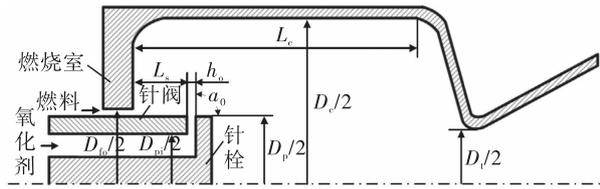


图 12 针栓式发动机结构示意图

Fig. 12 Schematic configuration for pintle engines

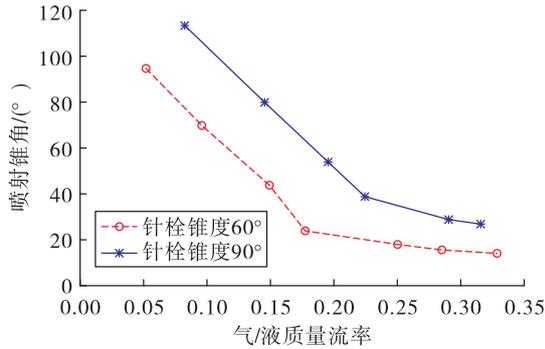


图 13 气液流量比与针栓锥度对喷射锥角的影响

Fig. 13 Effect of gas liquid flow ratio and pintle tip angle on ejection angle

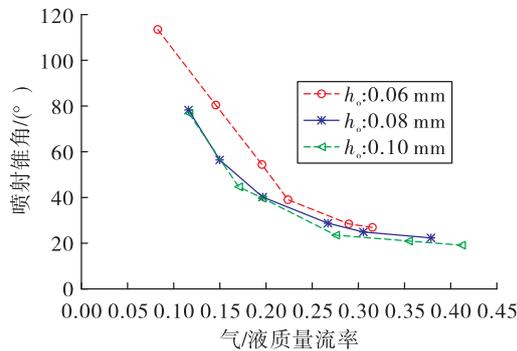
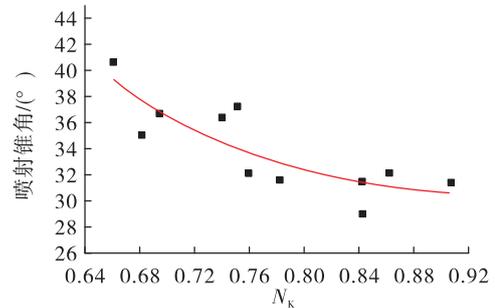


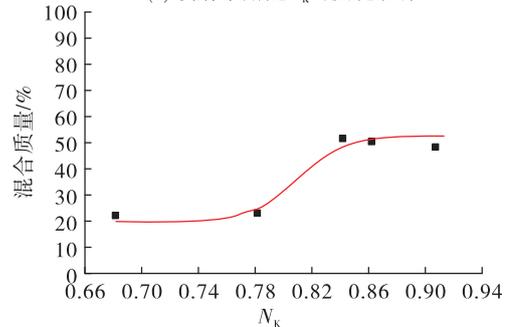
图 14 气液流量比与喷注环缝宽度对喷射锥角的影响

Fig. 14 Effect of the gas liquid flow ratio and width of injection slot on ejection angle

Radhakrishnan 等<sup>[39]</sup>开展了喷注器二维数值仿真研究,湍流模型采用  $k-\varepsilon$  模型,一次和二次破碎分别使用单喷射模型和波动破碎模型,分析了喷射锥角及混合质量随参数  $N_k = 1/(1 + TMR)$  的变化关系,发现随着  $N_k$  的增加,喷射锥角减小,混合质量增加,且当  $N_k$  大于 0.83 后,变化趋于稳定,如图 15 所示。



(a) 喷射锥角随  $N_k$  的变化规律



(b) 混合质量随  $N_k$  的变化规律

图 15 喷射锥角和混合质量随  $N_k$  的变化规律

Fig. 15 The variation of ejection angle and mixture quality with  $N_k$

### 2.3 雾化粒径

喷雾场的液滴尺寸分布范围较广,常用分布函数来描述液滴尺寸。为方便起见,许多关于喷雾场的研究都采用液滴的平均直径。喷雾场中液滴平均直径的表示方法有很多,其中索泰尔直径 SMD (Sauter Mean Diameter) 可以用来反映液雾燃烧性能的好坏,是燃烧流场中常用的雾化性能评价指标。

#### 2.3.1 液/液喷注器

张紫豪等<sup>[9]</sup>采用马尔文粒度仪对液/液针栓喷注器进行冷态喷雾粒径测量,不同孔型测点分布如图 16 所示。结果表明,径向孔射流直接与轴向液膜作用时(2#孔型)喷雾的 SMD 要明显小于两孔射流交汇后再与液膜作用(1#孔型)的 SMD,如图 17 所示,分析认为撞击所产生的波幅不同是影响 SMD 的主要原因。Ninish<sup>[27]</sup>等对液/液针栓喷注器的雾化试验研究表明:轴向与径向 TMR 越大,锥形液膜厚度和扰动波长越大,形成的液滴尺寸越大。

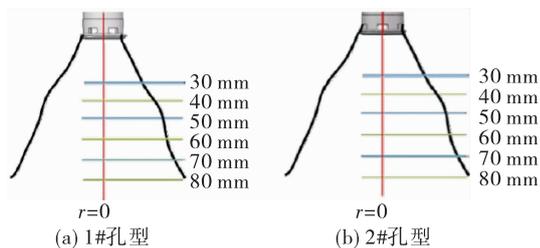


图 16 不同孔型的测点分布图

Fig. 16 Distribution of measuring points of different configurations

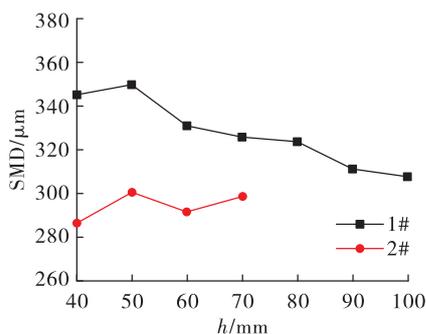
图 17 不同孔型的 SMD 随测点位置  $h$  的变化规律

Fig. 17 The variation of SMD of different configurations with measuring points

### 2.3.2 气/液喷注器

Son 等<sup>[35]</sup>对气/液针栓喷注器进行雾化试验(喷注器结构见图 10),试验结果表明:SMD 随液体路针栓开度的增加而增加,随对数韦伯数的增加而减小。参数敏感性分析表明,SMD 对轴向流道间隙的变化最敏感,并利用无量纲数给出了该喷注器的 SMD 的估算公式

$$S_{\text{SMD}} = 103(L_{\text{open}})(\xi^{-1}) \exp[4.0 - q(We^{0.1})] \quad (4)$$

式中: $L_{\text{open}}$ 为针栓开度; $\xi = \frac{90 - \theta_{\text{pl}}}{90}$ ;  $q = 3.455 - 0.225\xi$ ;  $We$ 为韦伯数。

方昕昕等<sup>[40]</sup>研究了部分喷注器结构参数对 SMD 和粒径分布均匀度指数的影响,结果表明:SMD 沿喷注器轴向变化不明显,沿径向有所增加;随气液流量比的增大,SMD 减小,粒径分布均匀度指数先减小而后增大;随狭缝宽度的增大,SMD 增大,粒径分布均匀度指数减小;随液膜半锥角的增大,SMD 减小,粒径分布均匀度指数增大。

## 3 针栓式发动机的燃烧流动问题

在液体火箭发动机中,燃烧流动过程将推进剂的化学能转化为燃气的内能,进而转化为发动机的动能,在发动机工作过程中尤为重要。针栓式发动机具有特殊的流场结构,首先需要研究发动机、喷注器结构参数和流动参数对燃烧性能的影响,评定燃烧效率;其次需要对发动机和喷注器的热环境进行分析,避免发动机工作过程中各部件过热损坏;最后还需要对发动机中的燃烧不稳定问题进行分析,确保发动机安全可靠工作。

对上述 3 方面问题进行研究的方法主要有实验和数值仿真 2 种。关于针栓式发动机燃烧流动过程及整机性能的试验研究中,尝试了液氧/液甲烷<sup>[16]</sup>、液氧/煤油<sup>[18]</sup>、过氧化氢/甲醇<sup>[41]</sup>、液氧/酒精<sup>[42-43]</sup>、MMH/NTO<sup>[44]</sup>等不同推进剂体系。表 1 总结了针栓喷注器试验过的所有推进剂组合。针栓式发动机推力室喷雾燃烧过程的数值仿真中,湍流模型一般采用  $k-\varepsilon$  模型,两相反应流动中气相方程在欧拉坐标系下建立,液相方程在拉格朗日坐标系下建立,两相之间的耦合用气液相互作用的源项考虑。

表 1 针栓喷注器试验过的推进剂组合

Tab. 1 Propellant combinations tested by pintle injectors

LOX/LH <sub>2</sub>	LOX/RP-1
LOX/C <sub>3</sub> H <sub>8</sub> (l)	LOX/N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>
LOX/ETHANOL	GOX/ETHANOL
FLOX/CH <sub>4</sub> (l)	FLOX/CH <sub>4</sub> (g)
FLOX/C <sub>3</sub> H <sub>8</sub> (l)	FLOX/CH <sub>4</sub> + C <sub>2</sub> H <sub>6</sub> (l)
N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> -MON <sub>3</sub> /MMH	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> -MON <sub>3</sub> /N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>
N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /UDMH	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /A-50
ClF <sub>3</sub> /N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	ClF <sub>3</sub> /NOTSGELA
F <sub>2</sub> (l)/N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	MON10/MMH
IRFNA/UDMH	IRFNA/JP4
IRFNA/NOTSGEL-A	HDA/USO
Gelled IRFNA/Gelled	Gelled IRFNA/Gelled
MMH + 60% Al	MMH + 60% C
Coal Dust/Air	

### 3.1 发动机及喷注器局部结构对燃烧性能的影响

#### 3.1.1 局部结构参数对燃烧性能的影响

Austin 等<sup>[42]</sup>对燃烧室特征长度  $L^*$ 、燃烧室直径与喷注器直径之比、TMR、喷注器长度与直径之比等参数对发动机燃烧性能的影响研究(发动机结构如图 18 所示)表明:稳态工作条件下燃烧性能对喷孔尺寸的变化不敏感,减小喷注器长度会提高燃烧效率;脉冲工作条件下  $L^*$  略微增大可以提高燃烧效率,TMR 对燃烧效率的变化无显著影响。

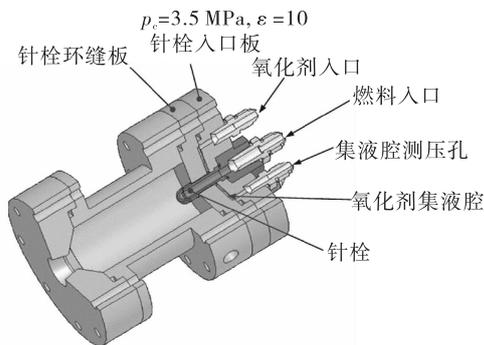


图 18 试验发动机结构

Fig. 18 Structure of tested engine

周康等<sup>[45]</sup>的研究表明:对于气氧/气甲烷针栓式发动机,跳跃距离减小时,燃烧效率增大,火焰锥角不变;环缝宽度增加时,燃烧效率降低,火焰锥角增大;喷孔直径增大时,燃烧效率基本不变,火焰锥角减小;火焰锥角在  $35^\circ \sim 68^\circ$  范围内,燃烧效率随火焰锥角的增大而减小,如图 19 所示。

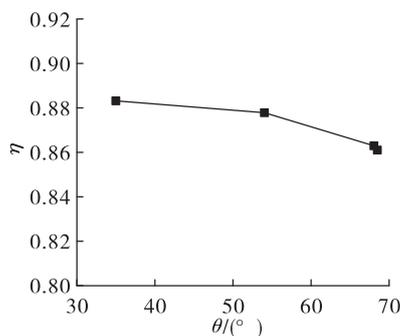


图 19 火焰锥角对燃烧效率的影响

Fig. 19 The influence of flame cone angle on combustion efficiency

#### 3.1.2 部分流动参数对燃烧性能的影响

流动参数主要包括质量流率、TMR、喷注压降

等。Sakaki 等<sup>[43]</sup>对针栓式发动机燃烧室雾化及火焰结构进行了光学观测,在推进剂撞击点观测到了强烈的 CH 化学光(见图 20),并发现燃料中心方案比氧化剂中心方案的燃烧效率高。

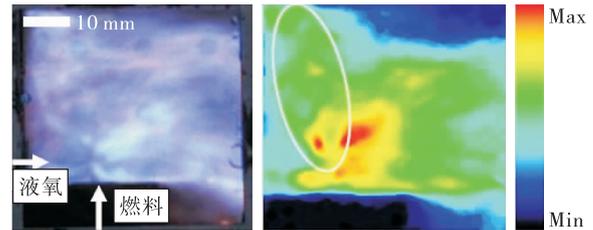


图 20 观测到的瞬时火焰图像(左)和 CH 化学光(右)

Fig. 20 Observed instantaneous flame image(left) and CH emission(right)

李进贤等<sup>[46]</sup>的针栓式发动机内流场仿真结果表明:质量流率较大时,发动机燃烧性能越好;针栓深入燃烧室的长度增加,燃烧效率提高。

Son 等<sup>[47]</sup>对气氧/甲烷针栓式发动机数值仿真结果表明:低质量流率工况下火焰锥角减小会导致燃烧效率降低,此时减小针阀开度是提高燃烧效率的有效方法。俞南嘉等<sup>[3]</sup>对液氧/煤油针栓式发动机数值仿真结果表明,当 TMR 为 1 时,雾化混合效果最好,燃烧效率最高,如图 21 所示。

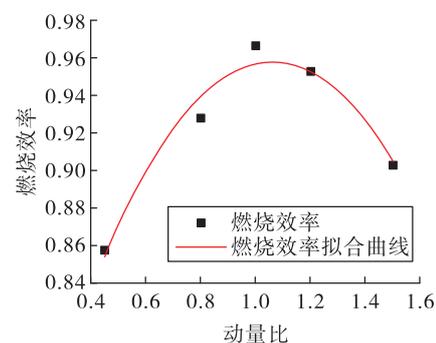


图 21 TMR 对燃烧效率的影响

Fig. 21 The relationship between engine thrust and chamber pressure

张连博等<sup>[44]</sup>考虑流场与结构之间的耦合传热效应(耦合计算模型如图 22 所示),仿真结果表明:喷注器压降对发动机的压力、温度和比冲的影响要比燃料和氧化剂的 TMR 对其影响显著;对于燃料中心的针栓喷注器而言,改善燃料路的雾化效果更有利于推力室性能的提高。

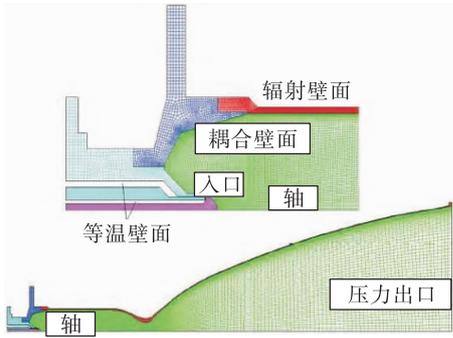


图 22 考虑结构与流场之间耦合传热效应的  
针栓式发动机计算模型

Fig. 22 The calculation model of pintle engine considering the coupling heat transfer effect between structure and flow field

### 3.2 发动机热环境分析

Dmitry 等<sup>[48]</sup>对液氧中心的液氧/液甲烷针栓式发动机热试,研究表明:在针栓尖端用液氧进行主动冷却不会降低燃烧效率,且能改善喷注器的热环境;在喷注器轴向流道加导流板使得甲烷远离针栓尖端区域,避免推进剂撞击点发生在燃烧室中心区域,能显著提高喷注器的寿命,但燃烧效率会降低。3种构型的喷注器如图 23 所示。

杨振宁等<sup>[49]</sup>对有面关机能力的针栓式发动机进行热环境分析,结果表明:发动机在工作过程中头部集液腔内推进剂温升很小,关机后推进剂有不超过 200 °C 的温升。



(a) 普通构型 (b) 针栓尖端有主动冷却 (c) 轴向流道加导流板

图 23 3 种构型的针栓喷注器

Fig. 23 Three configurations of pintle injector

### 3.3 发动机燃烧不稳定问题

Sakaki 等<sup>[50]</sup>通过试验研究了平面和轴对称针栓喷注器的燃烧特性(平面和轴对称针栓喷注器发动机结构如图 24 所示)。在轴对称针栓喷注器发动机试验中,当液氧喷注压强小于燃烧室压强时,观察到了声振,振幅超过 40%,如图 25 所示,当液氧喷注压强

达到燃烧室压强的 1.8 倍时,振幅降到了 20%。

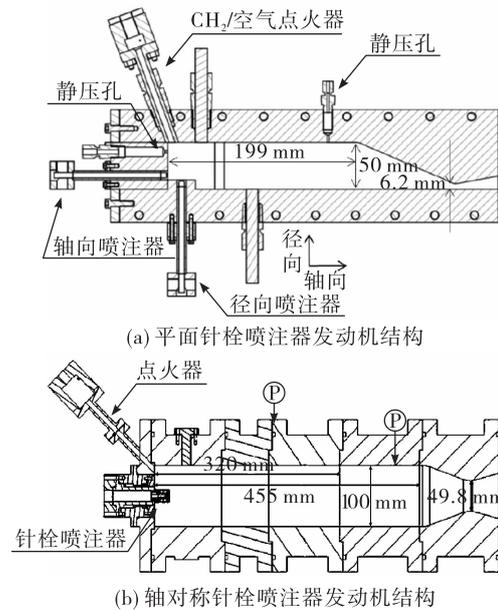


图 24 平面和轴对称针栓喷注器发动机结构  
Fig. 24 Structure of planar pintle injector and axisymmetric pintle injector engine

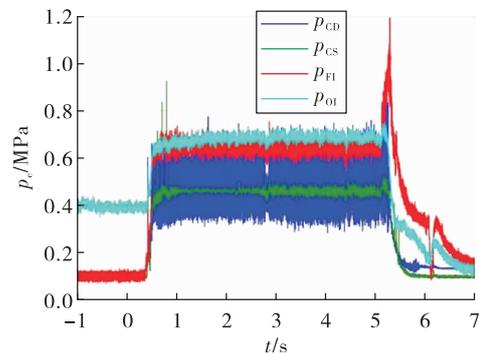


图 25 试验中观察到的不稳定燃烧现象  
Fig. 25 The phenomenon of unstable combustion observed in the experiment

Son 等<sup>[47]</sup>对气氧/气甲烷针栓式发动机中的燃烧进行了数值仿真,研究了流动参数和几何参数对燃烧特性的影响。研究表明当回流区太深时,会产生一个过热点,这会引发冷却问题和燃烧不稳定。Kazuki 等<sup>[51]</sup>对针栓式发动机燃烧室的纵向燃烧不稳定性进行了试验研究,将燃烧振荡的时间尺度与燃烧室内的各种现象进行了比较,以确定各燃烧振荡模式的主导现象,结果表明 TMR < 1.14 时,出现热声耦合振荡, TMR > 2 时出现低频振荡。

## 4 总结与展望

针栓喷注器为大流量液体喷射问题提供了一个独特的解决方案。由于针栓喷注器具有结构简单、可靠性高、燃烧稳定、可深度节流等优点,这类喷注器现已在液体火箭发动机领域获得了广泛应用,并表现出良好的应用潜力。然而,公开文献中有关针栓喷注器的基础研究(如喷注器雾化机理、燃烧稳定性机理等)较少,其设计工作很大程度上依赖于工程经验(如将过热部分材料替换为耐热材料,依靠试验确定使得雾化性能良好的喷注器关键参数等),因此需要对针栓喷注器进行深入研究,以提高其工作性能。

### 4.1 关于针栓喷注器雾化性能

针栓喷注器雾化性能方面的研究大致可分为雾化过程、喷射锥角、雾化粒径3个方面。雾化过程研究方面,研究人员分析了液/液针栓喷注器的液膜破碎机理为径向射流的冲击在液膜表面形成不稳定扰动波,扰动波增长导致液膜破碎,并认为正弦扰动波在液膜破碎过程中占优;对于气/液针栓喷注器,液膜破碎理论分析较少。喷射锥角研究方面,研究人员分析了诸多参数对喷射锥角的影响,但改变这些参数本质上是改变了喷注器的动量比,对于不同类型的针栓喷注器,动量比都是影响喷射锥角的主导因素。雾化粒径研究方面,研究人员分析了部分参数对于液/液和气/液针栓喷注器 SMD 的影响,分析认为,影响这2种喷注器 SMD 的主导因素也是动量比。

针栓喷注器雾化性能研究集中于喷射锥角和雾化粒径影响因素方面的研究,研究结果多为定性分析,缺乏定量研究。此外,对于喷注器液膜破碎雾化机理、雾化过程的研究较少。应建立针栓喷注器液膜不稳定模型和雾化模型,研究液膜破碎雾化机理,并对雾化过程进行仿真模拟。

### 4.2 关于针栓式发动机的燃烧流动

针栓式发动机燃烧流动问题方面的研究可分为3个方面:发动机及喷注器局部参数对燃烧性能的影响、发动机热环境分析和发动机燃烧不稳定问题。

发动机及喷注器局部参数对燃烧性能的影响方面,研究人员分析了部分结构参数和流动参数对

发动机燃烧效率的影响,但多为定性分析,没有详细分析影响机理。

热环境分析和燃烧不稳定方面的研究较少。其中发动机热环境分析方面,多为试验测试,仿真模拟及理论分析较少,没有深入分析热环境发生变化的机理;燃烧不稳定研究多为压强振荡模式的辨识,对燃烧不稳定的机理性研究较少。

### 4.3 目前需要重点关注的问题

目前在针栓喷注器及针栓式发动机研发和应用过程中需要重点关注的主要问题包括:

1) 喷注器雾化问题。结构参数和流动参数对喷注器雾化效果和发动机燃烧性能的影响基本只进行了定性研究,应进行定量分析和机理性研究,建立针栓喷注器雾化模型,同时研究雾化效果和燃烧效率对各参数的敏感性。

2) 发动机燃烧流动问题。发动机燃烧流动问题的研究集中于稳态过程研究。发动机启动过程和推力调节过程属于非稳态过程,对发动机的安全可靠工作极其重要,因此应研究非稳态过程中发动机的工作特性。

3) 过热问题。一方面是针栓尖端过热问题。针栓尖端位于中心回流区的折转位置,热流密度高。另一方面是推进剂撞击点附近过热问题。对于自燃推进剂,发生在径向射流根部小回流区的局部燃烧可能会导致针栓结构的破坏。应对针栓尖端和撞击点附近的热环境进行分析研究,在保证燃烧效率的前提下通过合理的设计缓解针栓尖端和撞击点附近的热裕度压力。

### 4.4 发展趋势分析

针栓喷注器凭借其独特优势在变推力发动机上具有极大的应用潜力,目前可回收利用是运载火箭的一个发展趋势,将针栓喷注器用在可回收利用的运载火箭上是一个很好的选择,因此针栓喷注器将来需要向大型化发展,另外,随着环保意识的增强,针栓喷注器还将向环境友好型方向发展。

### 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] DRESSLER G. Summary of deep throttling rocket engines with emphasis on Apollo LMDE [C]//AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. [S. l.]: AIAA, 2006.
- [3] 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.  
YU N J, BAO Q L, ZHANG Y, et al. Numerical simulation of combustion for LOX/kerosene engine with pintle injector[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(4): 23-29.
- [4] 岳春国, 李进贤, 侯晓, 等. 变推力液体火箭发动机综述[J]. 中国科学(技术科学), 2009, 39(3): 464-468.
- [5] 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.
- [6] ELVERUM G, HOFFMAN A, MILLER J, et al. The descent engine for the lunar module [C]// 3rd Propulsion Joint Specialist Conference. Washington D C: AIAA 1967.
- [7] 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.
- [8] DRESSLER G, BAUER J. TRW pintle engine heritage and performance characteristics [C]//AIAA/ASME/SAE/AS-EE Joint Propulsion Conference & Exhibit. [S. l.]: AIAA, 2013.
- [9] 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]//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论文集. 洛阳: 中国航天第三专业信息网, 2018.
- [10] 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.
- [11] GILROY R, SACKHEIM R. The lunar module descent engine - a historical summary [C]// 25th Joint Propulsion Conference. [S. l.]: AIAA, 1989.
- [12] GAVITT K, HARDGROVE J, MUELLER T, et al. TRW's ultra low cost LOX/LH2 booster liquid rocket engine [C]// Joint Propulsion Conference & Exhibit. [S. l.]: AIAA, 2013.
- [13] GAVITT K, MUELLER T. Testing of the 650 Klb LOX/LH2 low cost pintle engine [J]. Journal of Bacteriology, 2013, 191(22): 7144-7145.
- [14] HARDGROVE J, KRIEG H J. High performance throttling and pulsing rocket engine [C]// AIAA/SAE/ASME 20th Joint Propulsion Conference. [S. l.]: AIAA, 1984.
- [15] DRESSLER G, GIOLA G, TAO P. KEW divert propulsion technology verification and risk reduction program [R]. AFAL-TR-1988-023.
- [16] BEDARD M, FELDMAN T, RETTENMAIER A, et al. Student design/build/test of a throttleable LOX-LCH4 thrust chamber [C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. [S. l.]: AIAA, 2012.
- [17] MERIAM S, NILSEN C, TANNER M, et al. Student development of a liquid oxygen, liquid methane sounding rocket and launch infrastructure [Z], 2019.
- [18] 张雪松. 猎鹰火箭的基础: 不断升级的梅林发动机 [J]. 卫星与网络, 2017(6): 40-41.
- [19] 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]//中国宇航学会深空探测技术专业委员会第三届学术会议论文集. 西安: 中国宇航学会, 2006.
- [20] 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.
- [21] 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.
- [22] 章荣军, 林革, 李福云. 变推力液体火箭发动机技术研究 [C]//第五届液体火箭推进技术发展研讨会. 西安: [s. n.], 2005.
- [23] 刘昌波, 兰晓辉, 陈炜. 月球探测器变推力液体火箭发动机技术研究 [C]// 第八届国际月球探测与应用大会. 北京: 中国国家航天局, 2006.
- [24] 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.
- [25] CHENG P, LI Q L, CHEN H Y. Flow characteristics of a pintle injector element [J]. Acta Astronautica, 2019, 154: 61-66.
- [26] 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.
- [27] NINISH S, VAIDYANATHAN A, NANDAKUMAR K. Spray characteristics of liquid-liquid pintle injector [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2018, 97: 324-340.
- [28] 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.

- [29] 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, 25(1): 90-96.
- [30] SANTORO R J, MERKLE C L. Main chamber and pre-burner injector technology[R]. NASA-1990049416.
- [31] FREEBERG J, HOGGE J. Spray cone formation from pintle-type injector systems in liquid rocket engines [C]// AIAA Scitech 2019 Forum. San Diego, California: AIAA, 2019.
- [32] ASHGRIZ N. Handbook of atomization and sprays[M]. US: Springer, 2011.
- [33] CHENG P, LI Q L, XU S, et al. On the prediction of spray angle of liquid-liquid pintle injectors[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 138: 145-151.
- [34] 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.
- [35] SON M, RADHAKRISHNAN K, KOO J, et al. Design procedure of a movable pintle injector for liquid rocket engines[C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting. [S. l.]: AIAA, 2016.
- [36] 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.
- [37] FANG X X, SHEN C B. Study on atomization and combustion characteristics of LOX/methane pintle injectors[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 136: 369-379.
- [38] LEE K, SHIN D, SON M, et al. Flow visualization of cryogenic spray from a movable pintle injector[J]. *Journal of Visualization*, 2019, 22(4): 773-781.
- [39] 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*, 2018, 150: 105-116.
- [40] 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.
- [41] AUSTIN B L, HEISTER S D, ANDERSON W E. Characterization of pintle engine performance for nontoxic hypergolic bipropellants[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21(4): 627-635.
- [42] SAKAKI K, CHOI M, NAKAYA S, 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.
- [43] SAKAKI K, KAZUKI K, HIROMITSU N. Combustion characteristics of ethanol/liquid-oxygen rocket-engine combustor with planar pintle injector[J]. *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2015, 63(6): 1-8.
- [44] 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.
- [45] 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): 44-52.
- ZHOU K, LI Q L, CHENG P, et al. Study on combustion simulation of  $GO_x/GCH_4$  pintle engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2018, 44(6): 44-52.
- [46] 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.
- [47] SON M, RADHAKRISHNAN K, YOON Y, et al. Numerical study on the combustion characteristics of a fuel-centered pintle injector for methane rocket engines[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 135: 139-149.
- [48] DMITRY B, OSKAR J. Effect of pintle injector element geometry on combustion in a liquid oxygen/liquid methane rocket engine[Z]. Milano, Italy: [s. n.], 2017.
- [49] 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.
- YANG Z N, ZHANG F, ZHOU J. Study on heat transfer of a FSO pintle injector engine head[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2010, 36(6): 6-10.
- [50] SAKAKI K, KAKUDO H, NAKAYA S, et al. Performance evaluation of rocket engine combustors using ethanol/liquid oxygen pintle injector[C]// 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. [S. l.]: AIAA, 2016.
- [51] KAZUKI S, TOMOKAZU F, SHINJI N, et al. Longitudinal combustion instability of a pintle injector for a liquid rocket engine combustor[J]. *Combustion and Flame*, 2018, 194: 115-127.