

高密度烃在冲压发动机再生冷却中适用性研究^{*}

李立翰^{1,2}, 鲍文¹, 秦江¹, 于彬², 付蒙²

(1. 哈尔滨工业大学 能源与动力学院, 黑龙江 哈尔滨 150006;

2. 北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘要: 为了研究高密度烃是否适用于宽域可调亚燃冲压发动机再生冷却, 分析了高密度烃再生冷却关键表征指标及其实验方法研究现状, 然后模拟再生冷却系统典型冷却通道结构, 在背压3.5 MPa和6.0 MPa工况下, 采用单管直流电加热实验系统, 开展了HD-01高密度烃热沉及结焦特性研究。研究表明: 在3.5 MPa背压实验中, 出现了燃料温度振荡、管路热声振荡和外壁温度异常升高现象; 而在6.0 MPa背压实验中, 未发生管路热声振荡现象, 燃料温度和外壁温度升高过程均较为平稳。3.5 MPa背压和6.0 MPa背压两种工况的HD-01高密度烃600 °C热沉均大于1.8 MJ/kg, 在整个实验温度范围内, 热沉上升速率变化不明显, 表明在600 °C内燃料的裂解率不大。在600 °C进行长时间加热结焦实验时, 加热管进出口压差非常稳定, 均没有超过30 kPa, 没有出现结焦堵塞使压力急剧上升的情况, 表明HD-01高密度烃在600 °C以内结焦率很低。从热沉及结焦特性两个关键指标分析可知, HD-01高密度烃适用于最高马赫数5.0的宽域可调亚燃冲压发动机再生冷却。高密度烃用于再生冷却时, 冷却通道的设计压力应高于其临界压力值3.6 MPa, 并留有足够裕度, 以保证发动机再生冷却在全域全温范围内稳定可靠工作。

关键词: 冲压发动机; 高密度烃; 再生冷却; 热沉; 结焦; 实验研究

中图分类号: V431

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2024) 01-2209054-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2209054

1 引言

动力先行, 动力系统是世界各国空天飞行的研究重点。为了提升航程、增加有效载荷, 充分利用空气中的氧气作为发动机氧化剂是一条有效途径。冲压发动机采用空气作为工质, 它适合作为超声速乃至高超声速飞行器的动力。临近空间飞行器的工作马赫数范围宽($Ma=2.0\sim6.0$), 飞行高度变化大($H=0\sim40$ km), 宽域可调亚燃冲压发动机是其优选动力方案^[1]。在同样体积的条件下, 为了装载更多质量的燃料, 冲压发动机普遍采用密度较高的碳氢燃料(图1)^[2]。

除了追求高性能以外, 热防护技术无疑是冲压发动机另一最重要、难度最大的关键技术。当飞行器马赫数较低(一般小于4.5), 且发动机工作时间不长, 来流总温和燃烧温度均不太高, 靠烧蚀冷却的被动热防护或者气膜冷却即可满足热防护需求。但是当飞行器马赫数超过4.5以后, 来流总温将超过

827 °C, 燃烧温度也会急剧升高, 如果继续采用被动热防护, 发动机壁厚可达数十毫米, 意味着其结构质量急剧增加, 严重影响飞行器载重或航程; 如果采用气膜冷却, 由于来流总温较高, 冷却效率极低, 无法满足热防护需求。因此, 传统的热防护方式难以满足冲压发动机在高马赫条件下长时间工作, 燃料再生冷却成为发动机热防护方案的必然选择^[3-4]。

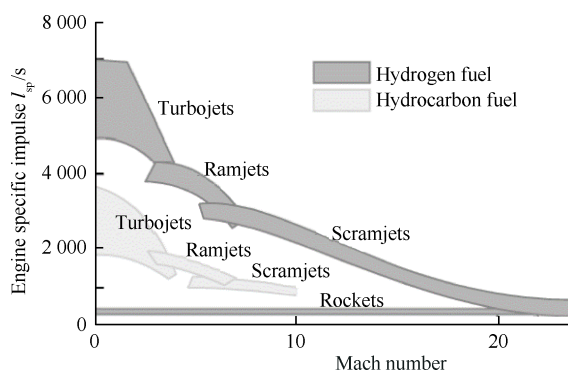


Fig. 1 Performance of the engines

^{*} 收稿日期: 2022-09-19; 修订日期: 2023-03-20。

作者简介: 李立翰, 博士生, 研究员, 研究领域为冲压发动机、固体火箭发动机设计。

通讯作者: 鲍文, 博士, 教授, 研究领域为冲压发动机与组合动力技术。E-mail: baowen@hit.edu.cn

引用格式: 李立翰, 鲍文, 秦江, 等. 高密度烃在冲压发动机再生冷却中适用性研究[J]. 推进技术, 2024, 45(1): 2209054. (LI L H, BAO W, QIN J, et al. Adaptability study on regeneratively cooled ramjet engine of high density hydrocarbon[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(1): 2209054.)

随着高超声速飞行器的大力发展,燃料再生冷却技术已经在超燃冲压发动机上实现了应用,不仅能有效保护燃烧室等高温部件长时间可靠工作,而且对发动机性能提升也有明显贡献^[5-6]。亚燃冲压发动机可以借鉴这一技术途径,提高其最高工作马赫数,拓宽其工作马赫数范围。但是,亚燃冲压发动机燃烧室几何结构的特殊性导致其流场不均匀性非常明显,且马赫数变化范围宽(Ma 2.0~5.0),高度变化范围大(0~30 km),其燃油流量变化超过十倍。因此,宽域可调亚燃冲压发动机与超燃冲压发动机的再生冷却部位、冷却流量、热负荷环境等方面有显著区别,由此带来前者再生冷却燃料选择、结构设计和控制规律等方面有其自身的特殊性^[7-8],其中燃料选择及其在再生冷却中的适用性研究是首要任务。

燃料的密度越大、燃烧热值越高,在保持同样航程和载荷的情况下,可以减小燃料箱容积,实现飞行器小型化,提高机动性和突防能力。有报道称在使用高密度碳氢燃料后可使美国“战斧-II”型导弹的射程增加50%,运载能力提高17%^[9]。国内外高密度高能碳氢燃料的研究及应用均取得很大进展,已有部分高密度烃获得实际应用^[10]。因此,非常有必要对高密度烃能否适用于宽域可调亚燃冲压发动机再生冷却开展理论分析和实验研究。

2 高密度烃再生冷却关键指标研究现状

2.1 高密度烃再生冷却关键指标分析

宽域可调亚燃冲压发动机再生冷却热防护原理如图2所示。燃烧室和喷管既是发动机燃烧和产生推力的关键部件,又是飞行器气动和承力结构的重要部分。内流通道需要承受燃烧释热产生的热负荷,外表面又要承受气动加热。高密度烃作为冷却剂流经燃烧室和喷管冷却通道,对其内外壁进行对流冷却,受热升温后经过燃油管路、音速喷管、高温控制阀门等部件,最后由喷嘴喷入燃烧室头部回流区进行燃烧^[11-12],这种方式使内外壁传出的热能又回到燃油中,油温升高可以进一步提升燃烧效率,增加做功能力。

其导热过程如下式所示^[13],即

$$Q_w = \lambda_w (T_{wg} - T_{wc}) / \delta_w \quad (1)$$

式中 Q_w 代表传给燃烧室壁面的气动加热和燃烧释热量,单位为W; λ_w 代表燃烧室壁面导热系数,单位为W/(m·K); δ_w 代表壁厚,单位为m; T_{wg} 代表气动加热和燃气侧温度,单位为K; T_{wc} 代表冷却燃料侧温度,单位为K。

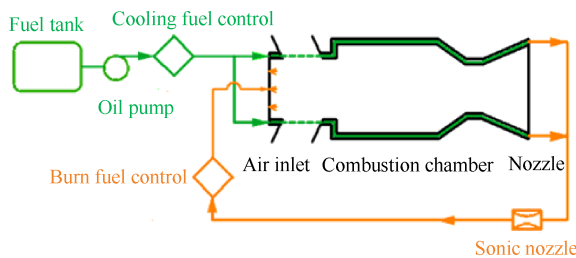


Fig. 2 Principle diagram of the regenerative cooling system in ramjet

在热平衡稳态情况下,高密度烃的物理吸热和化学吸热如下式所示^[13],即

$$\Phi_c = q_w A_c = m(H_p + ZH_{chem}) \quad (2)$$

式中 Φ_c 代表冷却通道内对流换热的热通量,单位为W; q_w 代表热流密度,单位为W/m²; A_c 代表冷却通道换热总面积,单位为m²; m 代表冷却燃料质量流量,单位为kg/s; H_p 代表燃料物理热沉,单位为J/kg; Z 代表裂解率; H_{chem} 代表单位燃料裂解所需要吸收的热量,即燃料化学热沉,单位为J/kg。

由此可知,燃料热沉是评估高密度烃能否适用于冲压发动机再生冷却的一项关键指标。根据已开展的大量研究结果表明,再生冷却对燃料热沉的需求值与飞行器飞行速度的相关性见图3,图中热沉是指物理热沉和化学热沉的总和。由图可知,当飞行器的飞行 Ma =4.5, 5.0, 6.0和8.0时,发动机再生冷却需要燃料的总热沉分别为1.3, 1.4, 2.1和3.5 MJ/kg。根据文献报道,大多数烃类燃料从室温升到537℃时物理热沉约为1.6~1.8 MJ/kg^[14]。因此,宽域可调亚燃冲压发动机最高工作马赫数如果在5.0左右,高密度烃物理热沉就可满足再生冷却使用要求,当工作马赫数大于5时,需要用到其化学热沉。

高密度烃在冲压发动机再生冷却通道内加热升温过程中,或者在高温裂解产生化学热沉过程中,会

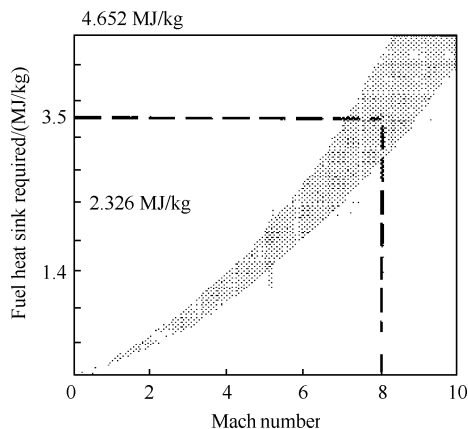


Fig. 3 Relation between heat sink and flight Ma

伴随着氧化沉积结焦的发生。再生冷却通道往往很微小(只有 1~2 mm),如发生严重结焦,会增加流阻,甚至堵塞通道造成冷却失效;结焦层还会增加热阻,恶化燃料与冷却通道之间的流动换热,严重时会导致结构局部烧穿。另外,结焦还会造成并联再生冷却通道中燃料流量分配不均问题,出现热负荷和冷却能力失配。因此,结焦特性是评估高密度烃能否适用于冲压发动机再生冷却的另一关键指标^[15]。

2.2 高密度烃研究现状分析

高密度烃是采用化学方法合成的具有多环饱和结构的碳氢化合物,具有高密度、高能量、高热安定性的特点。国内外对高密度烃碳氢燃料的合成及应用开展了大量研究,但受到使用性能及成本的限制,实际应用的并不多,几种已投入使用的高密度碳氢燃料和煤油的基本指标对比见表 1。

Table 1 Basic index of several high density hydrocarbons and kerosene				
Compound	RP-3	HD-01	T-10	JP-10
Density/(g/ml)	0.780	0.935	0.940	0.940
Combustion value/(MJ/L)	33.3	39.1	39.6	39.6
Flash point/℃	38	58	56	54

JP-10 是美国开发的最为成功的高密度碳氢燃料,由于合成技术成熟、成本低,已经成为美国的导弹标准燃料,还被用于燃料电池;俄罗斯则发展了类似的 T-10 燃料;中国天津大学等单位也开发了类似的高密度碳氢燃料 HD-01 高密度烃(密度为 0.935 g/ml),具备批量生产能力^[16]。

为满足飞行器进一步增加航程的要求,各国又致力于研制性能更高的碳氢燃料,目标是密度大于或接近 1.0 g/ml 且使用性能良好的高密度碳氢燃料。美国研制的 RJ-5 是世界上第一个密度超过 1.0 g/ml 的碳氢燃料,但由于其原料难以获得,低温性能不好、成本过高,已经停止使用。RJ-7 是美国最新型的高密度碳氢燃料,密度与 RJ-5 接近,冰点低很多,很可能是美军新一代的导弹燃料,但型号应用情况未公开。日本 NIPPON 石油公司合成了 1.0 g/ml 密度碳氢燃料,但是总体性能尚达不到 RJ-7。RJ-7 代表了目前高密度碳氢燃料的最先进水平^[17]。中国天津大学等单位也开发了密度大于 1.0 g/ml 高密度碳氢燃料,并进行了吨级中试^[16],但应用成熟性还需进一步开展工作。

综上所述,宽域可调亚燃冲压发动机目前可优先选用 HD-01 高密度烃作为再生冷却燃料开展研

究,以此为基础,下一步再开展密度大于 1.0 g/ml 的碳氢燃料应用研究。

2.3 高密度烃热沉研究现状分析

再生冷却系统设计需要保证高密度烃在冷却通道的升温过程中能平稳工作,冷却通道内的压力设计通常要高于高密度烃临界压力,这样当发动机点火工作后,随着冷却通道内燃料温度持续升高,超过其临界温度,将直接进入超临界态,从而避免燃料在冷却通道内发生两相沸腾传热恶化。

世界各国深入研究了超临界态高密度碳氢燃料的热沉、密度、比热、粘度、流动和传热规律等重要物性^[18]。Stiegemeier 等^[19]采用电阻式加热管道模拟再生冷却通道,实验测得 JP-7, JP-8+100, JP-10 三种燃料的热沉结果为:燃料温度达到 700 ℃时,三者的物理热沉约为 2.06 MJ/kg, JP-7, JP-8+100 的化学热沉分别为 1.07 MJ/kg, 0.82 MJ/kg, JP-10 的化学热沉为 0.54 MJ/kg,这些燃料的总热沉均可满足马赫数 4.0~6.0 冲压发动机再生冷却的使用需求。

哈尔滨工业大学的鲍文等^[20]设计了一套高温高压燃料热沉测定装置,不仅可以测定低温时的物理热沉,又可以测定高温时的总热沉,此装置的原理主要也是采用电阻式加热管道模拟再生冷却通道,根据能量守恒定律来测量燃料总热沉。浙江大学的周西朋等^[21]在热量计基础上设计并建立了一套热导式高温流动量热系统,用来测量碳氢燃料热沉。热流计外界面包裹不锈钢筒作为匀热块,热流计的内外界面之间填充热阻性能优良的热阻材料,有效提高了仪器的灵敏度和测量精度。通过实验测得热电势降,获得反应热功率,进而求得燃料的热沉值。

针对燃料热沉测量装置的仪器设备精度、测温测压等部分关键部件连接方式可能存在各自差异的情况,西安近代化学研究所的孙道安等^[22]对热沉测量装置的不确定度开展了专门研究,分析了影响热沉测量的不确定度分量主要包括:燃料出口温度、燃料出口压力、冷态燃料流量、测量段输入总能量、热效率等五个方面,基于其研制的一套高精度集成自动化热沉定值系统,计算得到系统扩展不确定度为 2.48%(包含因子 $k=2$,置信度 $P=95\%$),为热导式热沉准确测定提供了很好借鉴。

以上国内外高密度烃热沉研究现状可知,采用电阻式加热管道模拟再生冷却通道方式可测得有效的物理热沉和总热沉值,测试过程中应考虑热流计的优化设计,以提高测试精度,对测试结果应开展不确

定度分析,以便更准确获得高密度烃热沉测试结果。

2.4 高密度烃结焦特性研究现状分析

由于碳氢燃料在冲压发动机冷却通道内温升较大,从常温可以升到700℃以上,高温燃料容易在通道表面产生氧化结焦,和金属反应形成纤维碳,裂解产生结焦^[23]。Edwards等^[24]在研究碳氢燃料高温沉积时发现,在260~482℃时主要是热氧化沉积结焦,482℃以上则以热裂解结焦为主。Ilanovski等^[25]在研究冷却通道材质对结焦影响时发现,金属表面经机械处理和等离子体处理后,碳氢燃料裂解时几乎不发生结焦。

王英杰等^[26]采用称重法对RP-3航空煤油开展了结焦实验研究,实验系统压力5 MPa,实验时间1 h,出口温度保持427℃恒定。研究表明:RP-3结焦速率沿管长随温度的升高先增大后减小,在实验段中后部形成结焦速率峰值;进口温度对管内RP-3壁面结焦有显著影响,随着进口温度的升高,结焦峰值逐渐向前推移,结焦峰值逐渐增加。南京航空航天大学的骆东^[27]采用称重法对RP-3航空煤油开展了较系统的热氧化结焦特性实验研究,管路进口压力1 MPa,研究表明:几种不锈钢材料(包括316,304,321不锈钢)管道内的总结焦量处于同一量级,黄铜管的总结焦量最多,铜元素对热氧化反应的催化作用较为明显;结焦量与实验时长呈非线性关系,1 h和2 h加热时长的结焦速率变化不大,进一步增加实验时间,结焦速率开始增大;随着进口燃油速度的增大,沿程结焦量均随之显著减小。

浙江大学的谢文杰^[28]针对JP-10高密度碳氢燃料开展了结焦实验研究,系统考察了温度、压力和燃料进口速度等因素对JP-10裂解结焦的影响,研究表明:温度和停留时间是影响燃料裂解的主要因素,压力增大,延长了燃料的停留时间,使得燃料的转化率大幅度提高;JP-10裂解更倾向于脱氢反应,开环裂解反应转化率较低,在4 MPa,650℃时,产物中焦的含量达到了50%;采用扫描电子显微镜(SEM)、投射电子显微镜(TEM)、热重/差示扫描量热仪(TG/DSC)和X-射线衍射仪(XRD)等对结焦试样进行分析,表明JP-10以非催化结焦(颗粒结焦)为主,带有少量的碳纤维。

以上关于RP-3和JP-10碳氢燃料结焦特性的研究表明,燃料进口温度、速度、压力、冷却通道材料及其表面处理工艺等,均对碳氢燃料的结焦有不同程度的影响。高密度烃在冲压发动机再生冷却通道中结焦特性研究需要时关注这几个方面:①燃料升温

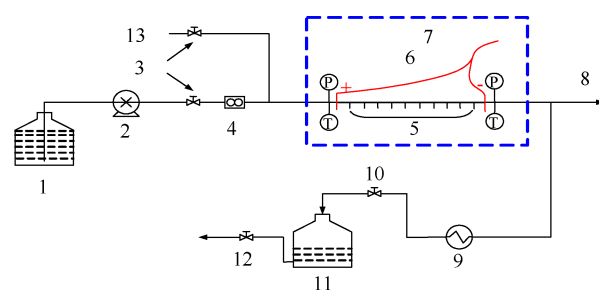
过程中结焦变化情况;②不同冷却通道压力导致不同流速对结焦特性的影响;③高密度烃结焦特性类似于JP-10燃料,应有足够实验时长,以获得完整的结焦过程规律性;④用于模拟冷却通道实验件材料需满足高温使用要求,通道内表面需保证足够光滑,以免带来不利的结焦影响。

本文针对宽域亚燃冲压发动机再生冷却工作过程中不同工况,利用单管模拟再生冷却通道,通过直流加热方法加热单管内流动的高密度烃进行实验研究,测试不同背压工况下管外壁升温变化情况,以及管内高密度烃密度、流速、热沉和结焦特性变化情况,研究结果可以用来评价高密度烃在冲压发动机再生冷却中的适用性。

3 高密度烃热沉和结焦特性实验方法

3.1 实验设备

高密度烃在发动机冷却通道内会经历高温高压流动换热过程,因此采用“碳氢燃料高温高压流动换热实验台”^[13]开展实验研究。实验设备由供油、加热、背压模拟、测量及控制、冷却等五个部分组成,示意图如图4所示。具体实验设备及功能为:高密度烃由平流柱塞泵从供油油箱中供出,供出的燃料流量由质量流量计测量获得。采用加热管对燃料进行加热,大量热电偶均匀布置于加热管外壁,用于监测管道外壁面温度分布情况。加热管进出口布置了压力传感器和压差传感器,用于测量进出口压力和压差变化情况。采用流量喷嘴模拟冷却通道出口压力,加热后的燃料经冷却器冷却后流回收油箱中。



1-Fuel supply tank; 2-High pressure gear pump; 3-Valve 1 and valve 2; 4-Mass flowmeter; 5-Temperature measuring device; 6- Heater; 7-DC power supply; 8-DA/Control system; 9-Cooling system; 10-Switch valve; 11- Fuel recycled tank; 12- Pressure regulating valve; 13-Nitrogen purging

Fig. 4 DC heating experimental system

实验设备主要参数及精度为:电源柜采用直流稳压电源,最大功率为20 kW;柱塞泵可耐压25 MPa,流量上限为4.17 ml/s,实测流量波动<0.3%;质量流量

计可耐压 40 MPa,最大流量为 30 g/s,可提供测量精度 0.1%(液体);采用直径 0.3 mm 的镍铬-镍硅 K 型铠装热电偶,为了提高温度测量的响应速度,把铠装热电偶的头部磨掉以减小热电偶的热容滞后;用于测量压力的压力变送器量程为 10 MPa,测量精度不大于 0.5%。参照文献[22]热沉定值不确定度评定方法,综合评定系统不确定度不大于 2.5%,可满足工程适用性评估使用要求。

3.2 实验件

在实验研究中,将冲压发动机燃烧室和喷管再生冷却圆形冷却通道简化成一根被周向均匀加热的圆管。这种简化可以减少研究问题的复杂性,以便得到更本质的规律、更可信的数据,是再生冷却方案研究初期非常必要和有效的一种手段。

采用 304 不锈钢单管作为实验件,管外径 3 mm,管壁厚 0.5 mm,管长 1 200 mm。管外壁温测量热电偶设置为 41 个,即:每 30 mm 布置一个测点。实验燃料为 HD-01 高密度烃,主要成分为挂式四氢双环戊二烯,常温密度为 0.935 g/ml,体积热值为 39.1 MJ/L。

3.3 实验工况

根据冲压发动机典型工作状态点,再生冷却单通道燃料质量流量选为 2.5 g/s,油管内模拟 3.5 MPa 和 6.0 MPa 两种背压;采用直流电加热模拟再生冷却通道周围热载荷,逐渐增加加热功率,使出口油温逐步从 30 ℃升高最终达到 600 ℃,在无异常现象出现情况下,出口油温 600 ℃时保持 10 min 以上,在升温过程中的若干温度点采集油管外壁温度、燃油出口温度、进出口压力及压差。

3.4 实验方法

(1)热沉测量方法

本实验根据能量守恒定律来测量燃料总热沉,当系统处于平衡状态时,再生冷却燃料的吸热功率等于加热功率减去加热管向周围空气散失的热功率,如式(3)所示。

$$Q_{\text{fuel}}=UI-Q_{\text{loss}} \tag{3}$$

式中 Q_{fuel} 为燃料吸热功率,单位为 W; U 为加热管两端电压,单位为 V; I 为流经加热管的电流,单位为 A; Q_{loss} 为加热管向周围空气散失的热功率,单位为 W。

实验中利用空气加热实验标定加热管向周围空气散失的热功率。当系统加热过程处于平衡状态时,由于加热管中填充常压静止空气,可认为未发生对流换热,因此电源输送给加热管的功率就等于加热管向周围空气散失的功率。

加热实验中,由于轴向导热的作用,加热管左右

两端温度比中间段要低,于是选取中间段温度平均值作为全管的温度,可获得加热管不同温度与加热管向周围空气散失的热功率关系曲线(如图 5 所示)。最后,根据式(3)以及实测燃料流量计算得到燃油总热沉 $\Delta H=Q_{\text{fuel}}/q_{\text{mf}}$,其中 q_{mf} 为燃料实测质量流量。

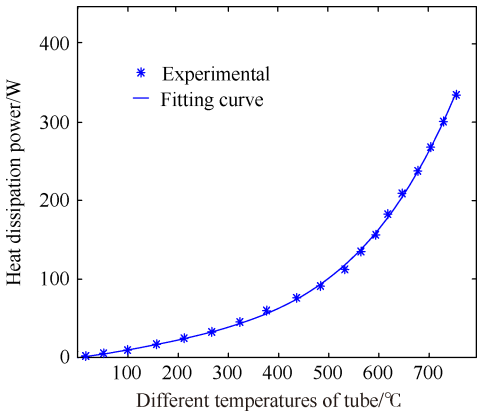


Fig. 5 Relation of heating pipe dissipation power and temperature difference

(2)结焦测量方法

测量结焦量的方法主要有截断称重法^[29]、烧炭法^[30]、压差法等。本实验采用压差法测量结焦量,压差法测量原理基于式(4),即

$$\Delta p=\frac{8m^2/\lambda}{\pi^2d^5\rho} \tag{4}$$

式中 Δp 为压差, λ 为冷态流阻系数, l 为管道长度, m 为燃料质量流量, ρ 为冷态燃料密度, d 为管道的平均直径。

在加热实验前(即常温常压下)通入高密度烃,改变流体流速(即不同的 Re 数),根据压差的测量结果,得到阻力与 Re 特性曲线,即莫迪图。在结焦实验进行之后,整个系统进行自然冷却至初始状态,通入与之前相同的燃料再次测量压差。在层流流动范围内,摩擦系数不受管壁粗糙度的影响,实验前后的阻力特性曲线发生变化的原因只有燃料结焦沉积使管道的内径变小,在质量流量不变情况下则导致阻力增加。通过改变流阻计算式中内径 d_{in} 的大小,使实验前后莫迪图曲线一致,这样得到加热后管道的直径为当量直径,通过管道直径的变化,计算出结焦量。

压差法可在热态下监控再生冷却管道内部的流阻变化情况与管道内壁结焦变化情况的相对关系。如图 6 所示,随着再生冷却碳氢燃料出口温度的升高,压差也逐渐增大,这是因为高温下燃料发生结焦,结焦产物使得加热管的流通面积减小,导致进出

口压差增大。因此,压差的变化可以反应出结焦量的大小。作为工程适用性评估,该方法能满足使用要求。

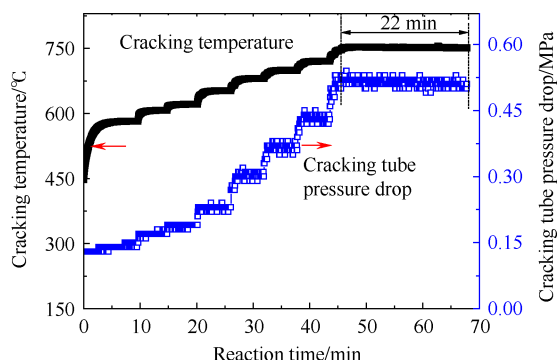


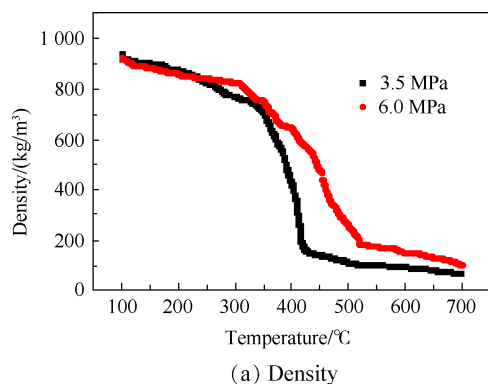
Fig. 6 Cracking temperature and tube pressure drop with reaction time

4 实验结果与分析

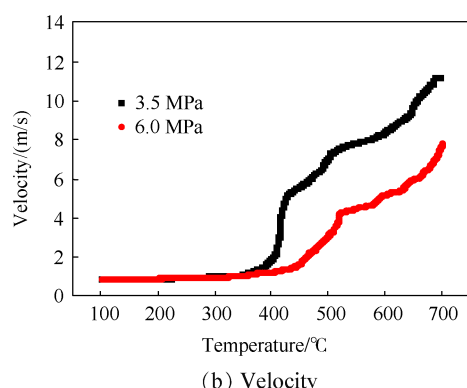
4.1 不同工况高密度烃密度和流速变化规律分析

利用流体流动的伯努利方程及孔板流量计测量流体的密度和流速。管路出口背压分别为 3.5 MPa 和 6.0 MPa 时,得到不同温度下高密度烃的密度和流速见图 7。

由图 7 中可以看出,当燃料温度小于 350 °C 时,



(a) Density



(b) Velocity

Fig. 7 Density and velocity of HD-01 under different pressure

不同背压下的燃料密度基本一致,从该温度点开始,不同背压下的燃料密度逐步出现不同变化,管路背压越低,测得的燃料密度越小,同时高温燃料的流速越快,说明管路背压直接影响到管内燃油密度和流动速度。在 350~500 °C,燃料的密度和流速变化最剧烈,尤其在 420 °C, 3.5 MPa 状态点,燃料密度和速度都有突变情况出现。这是因为 HD-01 高密度烃的临界温度和临界压力与 JP-10 高密度燃料相近,约为 423.8 °C 和 3.6 MPa^[31],管路背压 3.5 MPa 基本接近 HD-01 高密度烃临界压力,随着其温度的升高,当温度接近其临界温度 423.8 °C 时,恰好通过高密度烃的临界点,于是高温燃料发生了二级相变,出现“拟沸腾”现象,导致密度和流速发生激烈变化,跨过临界点后,密度的变化又趋于平缓。而管路背压 6.0 MPa 大于高密度烃临界压力,随着温度升高而通过其临界温度时,高温燃料会直接由液相变为超临界态,不会出现“拟沸腾”现象,其密度的变化拐点推迟到 500 °C 以后,流速也未出现特别激烈的变化情况。“拟沸腾”现象会导致传热恶化的发生,对再生冷却系统可靠工作造成很大危害。因此高密度烃用于再生冷却时,冷却通道的设计压力应高于其临界压力值 3.6 MPa,并留有足够裕度。本实验测得不同背压、不同温度下高密度烃的密度和流速,除临界区域附近外,其余部分均是可信的,可以作为再生冷却系统仿真设计使用。

4.2 不同工况管壁和燃油温度变化规律分析

本实验的加热方式为电加热,在加热段两端布置了正负极电源。加热过程中,首先给定初始电压和电流,待出口燃料温度达到稳定值,再逐渐增加电压、电流值,直到出口燃料温度达到 600 °C 以上。

图 8 给出了在不同管路背压条件下,出口燃料温度随加热时间而上升的过程。由图可知,在 3.5 MPa 背压下,出口燃料温度从 200 °C 开始就有振荡现象出现,而且随着燃料温度进一步升高,这种振荡并未消失;当出口燃料温度达到 400 °C 时,还伴随了管路的振荡和轻微的尖啸声;而在 6.0 MPa 背压时,管路和温度振荡程度明显减弱。究其原因,正如上文所述,当管路背压为 3.5 MPa 时,接近高密度烃临界压力,在温度接近燃料临界温度时,管内流体出现了“拟沸腾”现象,其流动很不稳定,于是出现了热声振荡现象。6.0 MPa 背压已高于高密度烃临界压力较多,在燃料升温过程中不会出现“拟沸腾”现象,高温高压燃料在临界温度点会直接进入超临界态,燃料流动相对平稳,因此不会出现燃料温度振荡和管路热声振荡。

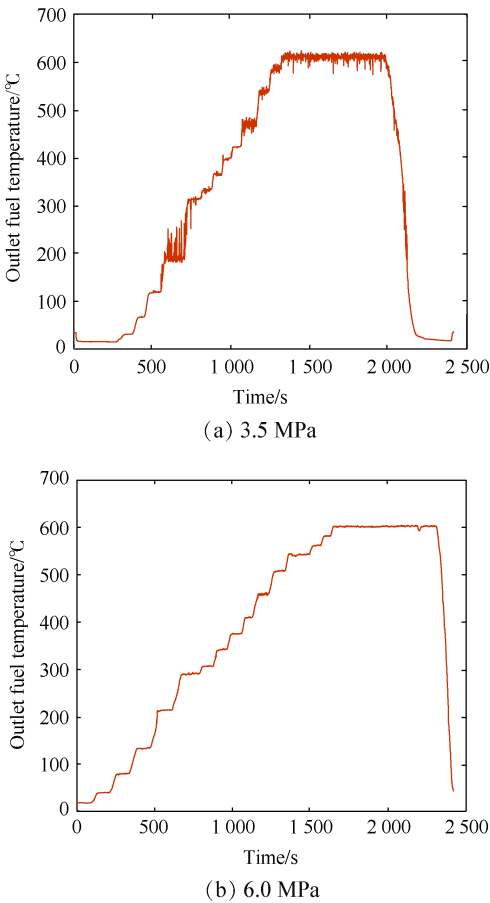


Fig. 8 Outlet fuel temperature of HD-01 under different pressure

图 9 给出了不同管路背压条件下的管外壁温分布情况。由图可知,对于 3.5 MPa 背压工况,在燃料温度接近其临界温度时,管外壁温的升温速率出现了局部快速增大现象,其原因也正如上文所述的“拟沸腾”现象导致管内燃料发生了传热恶化,燃料换热能力急剧下降,导致管道外壁温度异常升高。6.0 MPa 背压工况,管内燃料不会出现“拟沸腾”现象,管内燃料换热能力未出现明显变化,因此管外壁升温速率变化要相对平缓一些。虽然有这些差异,但从实验的整体结果看,两种工况均未影响系统正常供油。

4.3 不同工况热沉分析

由于实验中难以避免系统误差及测量误差的产生,诸如加热管件的热传导、空气对流、传感器测量误差等因素,为了衡量此类误差对实验测量准确性的影响,实验中对同一工况进行了多次测量,定量地衡量误差引起的热沉偏差量。本实验中,HD-01 高密度烃在 3.5 MPa 背压下三次重复实验测得的热沉数据的拟合曲线如图 10(a)所示,可知三次实验结果基本吻合,说明本实验系统的误差较小,400~600 °C 温度的高密度烃热沉值基本一致,偏差不超过 1%,可

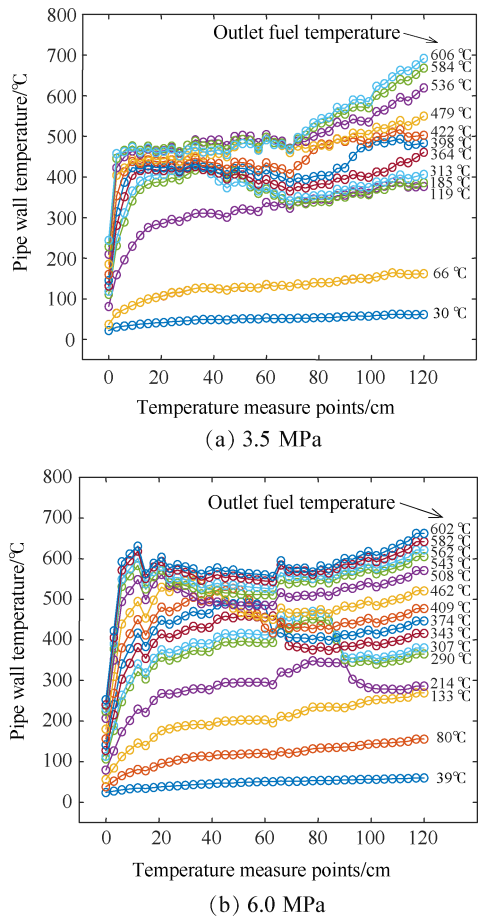


Fig. 9 Pipe wall temperature of HD-01 under different pressure

以满足研究目的。

采用同样实验方法,可以测得 HD-01 高密度烃在 6.0 MPa 背压条件下的热沉曲线,结果如图 10(b)所示。可知,两种工况的热沉十分接近,在燃料温度达到 600 °C 时,热沉均大于 1.8 MJ/kg;而且在整个实验温度范围内,热沉上升速率变化不明显,说明燃料未发生明显的裂解而产生较多的化学热沉。

根据图 10 的拟合曲线,可以获得 HD-01 高密度烃热沉与温度的变化关系式,如式(5),(6)所示。

$$H = -3.965 \times 10^{-5}T^4 + 0.050T^3 - 18.303T^2 + 4.706 \times 10^3T - 8.632 \times 10^4 \quad (5)$$

$$H = -9.720 \times 10^{-6}T^4 + 0.012T^3 - 2.376T^2 + 2.332 \times 10^3T - 4.462 \times 10^4 \quad (6)$$

式中 H 为燃料热沉,单位 MJ/kg; T 为燃料温度,单位 °C。

由以上实验结果可知,HD-01 高密度烃在 600 °C 时热沉大于 1.8 MJ/kg,可以满足最高马赫数不大于 5.0 的宽域可调亚燃冲压发动机再生冷却对燃料热沉的使用需求($Ma5.0$ 时要求燃料热沉不小于 1.4 MJ/kg)。更高马赫数的冲压发动机再生冷却使用

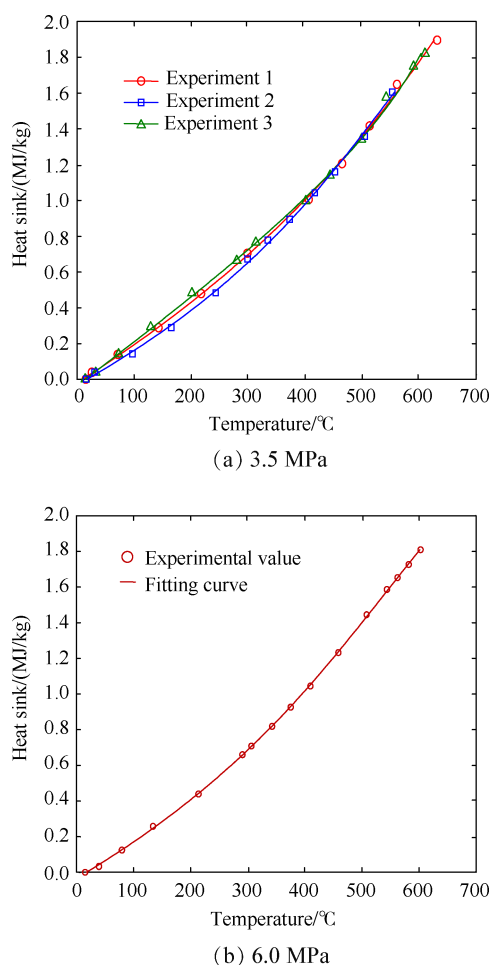


Fig. 10 Heat sink of HD-01 under different pressure

高密度烃时,需要进一步采取提升高密度烃总热沉的措施,比如采用催化裂解手段提高燃料使用温度及其化学热沉。

4.4 不同工况结焦特性分析

为了测量高密度烃的结焦特性,本实验逐步升高加热功率,燃料温度达到 600 °C 时,保持 10 min 以上的稳定加热时间,在热态下测量进出口压差随加热过程的变化情况。不同工况条件下压差变化测试结果如图 11 所示。由图可知,在燃料温度出口温度达到 600 °C 的长时间稳定加热过程中,加热管进出口压差非常稳定,没有出现因结焦堵塞而使压力急剧上升的情况;加热过程中,进出口压差随出口燃料温度升高而增大,但两种背压工况下均没有超过 30 kPa;由此分析可知,HD-01 高密度烃在 600 °C 以内结焦率很低。

另外,由图中对比分析可知,在加热初始时间段,背压 6.0 MPa 工况下的管路压差(约 13 kPa)略大于背压 3.5 MPa 工况的压差(约 10 kPa),这是因为背压高导致管内燃料流速降低,延长了燃料停留时间,所以结焦量会有所增加。随着加热时间推移,管内压差均出现了骤然升高点,但两个压差出现拐点的

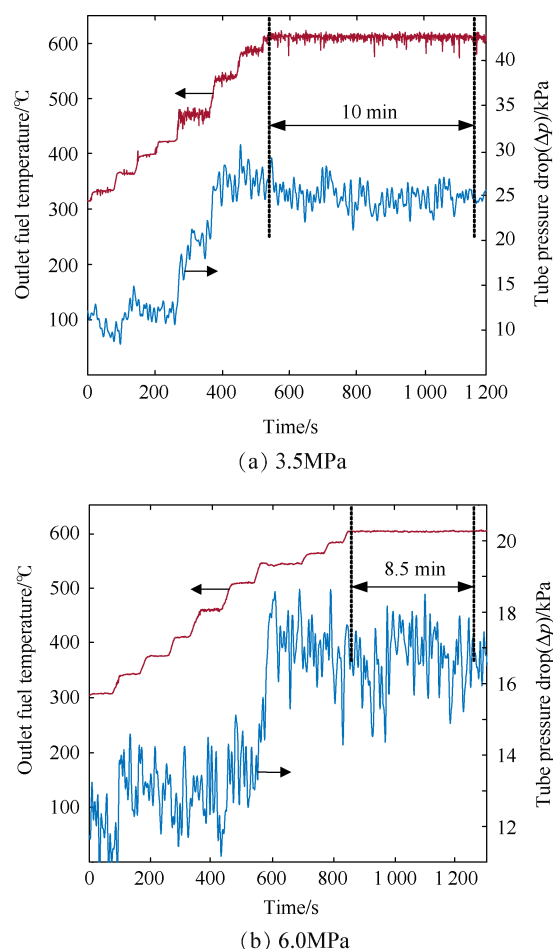


Fig. 11 Tube pressure drop of HD-01 under different pressure

时机和幅值均有所不同。背压 3.5 MPa 工况的压差拐点出现在燃料温度 430 °C 左右,且最终压差的最大值未超过 30 kPa,而背压 6.0 MPa 工况下的压差拐点出现在燃料温度 500 °C 时,且最终压差的最大值稳定在 17 kPa 左右。这是由于背压 3.5 MPa 工况实验中,升温达到 420 °C 左右时,HD-01 高密度烃进入临界点,正如上文分析结果,高温燃料出现“拟沸腾”情况,发生了传热恶化情况,燃料热裂解加剧,导致结焦略显严重;背压 6.0 MPa 工况下的高密度烃在 482 °C 之前主要是热氧化结焦,482 °C 之后则以热裂解为主^[24],于是在此温度区出现了结焦量增加拐点,管内压差也出现拐点。

5 结论

本文通过对高密度烃再生冷却关键指标研究,以及 HD-01 高密度烃在不同工况下的热沉及结焦特性实验研究,得出如下结论:

(1) 管路背压 3.5 MPa 基本接近 HD-01 高密度烃临界压力,当温度升高至高密度烃的临界点温度

423.8 °C时,高温燃料由于“拟沸腾”现象会出现密度和流速发生激烈变化,产生传热恶化问题,于是出现燃料温度和管路热声振荡,同时管外壁温度也出现异常升高。6.0 MPa背压工况已高于高密度烃临界压力较多,高温高压燃料在临界温度点会直接进入超临界态,不会出现燃料温度和管路热声振荡以及外壁温度异常升高情况。因此,高密度烃用于再生冷却时,冷却通道的设计压力应高于其临界压力值3.6 MPa,并留有足够裕度。

(2) 3.5 MPa 背压和 6.0 MPa 背压两种工况的 HD-01 高密度烃热沉十分接近,在 600 °C 时热沉均大于 1.8 MJ/kg,可以满足最高马赫数 5.0 的宽域可调亚燃冲压发动机再生冷却对燃料热沉的使用需求($Ma5.0$ 时要求燃料热沉不小于 1.4 MJ/kg)。更高马赫数的冲压发动机再生冷却使用高密度烃时,需要进一步采取提升高密度烃总热沉的措施,比如采用催化裂解手段提高燃料使用温度及其化学热沉。

(3) HD-01 高密度烃在 600 °C 进行长时间加热结焦实验时,加热管进出口压差非常稳定,没有出现结焦堵塞使压力急剧上升的情况,说明 HD-01 高密度烃在 600 °C 以内结焦特性可以满足宽域可调冲压发动机再生冷却使用需求。

(4) 本文实验仅采用单管方式进行,管路背压是通过不同直径的流量喷嘴实现的,发动机再生冷却通道往往达到几十个甚至上百个,燃料流量变化范围达到 10 倍以上,为保证不同燃料流量下再生冷却通道内的压力始终大于高密度烃的临界压力,需要在再生冷却通道出口汇流管路中设计可调流量喷嘴或可调高温阀门,以保证发动机再生冷却系统全域全温范围均能可靠稳定工作。

致 谢: 本文部分工作是在哈尔滨工业大学完成,特别感谢张军龙老师的帮助与讨论;感谢北京动力机械研究所李建梅研究员的帮助与讨论;感谢天津大学张香文教授对本工作提供高密度烃等大力支持。

参考文献

- [1] 马 杰,梁俊龙. 液体冲压发动机技术发展趋势和方向[J]. 火箭推进, 2011, 37(4): 12-17.
- [2] 王玉清,李建梅,李立翰. 亚燃冲压发动机在邻近空间飞行器上的应用思考[J]. 飞航导弹, 2013(12): 76-81.
- [3] LEWIS M J. Significance of fuel selection for hypersonic vehicle range [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1214-1221.
- [4] FRY R S. A century of ramjet propulsion technology evolution [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1): 27-58.
- [5] ZUO J, ZHANG S, QIN J, et al. Performance evaluation of regenerative cooling/film cooling for hydrocarbon fueled scramjet engine [J]. Acta Astronaut, 2018, 128: 57-68.
- [6] LUO S, XU D, SONG J, et al. A review of regenerative cooling technologies for scramjets [J]. Applied Thermal Engineering, 2021, 190: 116754.
- [7] VIJAYAKUMAR G. Thermal design methodology for regenerative fuel-cooled scramjet engine walls [C]. Singapore: Advances in Applied Mechanical Engineering. Springer, 2020.
- [8] LEE H J. Analysis of endothermic regenerative cooling technologies by using hydrocarbon aviation fuels [J]. Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, 2021, 25(3): 113-126.
- [9] 熊中强,米镇涛,张香文,等. 合成高密度烃类燃料研究进展[J]. 化学进展, 2005, 17(2): 359-367.
- [10] 王宝源,李鹏飞,朱冬清,等. 高密度烃与航空煤油燃烧特性对比试验[J]. 推进技术, 2016, 37(1): 71-76. (WANG B Y, LI P F, ZHU D Q, et al. Comparison based on combustion characteristic test for high density hydrocarbons and jet fuel [J]. Journal of Propulsion and Technology, 2016, 37(1): 71-76.)
- [11] ZHANG S, QIN J, ZHOU W, et al. Review of research on regenerative cooling for hypersonic propulsion [J]. Journal of Propulsion and Power, 2018, 39(10): 23-36.
- [12] ZHU Y, PENG W, XUE R, et al. Review on active thermal protection and its heat transfer for airbreathing hypersonic vehicles [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(10): 1929-1953.
- [13] 秦 江,章思龙,鲍 文,等. 高超声速冲压发动机热防护技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2019.
- [14] 贺 芳,米镇涛,孙海云. 提高烃类燃料热沉的研究进展[J]. 化学进展, 2006, 18(7/8): 1041-1048.
- [15] 刘朝晖,宋晨阳,陈 强,等. 吸热型碳氢燃料再生冷却性能评估方法[J]. 火箭推进, 2020, 46(2): 15-20.
- [16] 邹吉军,张香文,王 莅,等. 高密度碳氢燃料: 从合成到应用[C]. 大连: 中国化学会第五届全国化学推进剂学术会议·论文集, 2011.
- [17] 刘兴洲,于守志,李存杰,等. 飞航导弹动力装置(上)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1992.
- [18] NICK M VANDEWIELE, GREGORY R MAGOON, KEVIN M VAN GEEM, et al. Kinetic modeling of jet propellant-10 pyrolysis [J]. Energy Fuels, 2015, 29(1): 413-427.
- [19] STIEGEMEIER B, MEYER M, TAGHAVI R. A thermal stability and heat transfer investigation of five hydrocarbon fuels: JP-7, JP-8, JP-8+100, JP-10, and RP-1 [R]. AIAA 2002-3873.
- [20] BAO W, QIN J, ZHOU W X, et al. Power generation and

- heat sink improvement characteristic of recooling cycle for thermal cracked hydrogen fueled scramjet[J]. *Technological Sciences*, 2011, 54(4): 955–963.
- [21] 周西朋, 郭永胜, 林瑞森, 等. 吸热型碳氢燃料热沉测定装置研究[J]. *浙江大学学报*, 2005, 32(5): 419–422.
- [22] 孙道安, 吕 剑, 李春迎, 等. 热沉定值系统不确定度评定[J]. *计量学报*, 2021, 42(5): 577–581.
- [23] 朱 锟, 邓宏武, 王英杰, 等. 超临界压力下航空煤油结焦换热综述及实验[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(11): 2473–2474.
- [24] EDWARDS T, ATRIA J. Deposition from high temperature jet fuels [J]. *ACS Petroleum Chemistry Division PREPRINT*, 1995, 40(4): 649.
- [25] IANOVSKI L S, CLIFFORD M. Endothermic fuels for hypersonic aviation[C]. Italy: AGARD Conference Proceedings 536, the Propulsion and Energetics Panel 81st Symposium, 1993.
- [26] 王英杰, 徐国强, 邓宏武, 等. 进口温度影响航空煤油结焦特性实验[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(9): 1972–1976.
- [27] 骆 东. RP-3航空煤油热氧化结焦特性试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- [28] 谢文杰. 碳氢燃料裂解和结焦研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2009.
- [29] KLAVETTER E A, MARTIN S J, WESSENDORF K O. Monitoring jet fuel thermal stability using a quartz crystal microbalance[J]. *Energy & Fuels*, 1993, 7(5): 582–588.
- [30] 朱玉红. 吸热燃料超临界热裂解过程抑焦技术研究[D]. 天津: 天津大学, 2007.
- [31] 孙青梅. 新型航空燃料临界性质测定与估算[D]. 天津: 天津大学, 2006.

(编辑:白 鹭)

Adaptability study on regeneratively cooled ramjet engine of high density hydrocarbon

LI Lihan^{1,2}, BAO Wen¹, QIN Jiang¹, YU Bin², FU Meng²

(1. College of Energy and Power, Harbin Institute of Technology, Harbin 150006, China;

2. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to study whether high density hydrocarbon applies to regenerative cooling of wide range adjustable ramjet, the research status of key indexes and test methods of high density hydrocarbon regenerative cooling is analyzed. And then in connection with the typical pipe of regenerative cooling, a single-pipe direct-current heating experimental system was used to test the heat sink and coking characteristics of HD-01 high density hydrocarbon, with back pressures of 3.5 MPa and 6.0 MPa. The results show that it appears oscillation of the outlet fuel temperature and pipe thermoacoustic, and abnormal rise of outer wall temperature on the pressure of 3.5 MPa. But the pipe thermoacoustic oscillation don't occur at the pressure of 6.0 MPa. The outlet fuel temperature and outer wall temperature rise stably. The heat sinks of HD-01 high density hydrocarbon at 600 °C are both greater than 1.8 MJ/kg at the pressure of 3.5 MPa and 6.0 MPa, and the rising rates of heat sink are not obvious within the scope of the experimental temperature, it shows that the fuel cracking rates are not obvious within 600 °C. In the heating coking experiment of HD-01 high density hydrocarbon at 600 °C for a long time, the differential pressure during the heating pipe inlet and outlet is very stable, it is never overrun 30 kPa, and it doesn't happen that the pressure rises sharply by coking blockage, which indicates that the coking rate of HD-01 high density hydrocarbon is very low within 600 °C. According to the results of the heat sink and coking characteristics, HD-01 high density hydrocarbon can meet the regenerative cooling of wide range adjustable ramjet that its max Mach number is 5.0. To ensure the stable and reliable operation of regenerative cooling of ramjet in wide air-space and full temperature, design pressure of regenerative cooling must be higher than 3.6 MPa that it is the critical pressure of HD-01 high density hydrocarbon, and sufficient margin is reserved.

Key words: Ramjet engine; High density hydrocarbon; Regenerative cooling; Heat sink; Coking; Experimental study

Received: 2022-09-19; Revised: 2023-03-20.

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2209054

Corresponding author: BAO Wen, E-mail: baowen@hit.edu.cn