

氢氧内燃机增氧定容燃烧特性研究

张霞¹, 孙柏刚², 吴胜宝¹, 王书廷¹, 张万旋¹

(1. 中国运载火箭技术研究院研究发展中心, 北京 100076;
2. 北京理工大学机械与车辆学院, 北京 100081)

摘要: 航天器携带推进剂有限, 氢氧内燃机适宜采用纯氢纯氧+富氢燃烧方式, 但目前内燃机纯氢纯氧燃烧缺乏地面试验验证。为此开展氢氧内燃机增氧定容燃烧试验, 采用内燃机定容燃烧逐步增氧的技术路线, 获得增氧乃至纯氧条件下氢氧内燃机的层流燃烧特性, 实现氢氧内燃机高性能高可靠工作。试验结果表明: 随着氧气浓度的增大, 层流燃烧速度随当量比成倍增加, 变化的幅度会逐渐减小; 高氧气浓度条件下, 层流燃烧速度维持在很高的水平, 且随当量比的变化很小。

关键词: 氢氧内燃机; 定容; 层流燃烧特性; 增氧

中图分类号: V430

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2024) 03-0068-07

Study on Oxygen-Enhanced Constant Volume Combustion Characteristics of Hydrogen-Oxygen Internal Combustion Engine

ZHANG Xia¹, SUN Baigang², WU Shengbao¹, WANG Shuting¹, ZHANG Wanxuan¹

(1. Research and Development Center, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;
2. School of Mechanical Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Due to the limitation of the limited propellant carried by spacecraft, the hydrogen-oxygen internal combustion engine (HO ICE) for aerospace is suitable for pure hydrogen, pure oxygen and hydrogen-rich combustion, but lack of ground test validation. In order to realize the high-performance and reliable engines, it is particularly important to study the combustion characteristics of HO ICE. It adopts the methods of oxygen-enhanced and constant volume combustion to obtain HO ICE laminar combustion characteristics. The experiment result indicate: as the concentration of oxygen increases, laminar burning speed increases exponentially with equivalent ratio, but the increasing scale of burning speed will gradually decrease with equivalent ratio. Under the condition of high oxygen concentration, laminar burning speed is maintained at a very high level, and changes little with equivalent ratio.

Key words: Hydrogen-oxygen internal combustion engine (HO ICE); Constant volume; Laminar combustion characteristics; Oxygen-enhanced

0 引言

液氢液氧凭借高比冲、无毒无污染的优势, 是大范围机动、长期在轨空间运输系统的首选推

进剂, 但液氢液氧低温介质存在蒸发损耗、蒸发气体难再利用等问题, 导致氢氧介质的利用效率降低, 亟须开展低温推进剂集成流体系统技术 (Integrated Vehicle Fluid, IVF) 研究^[1-3]。IVF 能

收稿日期: 2024-01-04; 修订日期: 2024-04-01

基金项目: 国家部委预研项目

作者简介: 张霞 (1983—), 女, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为航天运输系统先进电气技术

够实现飞行器功能和能量一体化设计,使系统最优。利用氢氧推进剂进行发电主要包括氢氧燃料电池和氢氧内燃机两种技术途径,氢氧内燃机轴功率可直接驱动泵,热量品质高可用于换热,排气可用于沉底推力,氢氧内燃机在比功率、质量、综合效率上具有更大优势,更适合能量一体化应用,因此适应空间环境的氢氧内燃机成为低温推进剂集成流体系统的关键技术。

受航天器携带推进剂有限的限制,氢氧内燃机适宜采用富氢燃烧^[4-5]方式。目前氢氧内燃机技术在地面民用中较成熟^[6],但纯氢纯氧作为燃烧工质方面研究甚少,且富氢燃烧方式与传统省燃料的燃烧方式截然不同,缺少相关的技术经验数据。为实现氢氧内燃机航天工程化应用,需获取氢氧燃烧特性,以实现氢氧内燃机可靠燃烧控制。

1 定容燃烧试验

内燃机结构复杂,实际的燃烧、传热、燃料蒸发与扩散等过程都十分复杂,燃烧温度、压力等条件难以控制,且伴随循环往复运动^[7],获得内燃机真实准确的试验过程参数或者控制各循环间的燃烧条件一致是非常困难的,试验结果的可比性不强。因此,需获取氢气在纯氧下的层流燃烧特性、燃烧稳定性等以便进行氢氧内燃机设计。

1.1 试验内容

内燃机活塞运动可近似为定容燃烧,为此定容燃烧器可以用来模拟内燃机燃烧。目前纯氢纯氧内燃机的开发还缺乏相关经验,直接开展纯氢纯氧燃烧试验风险较高,本文采用逐步增氧方式,开展定容燃烧试验获取氢氧燃烧特性,从而获得层流燃烧速度等相关试验数据。主要试验内容包括:定容燃烧器内氢氧火焰传播过程和层流燃烧区域划定,不同当量比对火焰传播过程及燃烧特性影响,不同氧气浓度对层流燃烧特性影响,不同温度、初始压力对层流燃烧特性的影响^[8]。

1.2 试验设备及原理

用定容燃烧器^[9]来研究预混燃烧过程,试验测试系统如图 1 所示。由定容燃烧器、纹影测量系统、点火和拍摄控制系统(上位机、控制器、智能器和高速摄像机)等组成^[10]。如图 2 所示,定容燃烧器为球体,采用不锈钢焊接而成。两侧安装有精加工的光学石英玻璃,为纹影法提供必要的光学通道,下端用于进气控制。

燃烧过程中已燃区和未燃区之间(火焰锋面内)存在着较大的密度变化,试验中采用光学纹影法,见图 3。将不可见的密度变化转化为幅值或颜色的变化,从而得到准确的火焰边界轮廓。

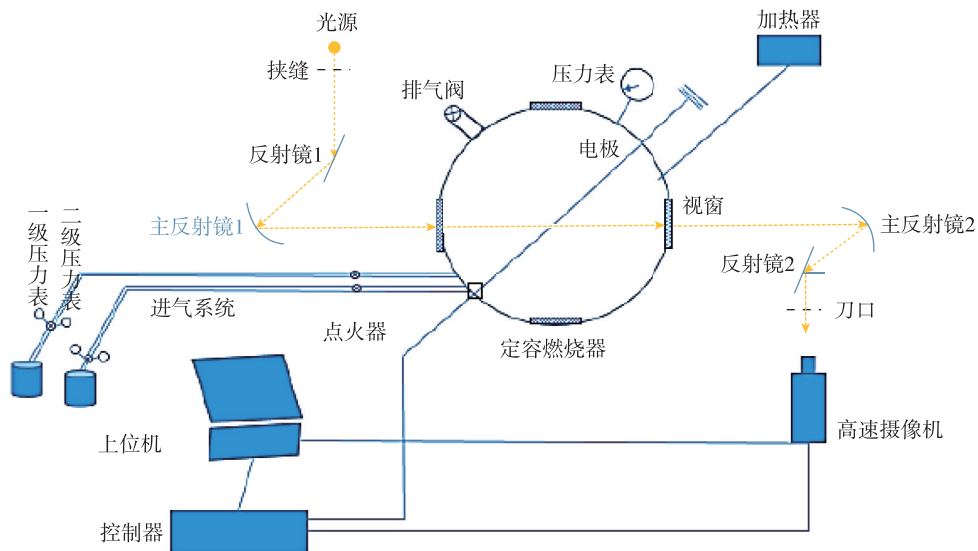


图 1 定容燃烧器试验系统简图

Fig. 1 Schematic diagram of constant volume incendiary combustor test system

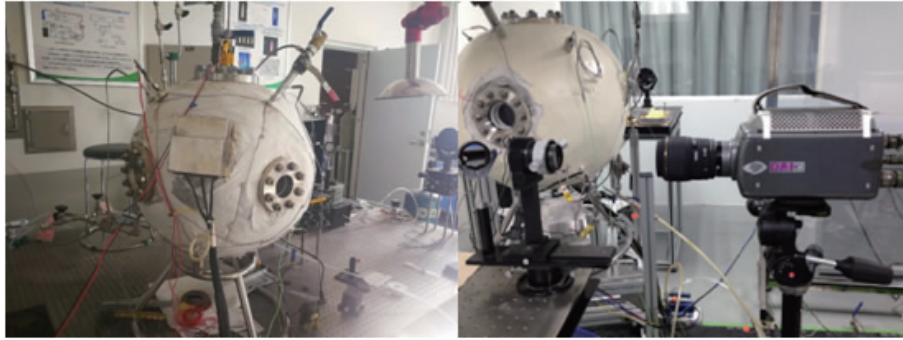


图 2 定容燃烧器

Fig. 2 Constant volume incendiary combustor

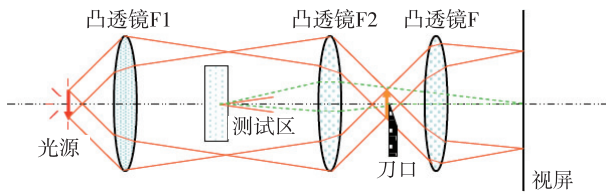


图 3 纹影法光学原理图

Fig. 3 Optical schematic of schlieren technology

点火时，线圈开始充电，同时产生 TTL 信号触发高速照相机拍摄记录，到预设切断时间后切断线圈充电电路，点火线圈产生感应高电压和高温短时火花放电，引燃定容燃烧器内混合气。通过测得球形火焰时域历程，计算得到火焰传播速度，去除膨胀和拉伸的作用后，可得到火焰的层流燃烧速度。

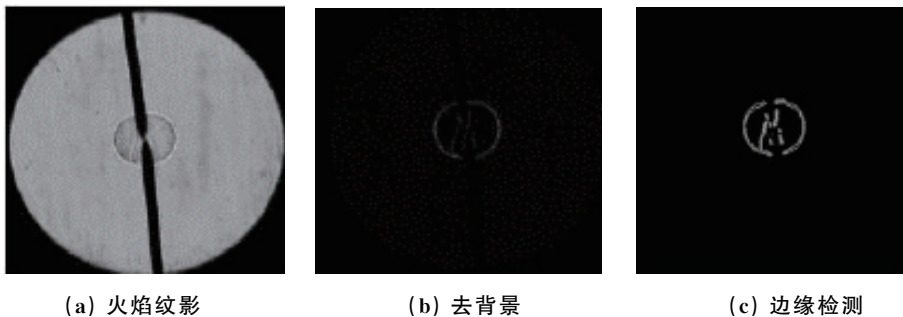
1.3 混合气配比

系统进气系统共 3 路：氢气、空气、氧气。空气由工业氧和工业氮按 21 : 79 比例配制而成。当量比 φ 表示氢气与氧氮混合气质量比，氧气浓度 X 表示氧气在氧氮混合气中的质量百分比，氢氧质量比

为 φ/X 。试验中定容燃烧器初始压力为 0.1 ~ 0.3 MPa，混合气中各气体分子直径远小于分子间距，可认为是理想气体，采用分压法配比可燃混合气。混合气中各气体成分压力 P_i 的比值等于摩尔数的比值，混合气总压力 P 等于各气体成分压力 P_i 的和。根据试验压力计算出各气源所需分压，配制不同当量比/不同浓度氧气的配比混合气，试验时首先充入相应压力的合成空气，再加入氧气，最后加入氢气。

1.4 图像处理方法

预混层流火焰燃烧特性分析需获取准确的火焰半径。通过火焰纹影图片经去背景、边缘检测等处理后获取火焰边缘，见图 4。再采用 SOBEL 边界检测算法^[11]获得火焰半径。沿图 5 箭头所示的 8 个方向，从图片边缘开始扫描，直到遇到边界点并记录，可以得到火焰边缘的 8 个边界点 (x_i, y_i) ，此 8 点分别为：最右点、最左点、最上点、最下点、左上点、左下点、右上点、右下点。通过 8 个边界点进行最小二乘法拟合圆得到火焰半径。



(a) 火焰纹影

(b) 去背景

(c) 边缘检测

图 4 火焰边缘获取流程

Fig. 4 Flame boundary detection

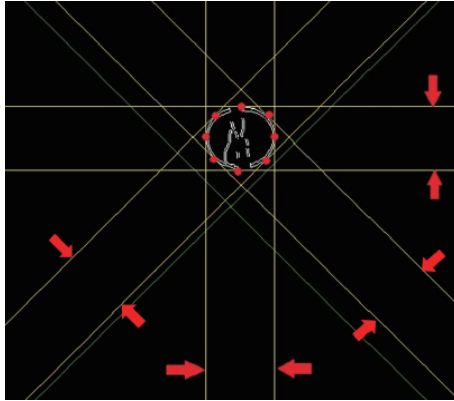


图 5 火焰边界点选取

Fig. 5 Flame boundary point selection

1.5 层流燃烧速度计算方法

定容燃烧器火焰是典型的球形火焰，点火后首先形成稳定的火核，在已燃区形成较高的温度的压力，使火焰前面向外膨胀，形成较为光滑的球形火焰并逐步向外侧传播。受火焰前面向切向方向速度梯度和曲率效应的影响，氢氧燃烧火焰为受拉伸的火焰。火焰传播速度取决于火焰本身的燃烧速度和火焰运动速度，火焰本身的燃烧速度用层流燃烧速度表征，火焰运动速度取决于已燃区膨胀对火焰的推动以及拉伸的作用。

高速照相机拍摄到不同时刻的火焰纹影照片，获取火焰边界半径 r_u ，火焰传播速度定义为火焰半径相对于时间间隔的差分， $S_{nt} = (r_{u_t} - r_{u_{t-1}}) / \Delta t$ ， S_{nt} 是 t 时刻的瞬时火焰传播速度。 r_{u_t} ， $r_{u_{t-1}}$ 分别为时刻 t ， $t-1$ 的火焰半径， Δt 是两个时刻之间的时间间隔。拉伸率是火焰半径和火焰传播速度的函数，火焰传播速度 S_n 和拉伸率 α 成明显的线性关系， $S_L - S_n = L_b * \alpha$ ， S_L 为无拉伸火焰传播速度， L_b 为马克斯坦长度，表征火焰稳定性。无拉伸火焰传播速度决定于层流燃烧速度和火焰传播速度， $u_L = \rho_b S_L / \rho_u$ ， u_L 为层流燃烧速度， ρ_u 和 ρ_b 分别为未燃区和已燃区的密度， ρ 为未燃区密度与已燃区密度之比。

2 试验结果与分析

2.1 火焰传播特性

混合气温度 400 K，初始绝对压力为 0.1 MPa，当量比 1.0，球形膨胀火焰的传播过程如图 6 所示。首先形成椭圆火焰 (0.2~0.4 ms)；随着火焰的对外膨胀，迅速形成球形火焰 (0.5 ms)；球形火焰传播过程中，火焰前锋面上开始出现褶皱 (1.1~2.0 ms)；随后褶皱不断增多 (2.5~3.5 ms)，最后形成较为均匀的胞状物^[12] (4.0~4.5 ms)。

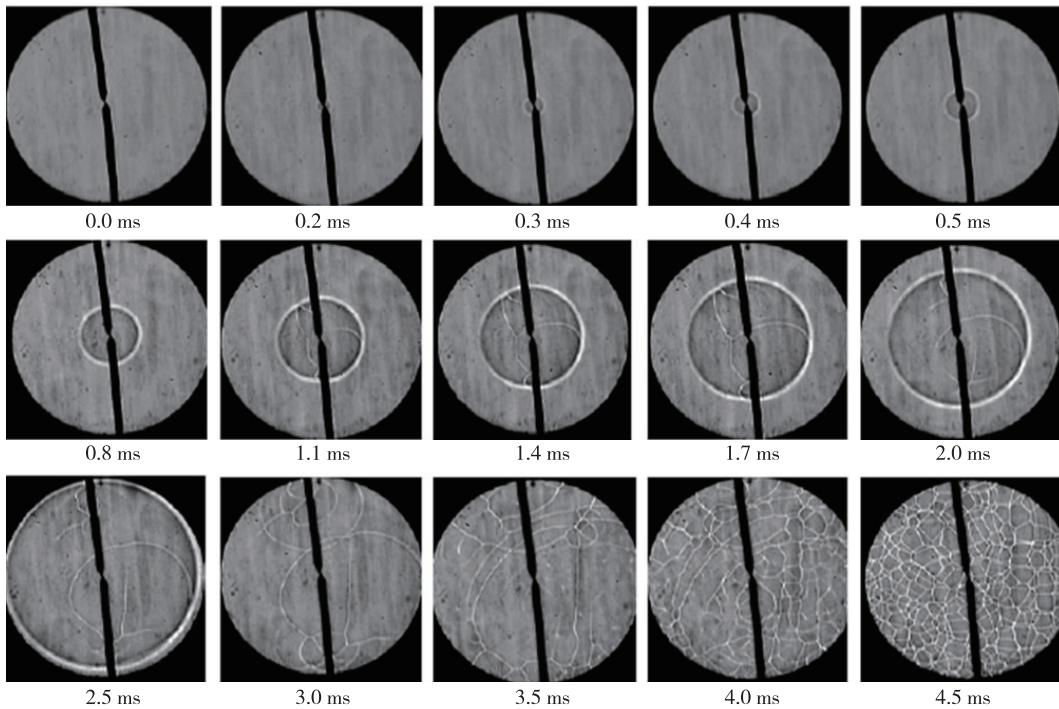


图 6 定容燃烧器内混合气火焰传播过程

Fig. 6 The flame propagation process in constant volume incendiary combustor

如图6所示,球形火焰向外传播的初期,火焰前锋面比较光滑,此时是较为典型的层流火焰。当形成均匀分布胞状物后,火焰传播速度迅速增加,火焰前锋面逐渐出现扭曲而产生褶皱,此时火焰已经具有湍流的成分,褶皱逐步加剧,当占据全部的火焰前锋面时,湍流火焰占据主导,已不适合作为层流燃烧计算的依据。基于胞的生成和发展规律,将均匀胞状物以前均视为层流燃烧阶段。

火焰传播阶段初期是拉伸率较大的位置,受点火能量影响,火焰传播速度有所偏移;火焰发展阶段时,传播速度与拉伸率基本呈一次函数的关系;当火焰半径增大到30 mm时,容弹内温度压力急剧上升和变化,导致火焰受压力拉伸影响较大^[13],见图7。因此数据处理中,需要排除温度和压力对火焰的影响,选择火焰半径为6~30 mm的试验数据计算层流燃烧速度。

2.2 当量比对层流燃烧的影响

混合气温度400 K,初始绝对压力为0.1 MPa,

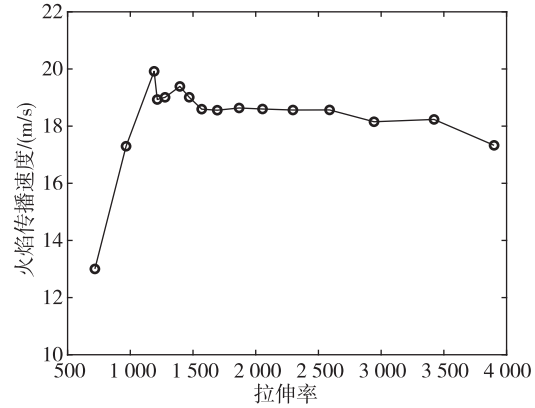
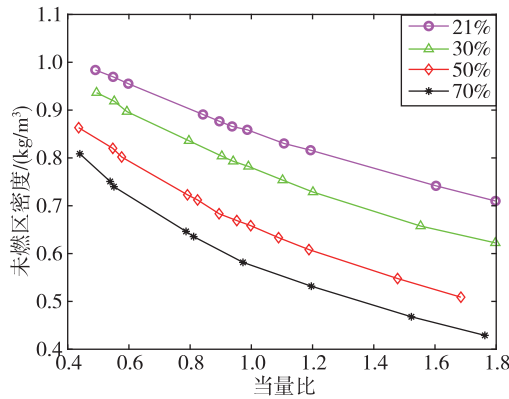


图7 传播速度随火焰拉伸率变化曲线

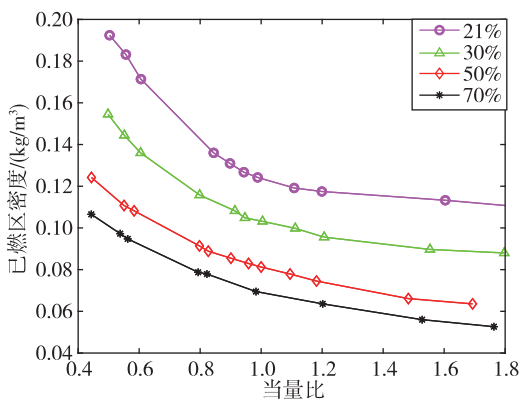
Fig. 7 Propagation speed with flame stretch rate

根据氧浓度和当量比配备不同的混合气体。图8表示随着氧浓度和当量比的增加,已燃区和未燃区的密度都逐渐减小,下降的速度逐渐趋于稳定,当量比1.1左右时未燃区密度与已燃区密度比达到最大值。

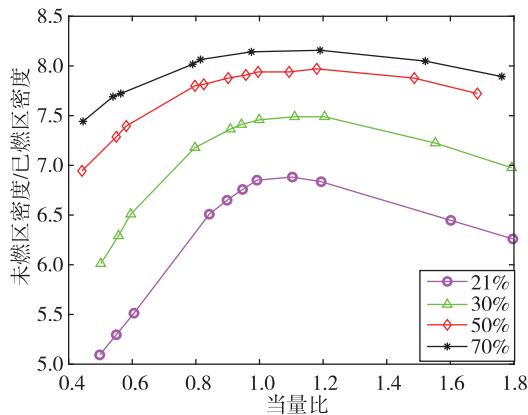
图9(a)是不同氧气浓度马克斯坦长度随当量比变化曲线。 L_b 随着当量比的增加逐渐增大,火



(a) 未燃区密度 ρ_u 随当量比变化曲线



(b) 已燃区密度 ρ_b 随当量比变化曲线



(c) 密度比 ρ 随当量比变化

图8 ρ_u, ρ_b, ρ 随当量比变化曲线

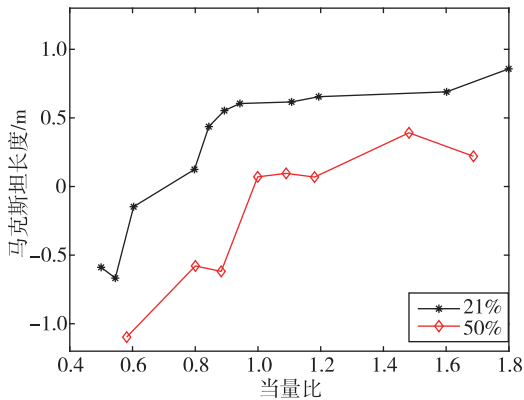
Fig. 8 ρ_u, ρ_b, ρ to equivalent ratio change curves

焰逐渐趋于稳定。21%浓度下，当量比大于 0.6 时 L_b 大于 0，此时火焰趋于稳定；50%浓度下，当量比大于 1 时 L_b 才大于 0。可以看出，随着氧气浓度的逐渐增大，氢氧火焰的稳定性变差。初步估计，对于纯氢氧燃烧，氢氧混合质量比大于 2 时，燃烧火焰才能趋于稳定。

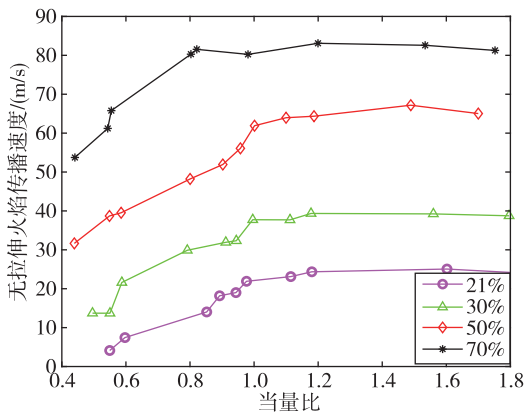
图 9 (b) 为不同氧气浓度下无拉伸火焰传播速度随当量比曲线图。图 9 (c) 是不同氧气浓度层流燃烧速度随当量比变化曲线图。随着当量比的增加，燃烧速度逐渐增加。21%低氧气浓度下，当量比从 0.5 到 1.8，层流燃烧速度增大 2 m/s；70%高氧气浓度下，随当量比变化，层流燃烧速度增大 3.5 m/s。因此随着氧气浓度的增大，当量比对燃烧速度的影响程度逐渐增加。70%氧浓度下，层流燃烧速度在当量比为 0.8 以后就稳定在 10 m/s 左右，是 21%氧浓度层流燃烧速度的 4.5 倍。

2.3 氧气浓度对层流燃烧的影响

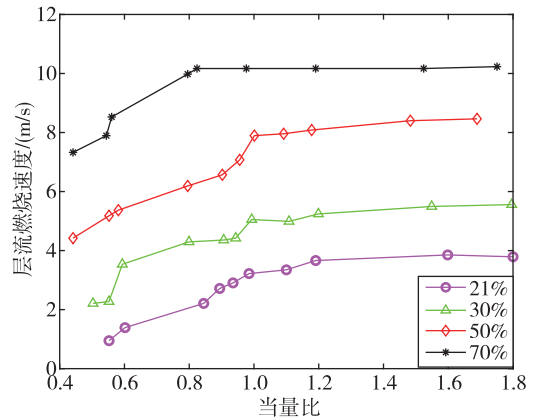
混合气温度 400 K，初始绝对压力为 0.1 MPa，根据氧浓度和当量比配备不同的混合气体。不同当量比下层流燃烧速度随氧气浓度变化曲线如图



(a) 马克斯坦长度随当量比变化曲线



(b) 无拉伸传播速度随当量比变化曲线



(c) 层流燃烧速度随当量比变化曲线

图 9 马克斯坦长度、无拉伸传播速度、层流燃烧速度随当量比变化曲线

Fig. 9 Markstein length, un-stretch flame speed, laminar burning speed to equivalent ratio change curves

10 所示。随着氧气浓度的增加，层流燃烧速度会呈线性成倍增加；但随当量比增大，变化的幅度会逐渐减小。当量比为 0.55 时，氧气浓度每增加 10%，层流燃烧速度增加 1.5 m/s；当量比为 1.2 时，氧气浓度每增加 10%，层流燃烧速度增加 1.3 m/s。随着当量比增大，层流燃烧速度的起点提高。不同当量比的层流燃烧速度随着氧气浓度增加逐渐趋于一致。

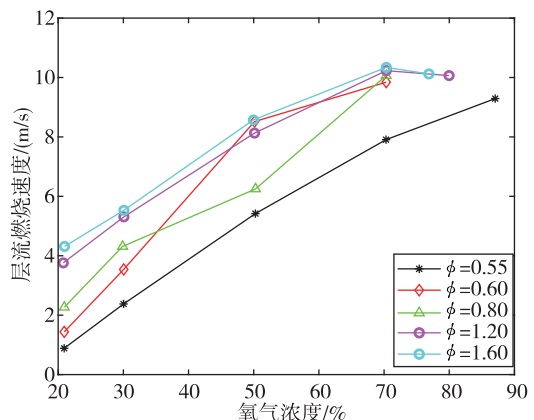


图 10 不同当量比下层流燃烧速度随氧气浓度变化曲线

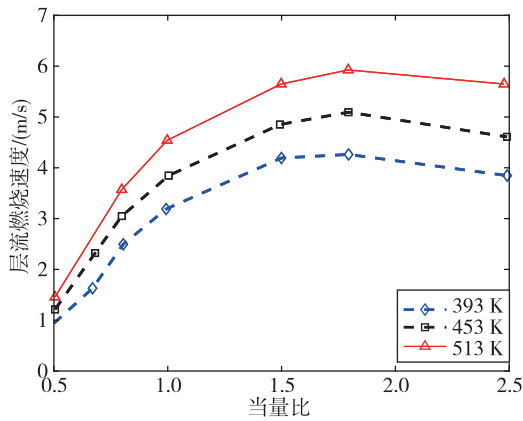
Fig. 10 Laminar burning speed to oxygen concentration change curves at different equivalent ratios

2.4 温度、压力对层流燃烧的影响

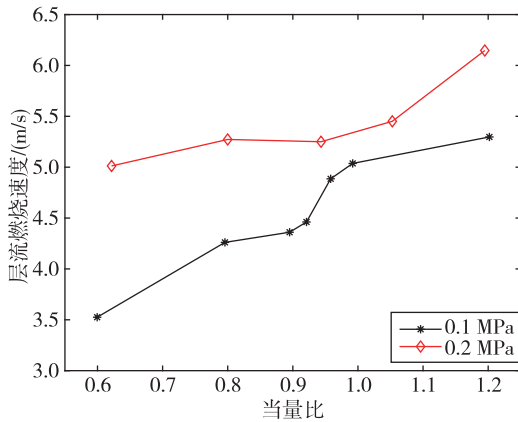
氧浓度 21%，混合气初始压力 0.1 MPa，在 393 K，453 K，513 K 这 3 个混合气温度下，不同当量比与层流燃烧速度关系如图 11 (a) 所示。当量比低于 1.8 时，层流燃烧速度随着当量比的增大

而迅速增大；当量比大于1.8时，层流燃烧速度随着当量比的继续增大略微减小。

氧气浓度30%，混合气温度400 K，不同压力条件下当量比与层流燃烧速度关系如图11(b)所示。随着压力的增加，层流燃烧速度也相对增大；当量比小时层流燃烧速度增大幅度较大，随着当量比的提高，压力对层流燃烧速度的影响变小。



(a) 不同温度



(b) 不同压力

图11 不同温度、压力初始条件下层流燃烧速度随当量比变化曲线

Fig. 11 Laminar burning speed to equivalent ratio change curves at different temperatures and pressures

3 结束语

氢、氧气空气混合气在定容燃烧器内燃烧过程中球形火焰形成至胞状物形成之间可以认为是

层流火焰。氢氧混合当量比大于2时，燃烧火焰趋于稳定。随着当量比的增加，层流燃烧速度逐渐增加。随着氧气浓度增大，层流燃烧速度会呈线性成倍增加；但随当量比增大，变化幅度会逐渐减小。在70%氧浓度下，层流燃烧速度在当量比为0.8以后就稳定在10 m/s左右，对内燃机燃烧控制尤其是点火提前角带来极大难度。因此，航天用氢氧内燃机宜采用大于2的当量比。

参考文献

- [1] 胡伟峰, 申麟, 杨建民, 等. 低温推进剂长时间在轨的蒸发量控制技术进展[J]. 导弹与航天运载技术, 2009(6): 28-34.
- [2] 张万旋, 李锦江, 张楠. 氢氧上面级集成流体系统静态特性研究[J]. 航天制造技术, 2019(3): 14-20.
- [3] 吴胜宝, 申麟, 董晓琳, 等. 低温推进剂在轨贮存与管理方案研究[J]. 载人航天, 2017, 23(3): 365-369.
- [4] 侍野, 唐一华, 刘畅, 等. 低温推进剂集成管理技术的发展与启示[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(2): 54-61.
- [5] 侍野. 低温推进剂集成管理方案研究[D]. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 2020.
- [6] 孙宁, 马凡华. 氢内燃机的发展现状和动向[J]. 车用发动机, 2006(2): 1-5.
- [7] 孙柏刚, 张冬生, 刘福水. 氢内燃机循环变动特性[J]. 燃烧科学与技术, 2013, 19(4): 311-316.
- [8] 李鹏飞. 火花塞预燃室对燃烧加速作用的试验研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2018.
- [9] 王超. 富燃氢气-空气湍流预混燃烧特性实验研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2017.
- [10] 周旋. 定容燃烧弹及其数据采集和控制系统的的设计[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.
- [11] 赵云, 喻炜, 杨磊, 等. 基于 Matlab 的边缘检测技术设计图像分类器的研究[J]. 青海大学学报(自然科学版), 2003, 21(4): 56-58.
- [12] 李福胜. 甲烷/氢气预混火焰传播及火焰锋面胞状结构特性研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2018.
- [13] 周康泉. 容弹上用定容法测量层流燃烧速度的研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2019.

引用格式: 张霞, 孙柏刚, 吴胜宝, 等. 氢氧内燃机增氧定容燃烧特性研究[J]. 宇航总体技术, 2024, 8(3): 68-74.

Citation: Zhang X, Sun B G, Wu S B, et al. Study on oxygen-enhanced constant volume combustion characteristics of hydrogen-oxygen internal combustion engine [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2024, 8(3): 68-74.