

文章编号: 1000-8055(2008)05-0858-07

尾缘吹气稳定器缝宽对燃烧性能影响的试验

杨 阳, 马文杰, 樊未军, 岳 明, 杨茂林
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 为了探讨尾缘射流出口缝宽对燃烧性能的影响, 在来流 $\lambda_m = 0.1, 0.18, 0.25$ 和 $T_m = 573, 673, 773$ K 状态条件下, 分别对缝宽为 1, 2, 4 mm 的尾缘吹气式稳定器和 V 型稳定器的燃烧性能进行了试验研究, 对比分析了它们的贫熄特性、温度分布和燃烧效率。燃烧试验结果表明缝宽对尾缘吹气式稳定器燃烧性能有明显影响。在本模拟条件下, 缝宽较窄的稳定器贫熄边界较宽, 缝宽为 1 mm 的尾缘吹气式稳定器贫熄边界最宽; 从出口温度分布可以看出, 缝宽小的尾缘吹气式稳定器高温区域较大; 缝宽较小的稳定器燃烧效率较高, 缝宽 1 mm 的稳定器燃烧效率最高。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 火焰稳定器; 气动稳定; 加力燃烧

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

Experimental on the effects of jet exit width on EBMC flameholders' combustion performance

YANG Yang, MA Wen-jie, FAN Wei-jun, YUE Ming, YANG Mao-lin
(School of Jet Propulsion, Beijing University of
Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To study the effects of jet exit width on the combustion performance, the combustion performance of edge blowing mixture curtain flameholders (EBMC) and a V gutter with 1mm, 2mm or 4mm jet exit width was investigated experimentally under $\lambda_m = 0.1, 0.18, 0.25$ and $T_m = 573$ K, 673 K, 773 K condition, and the lean limit of the flame stabilization, temperature distribution and combustion efficiency of flameholders were compared and analyzed. The results of combustion experiments show that jet exit width affect EBMC flameholders combustion performance evidently. Under the simulation condition, the lean limit of the flame stabilization is wider when jet exit width is narrower, so lean limit of the flame stabilization of 1mm jet exit width EBMC is widest. The temperature distribution of flameholders shows that high temperature area of narrow jet exit EBMC flameholders is bigger. And combustion efficiency is higher when flameholders jet exit width is narrower, so combustion efficiency of 1mm jet exit width EBMC is highest.

Key words: aerospace propulsion system; flame holder; aerodynamic stabilization; afterburning

火焰稳定器是高速气流中稳定燃烧必不可少的部件, 是加力燃烧室和冲压发动机燃烧室的基本组件, 加力燃烧室和冲压发动机燃烧室的性能

好坏与稳定器密切相关。加力燃烧室几十年的发展中, 提出和使用各种各样的稳焰装置。主要形式有: V 型火焰稳定器、蒸发式火焰稳定器^[1]、沙

收稿日期: 2007-04-30; 修订日期: 2008-03-20

作者简介: 杨阳(1976-), 江苏省武进人, 博士, 主要从事水煤浆燃烧方向。

丘稳定器^[2]、双 V 型稳定器^[3]和气动稳定器^[4-6]。

为适应发展下一代先进推进系统高效低阻稳定器的需要,北航提出了尾缘吹气式火焰稳定器^[7-8]。该稳定器既是气动与机械式结合的稳定器,又属于喷油稳定一体化的稳定器。以前的试验研究表明,不加力时,由于小槽宽和流线形头部,因而阻力很小。加力时,改变吹气,可使回流区大小改变,火焰扩张角改变。吹气中供油,点火非常容易,燃烧效率显著提高。文献[9]探讨了来流 573 K,50 m/s 条件下,连续长缝、不连续宽缝、均布圆孔三种不同喷口形状的尾缘吹气式稳定器对燃烧性能的影响。

本文在已有的工作基础上,模拟加力进口来流 $\lambda_m = 0.1, 0.18$ 和 0.25 , $T_m = 573, 673$ 和 773 K 状态下,进行尾缘吹气稳定器缝宽对燃烧性能的影响。尾缘稳定器内供油量 $\dot{m}_t$ 为 14 g/s 来模拟局部加力供油。作为对比的 V 形稳定器,由前方直射式喷油杆供油,供油量 $\dot{m}_t$ 也为 14 g/s 。根据文献[9]稳定器尾缘吹气当量比接近 3 时,燃烧效率最高。同时为了面向应用,又须将吹气量控制在来流 2% 以内。因此在试验中选定稳定器内部供气量 $\dot{m}_{aj}$ 为 30 g/s 。供气温度 T_{aj} 为 300 K 。通过研究不同来流速度下和不同来流温度下,稳定器缝宽对贫油熄火、出口温度分布和燃烧效率的影响,得出尾缘吹气式稳定器缝宽在试验条件下的性能特性。

1 试验件参数

为了面向工程应用,将尾缘吹气式稳定器流向长由以前的 90 mm 缩减为 60 mm,缩小稳定器体积,减轻稳定器重量。采用了新型气动喷油杆为稳定器供气供油。稳定器结构和喷油布置方案如图 1 所示。稳定器前部为子弹头型,减小流动阻力,后挡板为直板。稳定器尾缘形成吹气窄缝,前部形成的内腔为混合室,气动雾化喷油杆放置其中。气动雾化喷油杆结构如图 2 所示,扁杆上沿

轴向均匀排布 3 个气动雾化喷嘴。每个气动雾化喷嘴,是由 1 个 $\phi 0.5\text{ mm}$ 的喷油孔和 4 个 $\phi 1.5\text{ mm}$ 气孔组成。与以前的喷油杆相比,气孔直径由 2.5 mm 减小到 1.5 mm ,这使得尾缘吹气式稳定器供气量减少了将近 60%,同时仍然能够保证一定的雾化效果。加力时燃油液雾与空气在混合室形成的油气混气由稳定器尾缘窄缝吹出形成气动稳定,扩大了回流区。为了研究缝宽对尾缘吹气式稳定器的影响,设计了 A、B、C 三种稳定器,其缝宽分别为 1, 2, 4 mm。同时设计了常规 V 型稳定器 D 进行对比试验。由直射式喷油杆在前方距离其尾部 250 mm 处供油。直射式喷油杆上沿轴向均匀排布 3 个直径为 0.5 mm 的喷油孔。四种稳定器结构参数如表 1 所示。

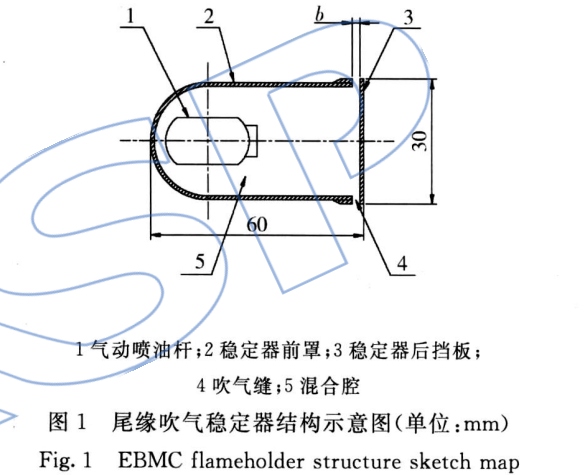


图 1 尾缘吹气稳定器结构示意图(单位:mm)
Fig. 1 EBMC flameholder structure sketch map

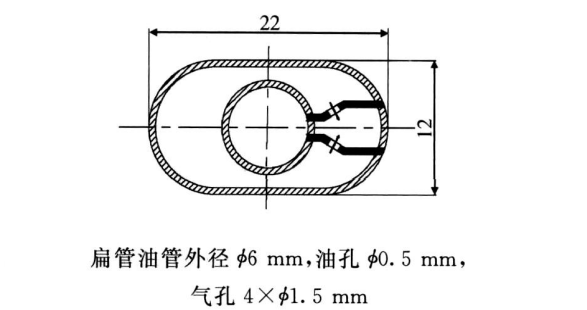
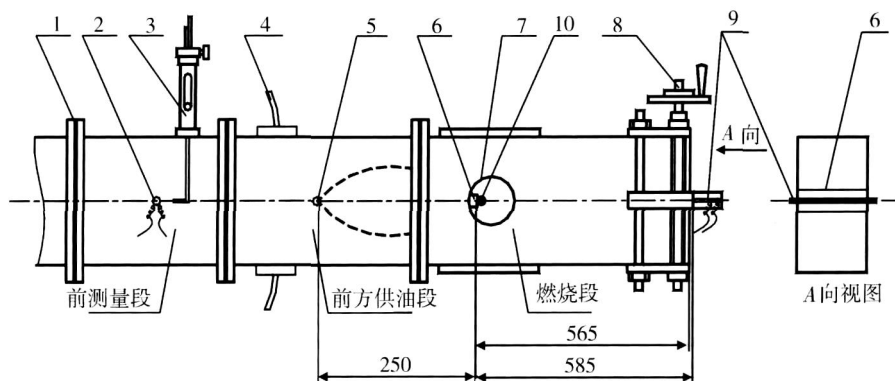


图 2 气动喷油杆截面结构简图(单位:mm)
Fig. 2 Cross section sketch map of air atomization nozzle

表 1 稳定器结构参数表						
Table 1 Flameholders structure parameter						
编号	类型	流向长 L/mm	槽宽 H/mm	展向长 l/mm	缝宽/ mm	头部
A	尾缘吹气式	60	30	170	1	半圆形(R15 mm)
B	尾缘吹气式	60	30	170	2	半圆形(R15 mm)
C	尾缘吹气式	60	30	170	4	半圆形(R15 mm)
D	常规 V 型	60	45	170	无	顶角 30° V 形



1 整流网板; 2. 热电偶; 3 总静压探针; 4 静压探针; 5 前喷油杆; 6 火焰稳定器
7 观察窗; 8 位移机构; 9 测量靶子(总温总压组合探针); 10 点火电嘴

图3 试验段结构示意图(单位:mm)

Fig 3 Experiment segment structure sketch map

2 试验设备、测量系统和试验参数

燃烧试验在北航二元加力燃烧试验台上进行. 试验台由供气系统、供油系统、预加热系统、试验段和测量系统组成, 如图3所示.

供气系统: 分为主路供气和稳定器内供气两部分. 主路供气由压气机、储气罐等组成的暂冲气源供气. 预加热系统: 由三台 VK1 型单管燃烧室加热器组成, 直接加热最高可模拟高达 773 K 的进口温度. 试验段: 包括前测量段、前方供油段和燃烧段, 总长为 1 600 mm, 300 mm × 170 mm 的矩形通道.

测量系统由测压、温测、流量的探头/传感器, 位移机构扫描器, 采集器及数据处理和显示器等组成. 加热器后气流温度由 3 支 K 型热电偶测量. 加力进口温度由 1 支可移位的 K 型热电偶测量. 加力出口燃气温度由气冷组合由总温总压靶的 P 型热电偶测量. 试段进口来流速度由移位总静压探针测量(经整流网格后流速不均匀度为 2%), 管道静压经 4 个侧壁静压孔由 U 型水排平均来测量. 加力出口截面总压由气冷组合总温总压靶的 6 点总压管用水排测量出口截面, 误差小于 1%. 稳定器内的供气供油和稳定器前方的供油均由涡轮流量计和压力表测量. 试段出口参数总温总压由气冷组合总温总压靶通过沿纵向的移动扫描来测量, 并按质量平均计算确定出口截面的平均总压和平均总温. 根据测量数据分析稳定器的流阻损失、燃烧稳定边界、燃烧效率.

3 试验结果及分析

本文在二元加力试验台上对不同缝宽的尾缘吹气式稳定器进行了燃烧试验, 探讨了缝宽对尾缘吹气式稳定器燃烧性能的影响, 同时和普通槽宽 50 % V 型稳定器进行了对比性燃烧试验. 以下各图图标 A, B, C, D 分别代表四种稳定器方案.

3.1 贫熄边界

本研究确定贫熄边界的方法是保持来流条件不变, 在一定的稳定器吹气量下, 点火燃烧后, 逐渐减小供油量, 直至熄火发生. 按熄火前瞬间记录的油气参数作为贫熄点参数, 确定贫油熄火时加力当量比 $\phi_b = \left[\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_m + \dot{m}_{aj}} \right] L_0$, $\dot{m}_m$ 为来流空气量, $\dot{m}_f$ 为加力段供油量, $\dot{m}_{aj}$ 为尾缘射流空气量. 为了探讨缝宽对贫熄边界的影响, 因此保持射流气量 $\dot{m}_{aj}$ 为 30 g/s 来孤立影响因素, 以便探讨缝宽对贫熄边界的影响.

图4所示为在来流 $T_m = 573$ K 下, 不同缝宽的尾缘吹气稳定器其贫熄边界随来流速度的变化特性. 稳定器 A, B, C 采用气动喷油杆供油供气, 稳定器 D 采用直射式喷油杆供油. 从图中可以看出, 随着缝宽减小, 尾缘吹气式稳定器的贫熄边界变宽. 当缝宽为 1 mm 时, 尾缘吹气式稳定器的贫熄边界大于槽宽 50 % 的 V 型稳定器.

图5所示为在 $\lambda_m = 0.18$ 下, 不同缝宽的尾缘吹气稳定器其贫熄边界随来流温度的变化特性.

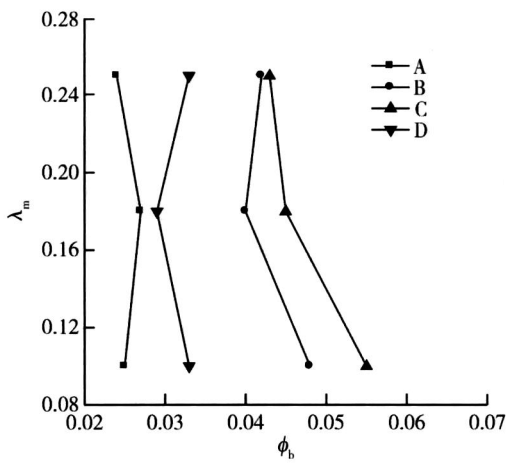


图 4 随来流速度系数变化,尾缘缝宽对稳定器贫熄边界的影响特性

Fig 4 Jet exit width effect the lean limit of the flame stabilization in different incoming velocity coefficient

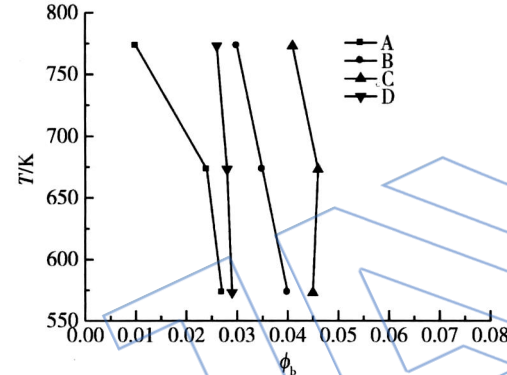


图 5 随来流温度变化,尾缘缝宽对稳定器贫熄边界的影响特性

Fig 5 Jet exit width effect the lean limit of the flame stabilization in different incoming flow temperature

从图中可以看出,随着温度提高,稳定器的贫熄边界均有所变宽,此时缝宽为 1 mm 的稳定器变宽趋势最为明显.随着缝宽减小,尾缘吹气式稳定器的贫熄边界变宽.当缝宽为 1 mm 时,尾缘吹气式稳定器的贫熄边界大于槽宽 50 % 的 V 型稳定器.

回流区、局部当量比和雾化质量都是影响贫熄边界的关键因素.尾缘吹气稳定器回流区大小和射流与来流动量比 $\dot{m}_{aj} V_{aj} / \dot{m}_m V_m$ 密切相关.在相同流量下,缝宽小流速高,缝宽 1 mm 时射流速度可达 75 m/s,动量比较高,回流区较大.根据回流区点燃模型理论,如果有足够时间加热点燃就可以燃烧稳定.而回流区增大,增大了燃料在高温区的停留时间,因此有利于拓宽贫熄边界.同时尾

缘吹气稳定器气动雾化提高燃油雾化质量,有助于降低回流区反应特征时间,从而拓宽贫熄边界.但是其尾缘燃油分布较为均匀,局部燃油当量比明显低于普通 V 型稳定器,使得贫熄边界变窄.因此当缝宽为 1 mm 时,尾缘吹气稳定器回流区较大、燃油雾化质量较高,贫熄边界优于尾缘缝宽 2 mm 和 4 mm 的稳定器和槽宽 50 % 的 V 型稳定器.而尾缘缝宽 2 mm 和 4 mm 的稳定器由于其回流区较小,尾缘燃油局部当量比较低的不利因素占据主导地位,因此贫熄边界反而不如槽宽 50 % 的普通 V 型稳定器.

3.2 出口温度场

通过对加力燃烧出口温度场的分析研究,有助于深入了解稳定器燃烧情况.高温区越宽,说明其火焰在有限距离内传播的越广;温度越高,说明燃烧反应越剧烈.同时对于加力燃烧,出口温度场高温区饱满也有助于推力提高.

图 6 所示为在来流 $\lambda_m = 0.1$, $T_m = 573$ K 下,试验段出口中截面温度分布图.从图中可以看出,与 V 型稳定器相比,尾缘吹气式稳定器温度场高温区更宽,温度更高.

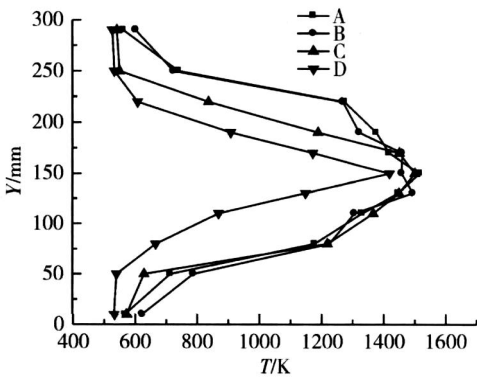


图 6 在来流 $\lambda_m = 0.1$, $T_m = 573$ K 下,试验段出口中截面温度分布图

Fig 6 Temperature distribution map of experiment segment lengthwise section ($\lambda_m = 0.1$, $T_m = 573$ K)

这说明尾缘吹气稳定器将气动雾化的油气混气从尾缘横向射入主流,从而使得火焰面更宽,燃烧更加充分.同时尾缘吹气式稳定器气动雾化使得燃油雾化质量更好,反应更加充分,造成出口温度大为提高.稳定器 A、B 相比 C,高温区更宽,可见由于 1、2 mm 射流速度较高,更有利于火焰面

的扩大,加强燃烧.

图 7 所示为在来流 $\lambda_m = 0.18$, $T_m = 573$ K 下,试验段出口中截面温度分布图.与 V 型稳定器相比,尾缘吹气式稳定器温度场高温区仍然更高.

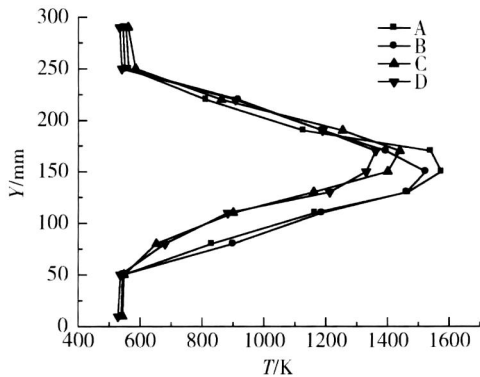


图 7 在来流 $\lambda_m = 0.18$, $T_m = 573$ K 下,试验段出口中截面温度分布图

Fig. 7 Temperature distribution map of experiment segment lengthwise section ($\lambda_m = 0.18$, $T_m = 573$ K)

图 7 与图 6 对比可以看出,随着来流速度增加,高温区集中在中心区域,这是由于尾缘吹气式稳定器吹出的气帘被高速来流所挤压,使得燃油相对集中在中心流发生反应.由于稳定器 C 的缝宽为 4 mm,射流动量较低,在较高速度来流下燃油穿透深度较低,使得其高温区和 D 型几乎相当,说明在 $\lambda_m = 0.18$ 来流下缝宽为 4 mm 的尾缘吹气式稳定器燃烧反应区域和槽宽大 50 % 的 V 型稳定器大体相当.而稳定器 A, B 缝宽较小,射流速度较高,射流动量较大,燃油穿透深度较高,从而高温区大于 C, D 型. A 型出口温度最高,说明缝宽较小更利燃油射流雾化,燃烧更加充分.

图 8 所示为在来流 $\lambda_m = 0.18$, $T_m = 773$ K 下,试验段出口中截面温度分布图.尾缘吹气式稳定器通过尾缘横向射流,可以增加燃油穿透深度,与更多的来流空气掺混反应.在尾缘吹气量一定条件下,缝宽较小的稳定器射流速度较高,射流动量较大,射流穿透深度也较大,尾缘气帘效应更加明显,因此 1 mm 缝宽的稳定器高温区最宽.同时射流速度提高,则出口射流的 Re 也变大,与主流掺混更加充分,使得湍流燃烧更加剧烈充分,因此稳定器 A 中心温度最高.

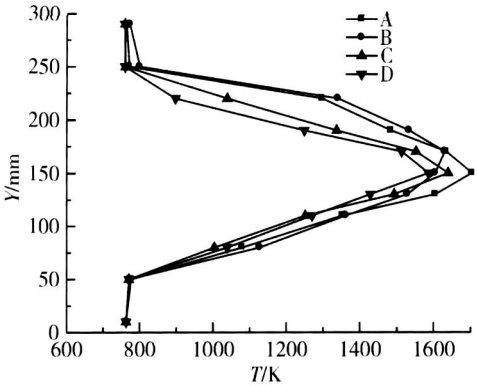


图 8 来流 $\lambda_m = 0.18$, $T_m = 773$ K 下,试验段出口中截面平均温度分布图

Fig. 8 Temperature distribution map of experiment segment lengthwise section ($\lambda_m = 0.18$, $T_m = 773$ K)

3.3 燃烧效率

本文采用焓增法确定燃烧效率.在燃烧稳定后,测取进口气流温度和总静压;燃油流量和初温;出口截面扫描测取燃气总温和总压.按质量平均确定出口截面气流的总焓.假定加力燃烧室进口为纯净空气,燃油的初焓取为标准温度下的焓值.在试验段出口截面位置的焓增燃烧效率为

$$\eta = \frac{\dot{m}_m(i_e^* - i_m^*) + \dot{m}_k(i_e^* - i_k^*) + \dot{m}_f(H_e - H_0)}{\dot{m}_f H_u}$$

对于液体燃料燃烧来说,来流速度增加,一方面减少了燃烧停留时间会导致燃烧效率降低,一方面会增大湍流提高湍流燃烧强度,同时有利于燃料液滴雾化,从而提高燃烧效率.因此燃烧效率是否提高,需要看这两个因素哪一方面更有优势.

如图 9 所示为在来流温度 573 K 下,不同缝宽的尾缘吹气稳定器其燃烧效率随来流速度的变化特性.从图中可以看出,随着缝宽减小,尾缘吹气式稳定器的燃烧效率提高.1 mm 尾缘吹气式稳定器燃烧效率随着来流速度提高进一步增大,与 2 mm 尾缘吹气式稳定器和 V 型稳定器相比,燃烧效率平均提高了 16 % 左右.

可见,在尾缘吹气量一定条件下,缝宽较小的稳定器射流速度较高,尾缘动量效应较明显,形成的回流区区域更大,延长了燃料在高温区停留时间,从而有利于燃烧.同时射流速度提高,有利于尾缘出口雾化.这是由于气动喷油杆喷出的液雾部分随气流从尾缘射出;部分会在后挡板撞击破

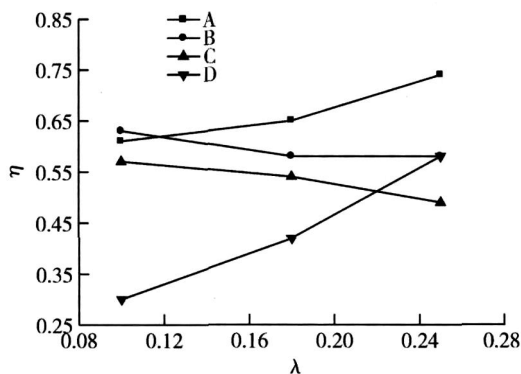


图 9 随来流速度系数变化,缝宽对稳定器燃烧效率的影响特性

Fig 9 Jet exit width effect the combustion efficiency with different incoming velocity coefficient

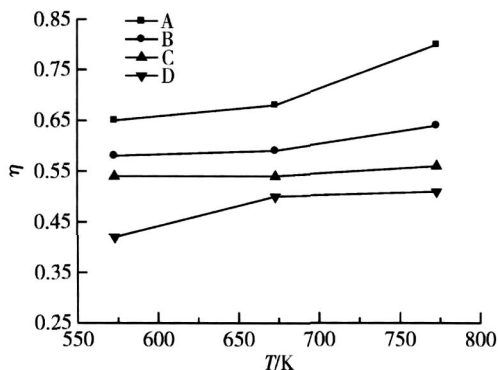


图 10 随来流温度变化,缝宽对稳定器燃烧效率的影响特性

Fig 10 Jet exit width effect the combustion efficiency with different incoming temperature

碎;部分会在后挡板形成液膜,将在尾缘进行二次雾化.根据韦伯准则 $We = \frac{\rho_a v_a^2 d_0}{\sigma}$,气动力和气流速度平方成正比,尾缘的高速气流将使得大液滴破碎雾化,同时流速高也有利于液膜剪切失稳雾化,这有助于燃油在短距离内迅速燃烧放热.因此 1 mm 缝宽的稳定器燃烧效率最高.但是当来流速度系数 $\lambda_m = 0.1$ 时,稳定器 A 射流与来流动量相比,射流动量过高,穿透深度过大,导致相当一部分燃料偏离中心高温区域过远,和高温区接触时间过短,难以被点燃燃烧,从而使得稳定器 A 的燃烧效率反而不如稳定器 B.

提高来流温度一方面可以增强燃烧反应速度,从而提高燃烧效率,一方面采用燃烧室加热方法,提高温度会降低来流含氧量会降低燃烧反应速率.同时在 λ_m 一定下提高温度会增大来流速度,缩短在高温区的停留时间,会降低燃烧效率.因此燃烧效率是否提高,需要看这两个因素哪一方面更起主导作用.

图 10 为在来流速度系数 $\lambda_m 0.18$ 下,不同缝宽的尾缘吹气稳定器其燃烧效率随来流温度的变化特性.由图可见由于来流温度提高,使得稳定器的燃烧反应加剧,稳定器燃烧效率都有所提高.随着缝宽的减小,尾缘吹气式稳定器燃烧效率增大.在来流温度为 773 K 下,缝宽 1 mm 稳定器比 2 mm 燃烧效率高 16%,与槽宽大于其 50% 的 V 型基准稳定器相比,燃烧效率提高了 29%.

4 结 论

在来流 $\lambda_m = 0.1, 0.18, 0.25$ 和 $T_m = 573, 673, 773$ K 的状态条件下,分别对不同缝宽尾缘吹气式稳定器和槽宽大 50% V 型稳定器进行了燃烧性能试验研究.试验结果表明缝宽对尾缘吹气式稳定器燃烧性能有明显影响,在本模拟条件下可以看出:

1) 缝宽较窄的稳定器,贫熄边界较宽.随着来流速度系数增大,缝宽为 1 mm 的稳定器具有更宽的贫熄边界,同时也大于槽宽大 50% 的 V 型稳定器.随着来流温度增加,缝宽为 1 mm 的稳定器贫熄边界变宽趋势更加明显;

2) 缝宽为 1 mm 和 2 mm 的稳定器出口温度分布的高温区域宽于缝宽为 4 mm 和槽宽大 50% 的 V 型稳定器;

3) 缝宽较窄的稳定器,燃烧效率较高.随着来流速度变大,缝宽为 1 mm 的稳定器燃烧效率优于其他稳定器,在 $\lambda_m = 0.25, T_m = 573$ K 时燃烧效率比 2 mm 缝宽的稳定器高 16%.随着来流温度增加,缝宽为 1 mm 的稳定器燃烧效率优于其他稳定器,在 $\lambda_m = 0.18, T_m = 773$ K 时燃烧效率比 2 mm 缝宽的稳定器高 16%.

参考文献:

- [1] 王家骅. 蒸发式火焰稳定器的稳定机理研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1980, 12(01): 69-84.

WANG Jiahua. A mechanism of flame stabilization by

- means of vapour gutter in pre-mixed flow[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1980, 12(01): 69-84.
- [2] 宁晃,高歌. 沙丘驻涡火焰稳定性的理论及实验研究[J]. 工程热物理学报, 1982, 3(01): 89-95.
- NING Huang, GAO Ge. Theoretical and experimental study in stability of the barchan dune vortex flame[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1982, 3(01): 89-95.
- [3] 张洪滨,王纪根. 双V型火焰稳定器的研制和应用[J]. 推进技术, 1994, 6(3): 38-43.
- ZHANG Hongbin, WANG Jigen. Development and application of double v type flame stabilizer[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 6(3): 38-43.
- [4] Sridhara K, Chidananda M S, Paranjpe P A. Jet curtain flameholder for aircraft afterburners[R]. 78-GT-95.
- [5] Peck R E, Samuelsen G S. Generalized stability criteria for an opposed-jet flameholder[R]. AIAA 82-4229.
- [6] Sridhara K, Chidananda M S. Fresh mixture entrainment in a jet curtain flameholder[R]. Fifth International Symposium on Airbreathing Engines, February 1981.
- [7] 杨茂林,全中. 尾缘吹气式火焰稳定器试验研究[J]. 航空动力学报, 1998, 13(2): 185-188.
- YANG Maolin, QUAN Zhong. Experimental investigation on EBMC flameholder[J]. Journal of Aerospace Power, 1988, 13(2): 185-188.
- [8] 岳连捷,杨茂林. 尾缘吹气式火焰稳定器燃烧性能研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 345-349.
- YUE Lianjie, YANG Maolin. Research on combustion performance of the edge blowing mixture curtain flameholder[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 345-349.
- [9] 岳连捷,杨茂林. 火焰稳定器射流喷口形状对燃烧性能的影响[J]. 推进技术, 2003, 24(2): 169-171.
- YUE Lianjie, YANG Maolin. Influence of jet slot structure on combustion performance of novel jet flameholder[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(2): 169-171.