

文章编号: 1000-8055(2008)05-0851-07

尾缘吹气式稳定器后体角对 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: 通过数值模拟了后体角为 60° , 120° 和 180° 三种尾缘吹气稳定器的回流区, 试验测试了后两种稳定器的冷态雾化场、贫燃边界和燃烧效率, 从而研究了尾缘后体角改变对其燃烧性能的影响. 试验结果表明由于后体角直接影响回流区大小和雾化质量, 从而影响稳定器的燃烧性能. 燃烧试验表明 120° 尾缘吹气稳定器贫燃边界和燃烧效率优于后体角为 180° 的稳定器和槽宽大 50% 的 V 型稳定器.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 火焰稳定器; 气动稳定; 加力燃烧; 雾化测试

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

Experimental investigation on the effects of base plan angle on flameholders' combustion performance

YANG Yang, MA Wenjie, FAN Weijun, YUE Ming, YANG Maolin

(School of Jet Propulsion, Beijing University
of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The recirculating zone of edge blowing mixture curtain flameholders with base plan angle 60° , 120° and 180° was simulated numerically. An experimental investigation of the base plan angle 120° and 180° flameholders atomization, lean limit of the flame stabilization and combustion efficiency was conducted. So, the effects of angle variety of edge base plan on the combustion performance were studied. The test experiments show that, when the base plan angle is 120° , the lean limit of the flame stabilization is wider and combustion efficiency is superior to that of 180° and a V gutter. It is possible to apply in future afterburner.

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

众所周知, 火焰稳定装置是加力燃烧室的核心部件. 火焰稳定器设计的好坏, 直接关系到加力燃烧室的高效可靠工作以及整台发动机的性能. 对稳定器的设计 requirements 是加力点火容易, 稳定燃烧范围宽, 燃烧效率高, 流动损失小等. 几十年来发展了各种各样的火焰稳定器, 其性能各有千秋, 满足了发动机加力室的各种要求. 随着高性能发动机的发展, 需要有适应来流温度更高, 速度更快情

况下的高性能低阻稳定器. 北航在高性能推进系统预研中提出了尾缘吹气式稳定器, 它具有流线形头部, 槽宽小, 尾缘吹气并供油, 不加力时流阻很小, 加力时吹气扩大回流区, 是一种机械与气动稳定结合的稳定器. 初步试验表明尾缘吹气式稳定器是一种能稳定工作的可控高效低阻稳定器, 尾缘吹气并供油改善了燃烧区燃油浓度分布, 具有燃烧效率高的优点^[1]. 气动稳定的提出很早, 文

收稿日期: 2007-04-30; 修订日期: 2007-03-15

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的研究

献[2-4]曾对气动稳定器进行过研究,表明气帘扩大回流区,增加卷吸量,但尚未见实际应用。

文献[5]对直挡板(后体角 180°)的尾缘吹气式稳定器燃烧性能进行了分析研究,其试验结果表明尾缘吹气式稳定器燃烧效率优于槽宽大一倍的 V 型稳定器,具有最佳射流速度和最佳射流油气比。可见尾缘吹气式稳定器尾缘吹气参数对流动与燃烧具有明显影响。本文对尾缘吹气式稳定器进一步研究,主要通过改变稳定器后体角对原有稳定器进行了改进,并在接近应用条件下进行验证,探讨后体角变化对尾缘吹气式稳定器燃烧性能的影响。

1 稳定器结构参数

如图 1 所示,尾缘吹气式稳定器结构是前部为子弹头型壳体,减小流动阻力,后挡板为直板或 V 型板。稳定器尾缘形成吹气窄缝,前后部形成的内腔为混合室,气动雾化喷油杆放置其中。加力时雾化燃油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,扩大回流区。

稳定器流向长 L 为 60 mm,槽宽 H 为 30 mm,缝宽 B 为 2 mm,展向长 l 为 170 mm,后体角 α 为 120° 或者 180° (下文简称前者为稳定器 A,后者为稳定器 B),以前试验研究^[2-3]主要考虑后体角 α 为 180° 的情况。气动雾化喷油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 $\phi 0.5$ mm 的喷油孔和 4 个 $\phi 1.5$ mm 气孔组成。

如图 2 所示,C 型稳定器方案为普通 V 型稳定器,稳定器流向长 L 为 60 mm,槽宽 H 为 45 mm,顶角为 30° ,展向长 l 为 170 mm。由直射式喷油杆在前方距离稳定器尾部 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。

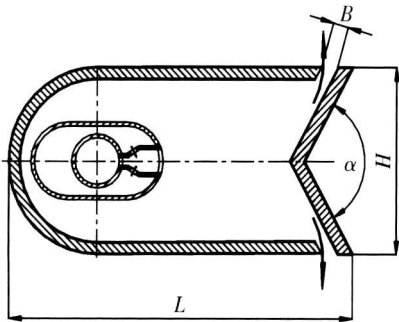


图 1 尾缘吹气式稳定器结构示意图
Fig 1 EBMC flameholder structure sketch map

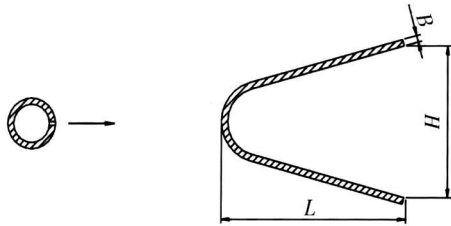


图 2 C 型稳定器方案示意图
Fig. 2 Flameholder C project sketch map

2 稳定器后体角的设计

稳定器后体角对稳定器结构强度、切向动量、回流区和尾缘吹气雾化都有明显影响。从材料力学结构强度考虑,后体角小于 180° 时其后挡板为 V 型,抗热应力强度远远高于直板,有利于实际工程应用。下面将探讨一下后体角对切向动量、回流区和尾缘吹气雾化的影响。

2.1 后体角对切向动量和回流区的影响

由于尾缘后体角度决定了尾缘射流速度矢量角度,因此对尾缘吹气动量效应有直接影响。如果单独考虑尾缘射流速度对来流的动量效应,那么基本上切向速度越大则尾缘射流气帘作用就越明显,相应的回流区也就越大,从这个角度考虑后体角为 180° 时尾缘切向动量达到最大,回流区区域也达到最大值。但是后体几何结构也直接影响回流区的形成发展。当后体角小于 180° 时,后挡板几何结构成 V 型有利于回流区内气流的循环流动,从而加大了回流区的长度。因此后体角对回流区的影响是双方面的,要结合具体实际情况来进行考虑。由于 CFD 软件对亚声速冷态流场的模拟计算已经比较成熟,可以作为工程设计的依据,因此采用数值模拟的方法来研究后体角对回流区的影响。

利用 Fluent6.1 CFD 软件采用 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型模拟在来流常压, $\lambda_w = 0.18$ $T_m = 300$ K 状态下,尾缘射流流量 $G_{aj} = 30$ g/s,后体角 α 为 60° , 120° 和 180° 尾缘吹气式稳定器的流场,如图 3 所示。由图 3 可以看出随着后体角变化,尾缘吹气式稳定器回流区经历了先增大后减小的变化。在尾缘后体角为 120° 时,回流区长度最长。后体角为 180° 时回流区长度略小,但尾缘处更加饱满。后体角为 60° 时回流区最小。因此选用后体角为 120° 和 180° 的尾缘吹气式稳定器作进一步对比试验研究。

2.2 后体角对尾缘吹气雾化影响的试验研究

对于尾缘吹气稳定器,内部喷油杆为气动雾

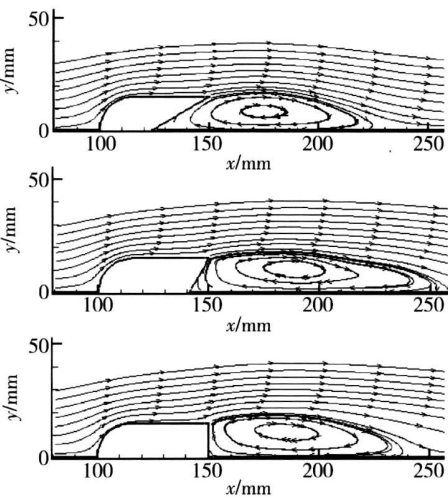


图 3 数值模拟在来流 $\lambda_m = 0.18$, $T_m = 300\text{ K}$ 状态下, 尾缘射流流量 $G_{aj} = 30\text{ g/s}$, 随着后体角的变化, 尾缘吹气式稳定器回流区的变化.

Fig 3 Numerical simulation recirculating zone of the EBMC flameholders base plan angle variety (incoming flow $\lambda_m = 0.18$, $T_m = 300\text{ K}$, edge blowing flux $G_{aj} = 30\text{ g/s}$)

化喷油杆. 喷出液体经气动雾化喷嘴一次雾化, 经腔内掺混后, 液雾和气流在稳定器长缝处射流而出, 形成二次雾化. 由于燃油雾化质量对燃烧有重要影响, 因此通过对尾缘雾化场的测试有助于对其燃烧性能进行分析.

在冷态下测试了后体角不同对尾缘吹气式稳定器初始雾化的影响. 如图 4 所示, 雾化实验在静止空气中进行, 采用 PDA 二维激光测雾仪测量稳定器尾缘出口初始雾化分布. 供气系统中的气源采用暂冲式气源. 高压气流通过减压阀被减压后, 通过压力表和浮子流量计进入喷油杆, 浮子流量计用来测量空气流量. 因为实验只研究稳定器尾缘出口的雾化场, 不涉及燃油的蒸发、燃烧, 所以实验中用水代替煤油, 用一个耐压水罐提供实验所需的液体工质. 为了保证实验中的液压稳定, 使用一个高压贮气瓶(最高压力 10 MPa)提供连续、稳定的压力, 用减压阀对液压进行调控.

试验的测试坐标如图 5 所示, 坐标原点 o 位于稳定器长缝的出口面中心, x 轴沿缝宽方向, y

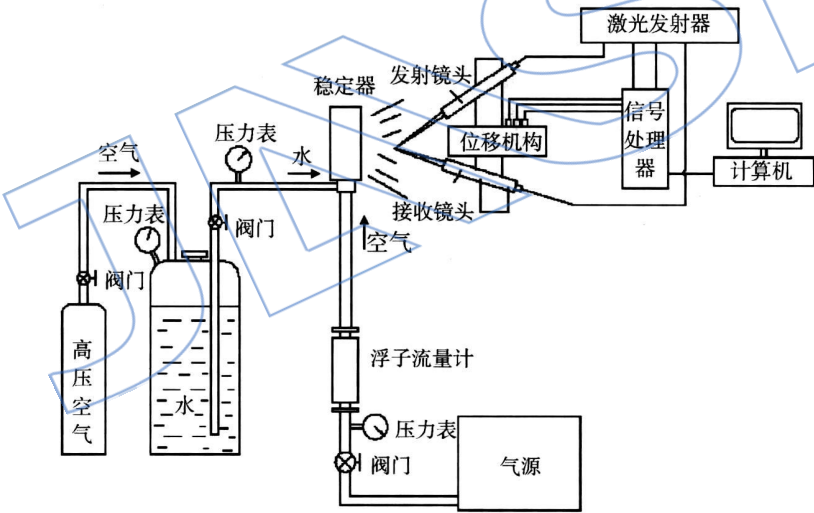


图 4 雾化实验装置示意图

Fig. 4 Atomization equipment sketch map

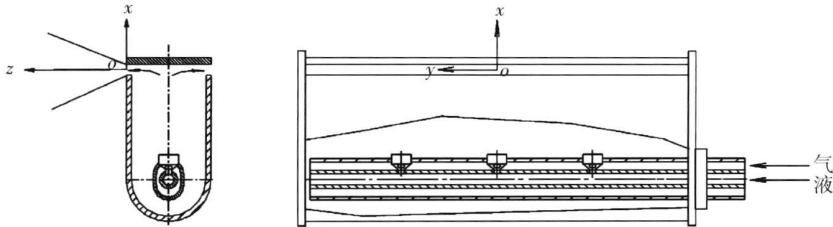


图 5 雾化测量坐标示意图

Fig 5 Atomization test coordinate sketch map

轴沿缝长方向. 可由计算机控制位移机构, 沿 x , y 方向分别进行自动测量. 测量的数据用 PDA 的专用软件进行处理.

试验选择某个典型工况(稳定器内喷油杆气压 0.4 MPa, 液压 0.6 MPa)进行了雾化测试, 其试验结果如图 6、图 7 所示.

图 6 所示为气压 0.4 MPa, 液压 0.6 MPa 时, A、B 型稳定器尾缘出口上方, $y = 0$, $z = 10$ mm 处 SMD 沿 x 方向的分布曲线. 由图可见后体角为 120° 的稳定器出口射流沿 x 方向分布的 SMD 较小. 经过计算, 在 $y = 0$, $z = 10$ mm 处, A 型稳定器出口沿 x 方向平均 SMD 为 $81\text{ }\mu\text{m}$, B 型为 $112\text{ }\mu\text{m}$.

图 7 所示为气压 0.4 MPa, 液压 0.6 MPa 时, A、B 型稳定器尾缘出口上方, $z = 10$ mm, x 为 5 mm 和 0(由于 A 喷口相对于 z 向有 30° 夹角, 所以 A 喷口射流中心 x 坐标需要偏移 5 mm)处 SMD 沿 y 方向的分布曲线. 由图可见后体角为 120° 的稳定器出口射流沿 y 方向分布的 SMD 较小. 经过计算, A 型稳定器出口沿 y 方向平均 SMD 为 $67\text{ }\mu\text{m}$, B 型为 $87\text{ }\mu\text{m}$.

A 型稳定器出口平均 SMD 比 B 型分别减少了 22.4% 和 23%, 由此可见 A 型稳定器出口射流雾化质量好于 B 型.

这是由于气动喷油杆喷出的液雾大部分随气流从尾缘射出; 部分会在后挡板撞击破碎; 部分会在后挡板形成液膜, 将在尾缘进行二次雾化. 后体角为 120° 比 180° 气流流动更加顺畅, 更多液雾从尾缘喷口直接射出. 而碰壁形成的液膜在气流作用下会展得更薄, 有利于二次雾化, 从而雾化质量更好.

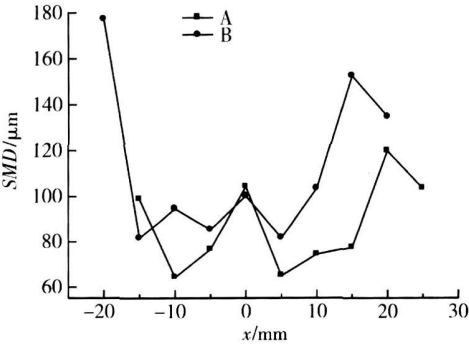


图 6 $p_a = 0.4\text{ MPa}$, $p_f = 0.6\text{ MPa}$, $y = 0$, $z = 10\text{ mm}$ 处 A、B 型稳定器 SMD 沿 x 方向的分布

Fig. 6 SMD distribution in x direction of flameholder A and B ($p_a = 0.4\text{ MPa}$, $p_f = 0.6\text{ MPa}$, $y = 0$, $z = 10\text{ mm}$)

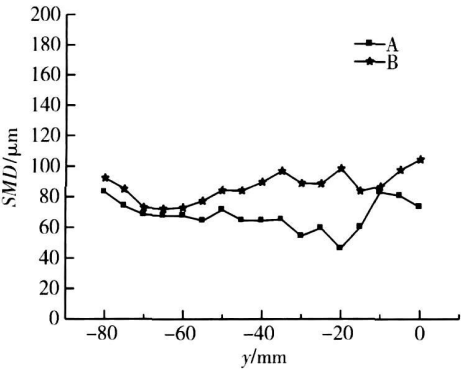


图 7 $p_a = 0.4\text{ MPa}$, $p_f = 0.6\text{ MPa}$, $x = 5\text{ mm}$ (A) 和 0(B), $z = 10\text{ mm}$ 处 A、B 型稳定器 SMD 沿 y 方向的分布

Fig 6 SMD distribution in y direction of flameholder A and B ($p_a = 0.4\text{ MPa}$, $p_f = 0.6\text{ MPa}$, $x = 5\text{ mm}$ (A) or 0(B), $z = 10\text{ mm}$)

3 后体角对稳定器燃烧性能影响的试验验证

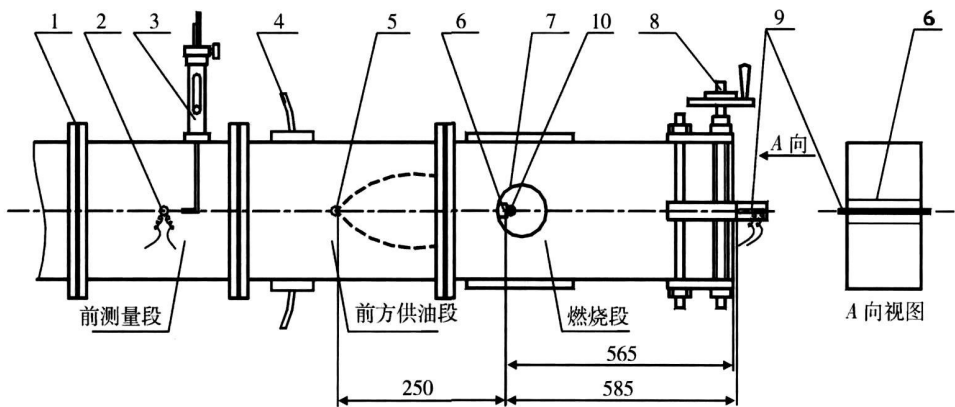
3.1 燃烧性能试验设备和测试系统

燃烧性能试验在如图 8 所示的二元加力燃烧试验台上进行. 试验由暂冲气源供气, 经稳定箱和整流网格使进口流场均匀. 3 台 VKI 单管加热器加热来流, 通过调节系统保持所需来流参数. 试段长 1 600 mm, 截面 300 mm $\times$ 170 mm 矩形通道, 试验段开有观察窗. 稳定器水平安装在试段管道中心, 其前缘与来流方向垂直. 高能电点火器安装于稳定器尾缘附近 10 mm 侧壁上.

气冷多点总温总压组合探针水平固定在试段出口截面,“扫描”测取出口测量截面上总温和总压分布(一般总温 45 点, 总压 54 点). 试段进口参数: $T =$ 室温 $\sim 773\text{ K}$, 压力 $p =$ 常压, 来流速度系数 $\lambda = 0.1\sim 0.25$; 稳定器内供气压力: $p = 0\sim 0.6\text{ MPa}$ (表压); 加力供油压力: $p = 0\sim 0.6\text{ MPa}$ (表压).

3.2 试验结果和分析

本文在二元加力试验台上模拟加力进口来流常压, $\lambda_m = 0.1, 0.18, 0.25$, $T_m = 573\text{ K}, 673\text{ K}, 773\text{ K}$ 状态下, 对不同后体角的尾缘吹气式稳定器进行了燃烧试验, 探讨了尾缘吹气稳定器后体角对燃烧性能的影响. 尾缘稳定器供油量模拟局部加力供油, 设为 $G_f = 14\text{ g/s}$. 根据文献[9]稳定器尾缘吹气当量比越接近 3 时, 燃烧效率越高. 因此在试验中稳定器供气量 G_{a1} 设定为气动喷油杆在试验条件下能达到的最大供气量 30 g/s, 小于



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 8 试验段结构示意图(单位: mm)

Fig 8 Experiment segment structure sketch map

来流 2% . 通过燃烧试验研究稳定器后体角不同对流阻特性、贫熄边界和燃烧效率的影响, 探讨尾缘吹气式稳定器后体角在试验条件下的性能特性, 并与槽宽大 50% 的 V 型稳定器进行性能相比. 以下各图图标 A, B, C 分别代表三种稳定器试验方案.

3.3 燃烧状态下流阻特性

如图 9 所示为在来流温度 $T_m=573\text{ K}$ 下, 三种尾缘吹气稳定器其总压恢复系数随来流速度的变化特性. 随着速度系数增大, 三种稳定器总压恢复系数减小, A 型稳定器高于 B 型, 略低于 C 型. 由于后体角变小, 使得切向动量减小, 有利于减少流阻. 因此减小后体角有利于减小燃烧状态下的流阻损失, 特别是在高流速下较明显.

如图 10 所示为在来流速度系数 $\lambda_m=0.18$ 下, 三种稳定器总压恢复系数随来流温度的变化

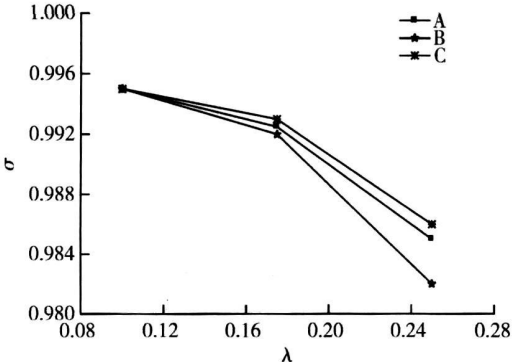


图 9 在 $T_m=573\text{ K}$ 时, 稳定器总压恢复系数随来流速度的变化($G_{aj}=30\text{ g/s}$, $G_f=14\text{ g/s}$)

Fig. 9 Total pressure comeback coefficient vary with different incoming flow speed
($T_m=573\text{ K}$, $G_{aj}=30\text{ g/s}$, $G_f=14\text{ g/s}$)

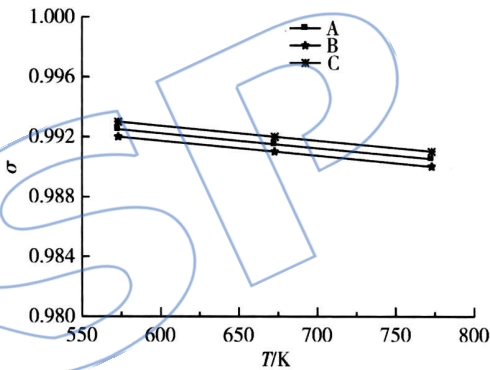


图 10 在 $\lambda_m=0.18$ 时, 稳定器总压恢复系数随来流温度的变化 $G_{aj}=30\text{ g/s}$ $G_f=14\text{ g/s}$

Fig 10 Total pressure comeback coefficient vary with different incoming flow temperature
($\lambda_m=0.18$, $G_{aj}=30\text{ g/s}$, $G_f=14\text{ g/s}$)

特性. 随着来流温度增大, 三种稳定器总压恢复系数有所减小. 三种稳定器流阻损失基本相当. A 型稳定器略高于 B 型, 略低于 C 型.

3.4 贫熄边界特性

图 11 所示为来流是常压、 $T_m=573\text{ K}$ 时, 三种稳定器的贫熄边界随来流速度的变化特性. 如图所示, 尾缘吹气稳定器后体角为 120° 的贫熄边界较宽. 同时, 随着来流速度的增加, 稳定器 A 的贫熄边界优势一直保持.

图 12 所示为来流是常压、 $\lambda_m=0.18$ 时, 三种稳定器的贫熄边界随来流温度变化的特性. 稳定器 A 的贫熄边界均好于槽宽比其大 50% 的 V 型稳定器.

按照回流区点燃模型理论^[3], 回流区燃烧产物起着点燃可燃燃气主流的作用. 对于 V 型稳定

器, 当来流速度增加, 回流区燃烧产物与主流燃气接触时间越来越短, 当其小于反应特征时间时候, 则发生熄火. 对于尾缘吹气稳定器, 通过尾缘吹气, 建立气帘, 从而扩大回流区, 提高停留时间, 从而扩大贫熄边界. 内置气动雾化燃油一方面可以提高雾化质量, 有助于降低回流区反应特征时间, 从而拓宽贫熄边界; 但另一方面则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, 从而使得贫熄边界变窄. 由图 3 可知稳定器 A 回流区较大, 由图 6、7 可知稳定器 A 雾化质量较高, 因此稳定器 A 的贫熄边界在三种稳定器中最宽. 稳定器 B 尽管也采用了尾缘吹气技术, 但是由于其回流区较小, 尾缘燃油分布均匀不利因素占据主导地位, 因此贫熄边界反而不如槽宽大 50% 的普通 V 型稳定器.

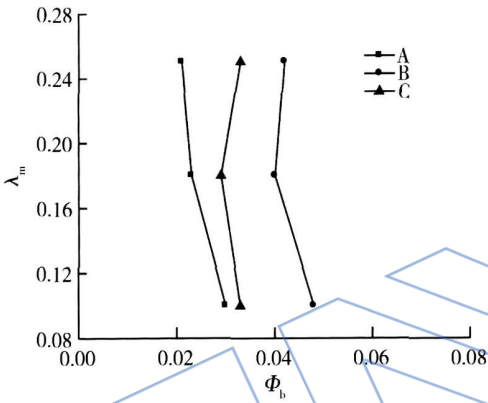


图 11 在 $T_m=573\text{ K}$ 时, 稳定器贫熄边界随稳定器来流速度系数的变化 ($G_{aj}=30\text{ g/s}$)

Fig. 11 Lean limit of the flame stabilization vary with different incoming velocity coefficient ($T_m=573\text{ K}, G_{aj}=30\text{ g/s}$)

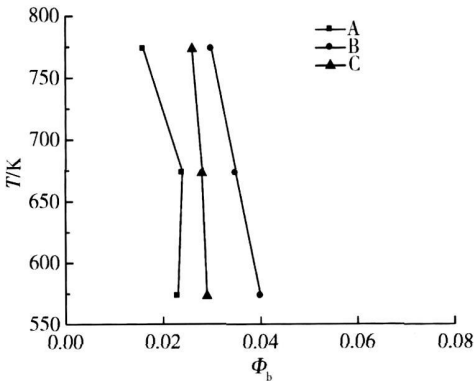


图 12 在 $\lambda_m=0.18$ 时, 稳定器贫熄边界随来流温度的变化 ($G_{aj}=30\text{ g/s}$)

Fig. 12 Lean limit of the flame stabilization vary with different incoming flow temperature ($\lambda_m=0.18, G_{aj}=30\text{ g/s}$)

3 5 燃烧效率

图 13 所示为来流是常压、 $T_m=573\text{ K}$ 时, 三种稳定器燃烧效率随来流速度的变化特性. 由图可见, 尾缘吹气稳定器燃烧效率均高于槽宽大 50% 的 V 型稳定器. A、B 型稳定器由于后体角不同而燃烧效率有较大差别, 可见由于后体角改变对于燃油雾化效果和回流区大小均有一定影响, 从而影响了稳定器的燃烧效率. 在 $T_m=573\text{ K}$, $\lambda_m=0.18$ 时, A 型稳定器燃烧效率比 B 型和 C 型分别高出 8% 和 24%.

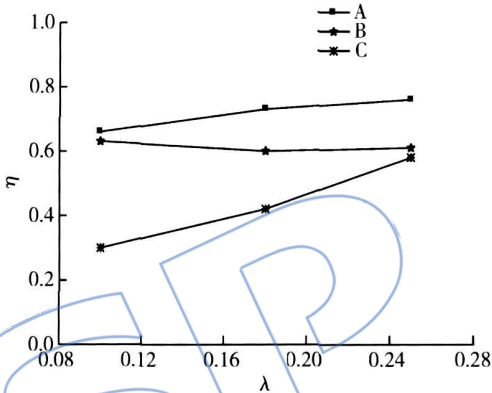


图 13 在 $T_m=573\text{ K}$ 时, 稳定器燃烧效率随来流速度系数的变化

Fig. 13 Combustion efficiency variety with different incoming velocity coefficient ($T_m=573\text{ K}$)

来流速度增加一方面缩短停留时间不利于燃烧, 另一方面提高湍流度, 增强燃烧反应物掺混, 燃油在来流中破碎雾化被加强, 从而有利于燃烧. 尾缘吹气稳定器由于采用了气动雾化的方法, 在尾缘处喷射的油汽混气中燃料液滴明显小于直射式喷嘴杆, 油气分布更加均匀合理, 在有限距离内燃烧效率大为提高, 因此优于槽宽大 50% 的 V 型稳定器. A 型后挡板有利于回流区形成发展和燃油雾化. 因此 A 型稳定器燃烧效率高于 B 型和 C 型.

图 14 所示为来流是常压、 $\lambda_m=0.18$ 时, 三种稳定器燃烧效率随来流温度的变化特性. 如图所示尾缘吹气稳定器燃烧效率依旧高于普通 V 型稳定器, A 型稳定器优于 B 型稳定器.

因为采用燃烧方式加热来流一方面升高温度有利于燃烧, 同时也降低了来流的含氧量不利于燃烧. 同时保持速度系数 λ 一定时, 随着来流温度的升高, 气体来流速度升高, 则停留时间缩短不利于燃烧. 尾缘吹气稳定器凭借气动雾化和气动稳焰的双重手段, 使得其燃烧效率高于槽宽比它大

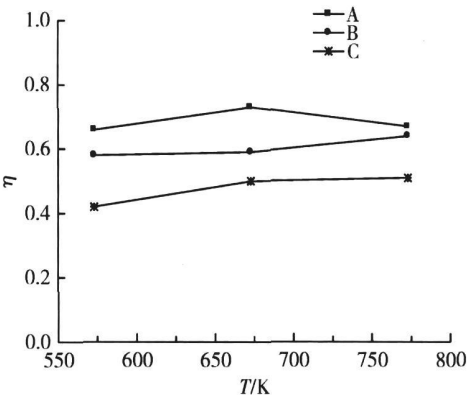


图 14 在 $\lambda_m = 0.18$ 时, 稳定器燃烧效率
随来流温度的变化

Fig 14 Combustion efficiency variety with different
incoming temperature ($\lambda_m = 0.18$)

50% 的普通 V 型稳定器. 在温度升高情况下, A 型稳定器依靠结构取得的回流区和雾化优势有所减弱. 在 $T_m = 773\text{ K}$, $\lambda_m = 0.18$ 时, A 型稳定器燃烧效率比 B 型和 C 型分别高出 3% 和 16%.

4 结 论

本文在模拟工况下对不同后体角的尾缘吹气稳定器的流动雾化和燃烧性能进行了计算分析与试验研究, 结果表明:

- 1) 尾缘吹气稳定器后体角对尾缘射流液雾的 SMD 有一定影响. 在静态试验条件下, 后体角为 120° 的尾缘射流液雾 SMD 小于后体角为 180° 的稳定器, 小了约 22%, 雾化质量较好, 有利于燃烧;
- 2) 尾缘吹气稳定器后体角加力不工作时无影响, 加力工作时有影响. 在试验条件下, 后体角为 120° 的尾缘吹气稳定器流阻损失更小, 在高流速下较明显;
- 3) 尾缘吹气稳定器后体角影响稳定器的贫

熄边界. 在试验条件下, 后体角为 120° 的尾缘吹气稳定器贫熄边界更宽, 优于后体角为 180° 的和槽宽大 50% 的 V 形稳定器;

4) 尾缘吹气稳定器后体角影响稳定器的燃烧效率. 在试验条件下, 后体角为 120° 的尾缘吹气稳定器燃烧效率更高. 在常压, $\lambda_m = 0.18$, $T_m = 573\text{ K}$ 状态下, 后体角为 120° 的稳定器燃烧效率比 180° 的稳定器高 8%, 比槽宽大 50% 的 V 形稳定器高 24%.

试验表明, 尾缘吹气稳定器后体角对稳定器的燃烧性能有重要影响, 后体角为 120° 具有流阻损失更小, 贫熄边界更宽, 燃烧效率更高的优势, 具有在先进加力燃烧室应用的前景.

参考文献:

[1] 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.

[2] Majumdar S, Bhaduri D. On recirculating flow in an opposed jet flame holder[J]. Applied Mathematical Modelling, June 1981, 5: 179-184.

[3] Sridhara K, Chidananda M S. Fresh mixture entrainment in a jet curtain flameholder[R]. Fifth International Symposium on Airbreathing Engines, February 1981.

[4] Peck R E, Samuelsen G S. Generalized stability criteria for an opposed jet flameholder[R]. AIAA 82-4229.

[5] 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 flame holder[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 345-349.

[6] 周力行. 燃烧理论和化学流体力学[M]. 北京: 科学出版社, 1986: 304-318.