

文章编号: 1000-8055(2009)05-1011-05

离心力场下 V 型火焰稳定器火焰稳定性的研究

安 帅, 林宇震, 张 弛, 郭新华

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 考察离心力场下 V 型火焰稳定器的火焰稳定性, 通过弯曲管道模拟离心力场下的燃烧条件进行实验, 利用数值模拟对冷态流场进行模拟作为辅助分析工具, 并且和相同条件下直管内的燃烧特性进行比较. 结果表明, 由于弯曲管道和离心力场影响了火焰稳定器后的流场导致低速回流区产生畸变, 回流量减小, 离心力场下 V 型火焰稳定器火焰稳定性相比常重力场下较差. 而贫油熄火极限随着离心力加速度系数 G 的增大而减小.

关 键 词: 离心力; V 型火焰稳定器; 火焰稳定; 贫油熄火

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

Characterization of flame stabilization for V-gutter in centrifugal force field

AN Shuai, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, GUO Xinhua

(National Key Laboratory on Aero Engines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Experimental and numerical studies were conducted to understand the characteristics of flame stabilization in centrifugal force field. A curving pipe was used for simulating the combustion in centrifugal force field and a numerical simulation was used for validating the experiment. The difference of combustion performance between curving pipe and straight pipe was also investigated. The investigation observes that the weak extinction performance in centrifugal force field is worse because the recirculation zone in the curving pipe is destroyed. It is also found that the weak extinction limit decreases with the increasing acceleration coefficient of centrifugal force.

Key words: centrifugal force; V-gutter; flame stabilization; weak extinction

V 型火焰稳定器作为常见的火焰稳定方式, 以其良好的火焰稳定性和简单的结构, 在航空发动机加力燃烧室中广泛应用. V 型火焰稳定器一般有二维槽型和三维锥型两种结构, 稳定器的顶角在 30° 到 60° 之间, 并且 30° 时燃烧稳定性、燃烧效率和流体阻力三者综合性能最好^[1]. 虽然现在有一些文献[2-4]都已对 V 型火焰稳定器的火焰稳定性作了细致的研究, 文献[2]以气体作为燃料, 考察了预混和扩散火焰在 V 型火焰稳定下的贫油熄火特性; 文献[3]指出回流区的长度、形状

和 V 型火焰稳定器尾部的速度矢量有关, 而该速度矢量由火焰稳定器的形状决定; 文献[4]证明了 V 型火焰稳定器的吹熄速度的峰值随着火焰传播速度的增加而增加. 虽然这些文献针对吹熄特性和贫油熄火特性给出了相应的结果, 但是这些文献均是在气流轴向进气的试验段中进行实验的, 并没有在离心力场下进行的研究.

而离心力对火焰的稳定有较大的影响, 如高空作战的歼击机, 就往往容易出现发动机空中熄火, 考虑是此时燃烧室内气流处于离心力场中的

收稿日期: 2008-05-23; 修订日期: 2008-09-04

作者简介: 安帅(1984-), 男, 四川广元人, 硕士生, 研究方向为航空发动机燃烧. E-mail: annshuai@gmail.com

结果. 有时火焰稳定器在高离心力场中工作是必须的, 例如近年来, 美国的 Ramgen 公司以冲压发动机为基础提出的一种新概念发动机——冲压转子发动机^[5], 它的燃烧室则是在旋转流动造成的离心力场下组织燃烧.

离心力场下的燃烧组织是很复杂的, 最主要一点是低速回流区受到的离心力影响产生畸变, 从而影响到火焰稳定. 因此本文从研究流场特性出发, 对传统的 V 型火焰稳定器分别在直段空腔和弯曲空腔中进行冷态流场的模拟以及火焰稳定特性的实验研究, 分析弯曲空腔中气流离心力对火焰稳定的影响.

1 实验及结果

1.1 实验系统及实验件

实验所用设备如图 1 所示, 直管段实验采用高 83mm, 宽 80mm 的矩形直通道作为燃烧室, 如图 2; 弯管段实验采用一个相同矩形截面的弯曲通道作为燃烧室, 该弯曲矩形通道为平均半径为 158.5mm 的 1/4 圆弧段, 如图 3. 燃烧室两侧均开置有观测窗, 并装置透明耐高温石英玻璃便于观测. 在燃烧室之前使用压差计测量压差, 用以确定进口速度大小. 燃烧室内安置 V 型火焰稳定器, 火焰稳定器采用三维圆锥 V 型火焰稳定器, 顶角为 30°, 阻塞比为 0.4. 喷嘴为丹佛斯离心喷嘴, 装置于 V 型火焰稳定器的内部. 试验燃料采用 RP3 航空煤油.

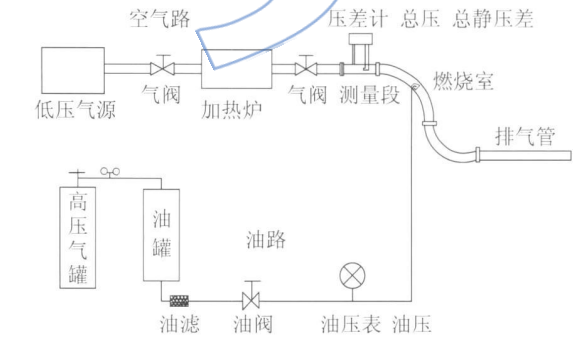


图 1 弯曲管道中火焰稳定特性实验系统图
Fig. 1 Experimental apparatus of weak extinction limits

实验在常温常压下进行, 进口空气流速范围为 10~70 m/s. 燃烧室内气流由低压气源提供, 并且通过进气气阀调整进气量大小从而改变进口气流速度. 供气供油, 待喷嘴雾化稳定之后, 通过点火器点火. 调整油路阀门减小供油量, 观测油压表示值, 在熄火点记录此时油压. 再调整进气压力,

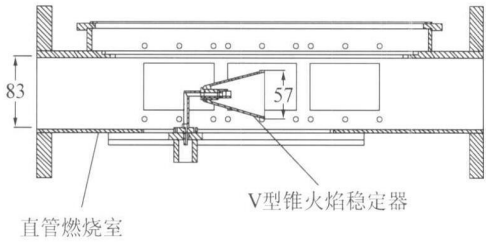


图 2 直管燃烧室示意图 (单位:mm)
Fig. 2 Straight pipe combustor sketch (Unit:mm)

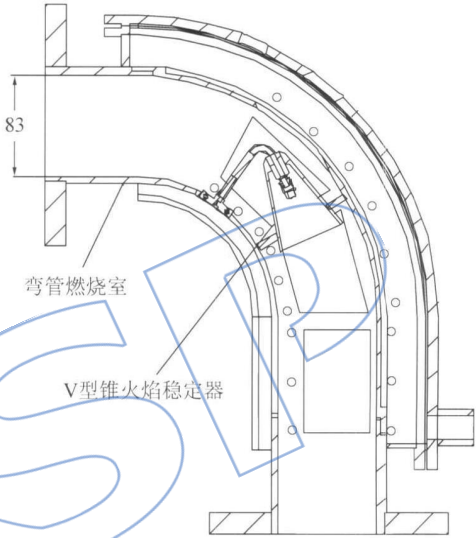


图 3 弯曲管道燃烧室示意图 (单位:mm)
Fig. 3 Curving pipe combustor sketch (Unit:mm)

供油, 记录下一工况的贫油熄火油压值.

1.2 实验结果

图 4 为弯管段和直管段贫油熄火特性的比较, 用主流空气量计算出的贫油熄火当量比 Φ_{we} 作为纵轴指标. 因为主流速度较低时, 油压较低, 喷嘴的雾化性能较差, 所以贫油熄火极限较高; 而主流速度越高, 油压越高, 喷嘴雾化性能越好, 所

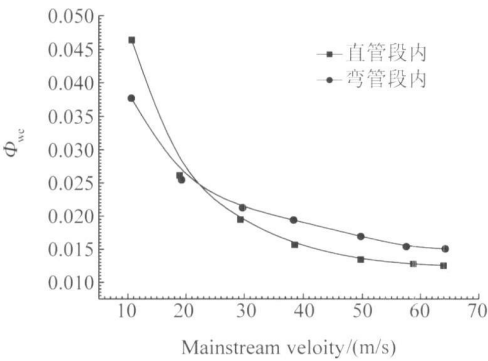


图 4 弯管段对贫油熄火极限的影响
Fig. 4 Effect on weak extinction limit by curving pipe

以直管段和弯管段的贫油熄火极限都随着主流速度的增大而减小。

2 数值模拟及结果

2.1 计算方法

为了研究离心力场下流场的特性以及确定火焰稳定器后的回流量, 本文利用数值分析对实验中弯曲管道内冷态流场进行模拟。

首先考察计算方法的合理性和正确性。本文通过数值模拟的结果和经验公式的计算结果进行对比, 如果误差在一定的范围内, 则可以说明该数值模拟计算方法合理。对于一般的 V 型火焰稳定器回流量, 文献[6]提供的公式

$$\frac{M_r}{M_\infty} = \left[0.155 + 0.08 \left(\frac{\theta}{30^\circ} - 1 \right) \right] \frac{\varepsilon}{1 - \varepsilon} \quad (1)$$

可被用来计算直管中(无离心力作用)回流的空气量大小。而 Lefebvre 等人在该公式的基础上考虑了主流温度和气流速度对回流量的影响^[7]。由于该数值计算为冷态数值模拟, 所以仍然以公式(1)作为参考。

图 5 是用作验算计算方法的直管几何模型, 本文对顶角为 30°, 阻塞比不同的多个 V 型火焰稳定器在直管段中进行冷态流场模拟。绘制网格使用非结构化网格, 网格数达到了 535 430。计算软件采用 Fluent 6.0, 使用 k-ε 湍流模型计算, 进口设置为质量流量进口, 进口流速为 30 m/s, 出口设置为压力出口, 常温常压。

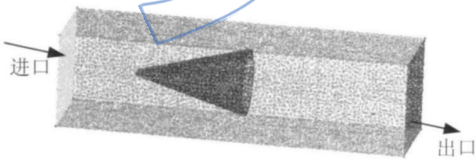


图 5 用作验算的直管几何模型

Fig. 5 Straight pipe geometry model

选取回流区涡心截面(回流速度为零的截面)进行面积分用以计算回流量。回流量计算公式为

$$\phi = \rho \cdot \int \frac{|v| - v}{2} ds \quad (2)$$

其中 φ 为回流量, v 为当地气流速度, s 为回流区涡心截面。

计算结果如表 1, 其中 C₁ 代表数值模拟计算的回流量占总流量的百分比, C₂ 代表按公式(1)计算的回流量占总流量的百分比。数据显示, 计算结果回流量与公式(1)基本符合, 差值均在 ±7%

以内, 误差较小, 说明该数值计算方法可行, 从而可以应用到弯曲通道实验之中。

表 1 数值计算结果和公式(1)计算结果的比较

Table 1 Contrast between numerical simulation results and function (1) results

稳定器名称	阻塞比	C ₁ / %	C ₂ / %	误差 / %
1	0.4	9.80	10.33	-5.2
2	0.3	6.93	6.64	4.3
3	0.2	3.64	3.88	-6.0
4	0.15	2.91	2.74	6.4

2.2 计算模型及工况

图 6 为弯管段实验流场几何模型网格图, 网格为非结构化网格, 并对 V 型火焰稳定器和弯曲通道等影响气流流速等部位加密。参照实验的工况参数分别模拟 6 个工况下的弯管中冷态流场。环境温度为 288 K, 工作压力为 101 325 Pa, 空气进口流速在 10~60 m/s 的范围内。回流量计算方法同公式(2), 其中 v 选取当地切向速度。

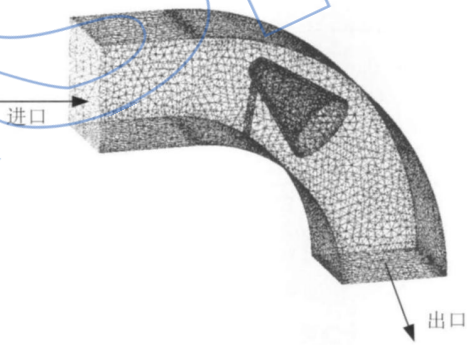


图 6 简化的实验几何模型网格图

Fig. 6 Geometry model for experiment

2.3 计算结果

图 7 为数值模拟的弯曲通道横轴中心截面的切向速度及流线图, 可以看出进口流速在 20 m/s 左右, 在火焰稳定器的尾部速度变化比较明显, 在火焰稳定器的尾缘处气流速度由于流动空间的缩小而增大, 并且在稳定器的后部形成了低速区, 通过速度矢量图可以看出该低速区为气流回流区。这是因为迎面来流沿圆锥型火焰稳定器表面流动到钝体后缘, 产生附面层分离, 因粘性而产生尾迹漩涡, 形成回流区。

图 8 为数值模拟的弯曲通道横轴中心截面的压力分布图, 结果显示的数值模拟的进口总压与实验压差计测得的进口总压一致。在经过火焰稳

定器后压力下降,这是因为钝体稳定器的阻塞作用造成了压力损失.

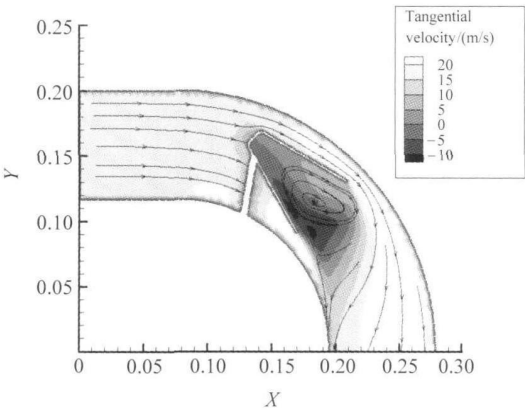


图 7 横轴中心截面切向速度及流线图

Fig. 7 Tangential velocity and streamline of middle of X-coordinate section

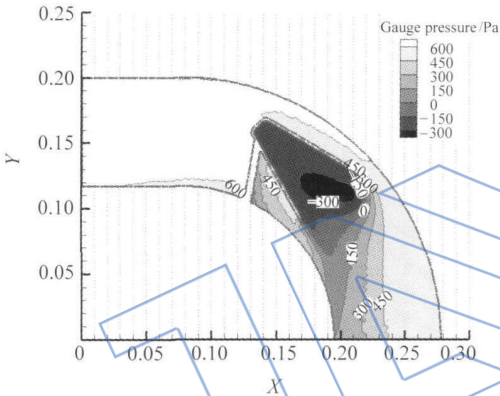


图 8 横轴中心截面压力分布图

Fig. 8 Pressure distribution of middle of X-coordinate section

根据图 7 和图 8 可以看出,切向进来的气流在进口截面的各处速度均相等,但是进入有曲率的弯曲通道之后,受到离心力的影响,有自圆心向外的运动趋势;因此在弯曲通道内的外侧流体密度大于内侧,在靠近弯管内壁面附近形成低压区.

外侧的气流因离心力的作用紧贴管道的上壁面,在随着稳定器的上表面流动时,由于流通面积的减小导致压力减小,速度增加;而在稳定器的尾缘后,由于通道外侧的密度较大,从而产生涡并构造出低速回流区.而内侧的气流也因为自圆心向外的运动趋势,沿壁面的压力逐渐降低,速度增加;气流在经过稳定器的下表面时,因为流通面积的减小导致速度进一步增加,气流紧贴通道下壁面的速度分量较大,加之通道内侧气流密度较小,难以形成低速回流区,气流沿下壁面流出管道.

在直管段中, V 型火焰稳定器后的中心截面上能形成两个涡,而在弯曲管道中,其中一个涡由于通道壁面以及离心加速度的影响而受到了破坏,几乎没有回流量.从而可以推断出弯曲通道中回流量占主流量的比值较直管段中的比值要小一倍左右,表 3 为计算所得的各工况下 V 型火焰稳定器在弯管内和直管中回流量特性的平均值.

表 2 V 型火焰稳定器在弯管内和直管中回流量特性

Table 2 Characterization of recirculation for V gutter in curving pipe and straight pipe

名称	回流量占主流量的百分比/%
弯管中	4 27
直管中	10 33

3 结果综合分析

根据数值模拟的计算结果表 2,利用回流量计算的贫油熄火当量比 $\Phi_{we,回流}$ 能清晰反映出二者的贫油熄火特性.从图 9 中可以看出,直管段的贫油熄火特性优于弯管段.根据数值模拟的冷态流场可以得知,在弯管中仅在稳定器后的上侧存在气流回流区,从而只有处于上侧回流区内的油雾才能参与燃烧,下侧的喷雾则很难在高速气流中燃烧.因此对于相同的回流空气量来说,弯管中需要的油流量(油压表示值)较直管段中多.所以这也是从贫油熄火的当量比来看,弯管段的火焰稳定区域要小于直管段的原因.

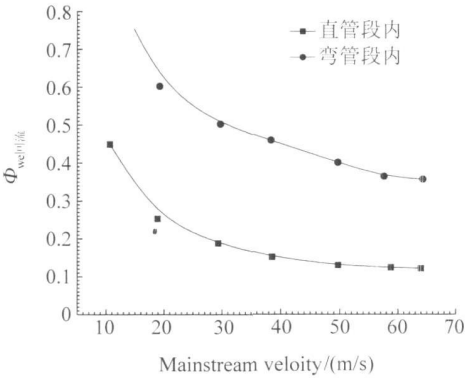


图 9 弯管段对贫油熄火极限的影响

Fig. 9 Effect on weak extinction limit by curving pipe

对于产生离心加速度的切向气流,佛劳德数 Fr 是一个重要的相似参数,而更多的研究者则习惯采用离心加速度系数 G 来表示气动离心加速度的大小^[8-9],实际上,这两个参数是等价的,从其

定义可以看出

$$G=\frac{U_g^2}{g_0R}$$

(3)

图 10 是以离心力加速度系数 G 为横坐标, 以回流空气量计算的当量比 $\Phi_{we回流}$ 为纵坐标得到的弯管贫油熄火特性图. 由图可以看出, 随着离心力加速度系数由 257 增大到 2720(主流气流速度从 20 m/s 增大到 65 m/s), V 型火焰稳定器的贫油熄火当量比由 0.6 降低到 0.37, 降低了 38%, 贫油熄火特性得到了改善.

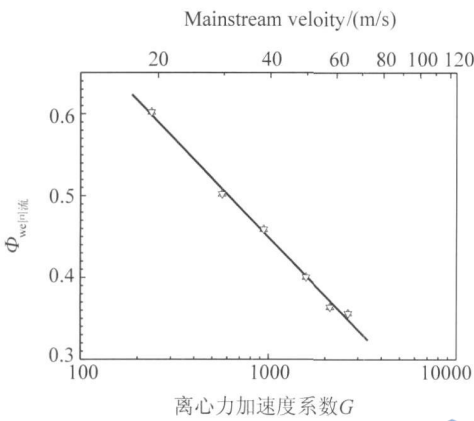


图 10 离心力加速度系数 G 对贫油熄火极限的影响
Fig. 10 Effect on weak extinction limit by centrifugal force acceleration coefficient G

4 结 论

本文针对离心力场对 V 型火焰稳定器稳定特性的影响进行了研究. 通过数值模拟表明, 离心力场作用于 V 型火焰稳定器后的回流区, 加之弯曲管道壁面的影响, 回流量较常重力场小一倍. 而贫油熄火特性实验则表明, 常重力场下的 V 型火焰稳定器贫油熄火特性优于离心力场下的燃烧.

参考文献:

[1] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第 11 分册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.

[2] Ballal D R, Lefebvre A H. Weak extinction limits of turbulent flowing mixtures[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1979, 101, (3): 343-348

[3] Hosokawa S, Ikeda Y, Minato M, et al. Flow measurements behind V-gutter under non-combusting condition [R]. Reno, N. V.: AIAA 31st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1993

[4] Rizk N K, Lefebvre A H. Influence of laminar flame speed on the blow off velocity of bluff body stabilized flames[J]. AIAA Journal, 1984, 22(10): 1444-1447

[5] Ramgen Power Systems Inc. . Development and testing of a pre prototype Mach 2 ramgen engine final report[R]. DE-FC26-00NT40915, DOE, 2001

[6] 张青藩. 二元火焰稳定器回流量研究(冷态)[J]. 工程热物理学报, 1981, (1): 91-93
ZHANG Qingfan. An investigation on recirculation flow with a two dimensional flame stabilizer [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1980, (1): 91-93 (in Chinese)

[7] Baxter M R, Lefebvre A H. Flame stabilization in high velocity heterogeneous fuel-air mixtures [J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(6): 1138-1143.

[8] Zelina J, Sturgess G J, Shouse D T. The behavior of an ultravompact vombustor (UCC) based on centrifugally enhanced turbulent burning rates [R]. Fort Lauderdale 40th Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2004-3541, 2004

[9] Zelina J, Greenwood R T, Shouse D T. Operability and efficiency performance of ultra compact, high gravity (g) combustor concepts [C]// Proceedings of ASME Turbo Expo. Barcelona: ASME, GT2006-90119, 2006