

文章编号: 1000-8055(2002) 05-0567-05

驻涡火焰稳定器冷态流场特性的初步研究

何小民, 王家骅

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 北京 100083)

摘要: 1995 年由美国代顿(Dayton)大学 Hsu 教授等提出的用驻涡稳定火焰是一种新型、高效、适应高性能发动机发展的火焰稳定技术。研究在借鉴国外研究成果的基础上, 采用数值和实验两种手段开展了驻涡火焰稳定器流场特性, 包括驻涡和压力特性的研究。研究表明: 在本研究范围内($D_a/D_f = 0.5 \sim 0.8$)的每一个 D_a/D_f , 都对应于一个最佳的 H/D_f (0.2~2.0), 空腔中的驻涡稳定, 符合火焰稳定和燃料引入的要求, 压力损失也最小。研究成果初步确定了驻涡火焰稳定器的基本结构参数, 为开展热态研究打下基础。

关键词: 驻涡; 火焰稳定; 压力损失

中图分类号: V 231.2

文献标识码: A

An Investigation on the Fluid Characteristics of Trapped-Vortex Combustor

HE Xiao-min, WANG Jia-hua

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

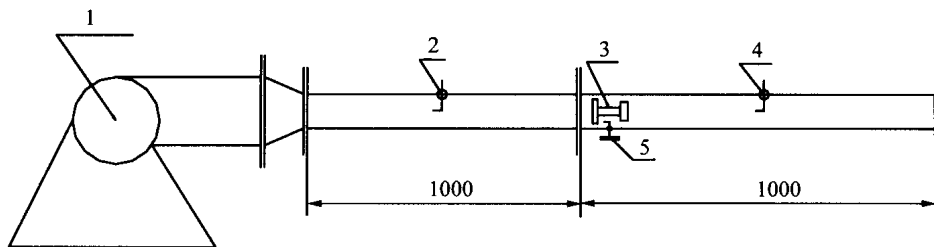
Abstract: In 1995, a new, compact and efficient method to stabilize flame, referred to as Trapped-Vortex concept, was introduced firstly by K. - Y. Hsu, a professor of Dayton University. For obtaining good performance characteristics in a trapped vortex combustor, the fluid dynamics should be studied in depth. On the basis of former research work, a numerical investigation and experimental research work were performed for understanding the relationship of trapped-vortex characteristics and pressure loss varying with the diameter afterbody (D_a) and the length of centerbody (H) under cold environments when the diameter of forebody and the inlet annular velocity are fixed at $D_f = 70$ mm and $Ma = 0.3$ respectively. The results show that within the range of $D_a/D_f = 0.5 \sim 0.8$, each value of D_a/D_f corresponds to a specific optimal H/D_f (0.2~2.0), when a stable vortex is trapped in the cavity. The characteristics of this trapped vortex, mainly the vortex core and vortex area, meet the requirements for the injection of fuel and primary air introduction. In addition, a minimum pressure drop is achieved across the combustor.

Key words: trapped vortex; flame stable; pressure loss

1 引言

目前航空发动机主燃烧室均采用旋流器做为火焰稳定器。旋流器用于火焰稳定有很多优点, 但随着对动力性能要求的提高, 现代旋流器和燃烧

室的结构越来越复杂, 可靠性变差, 总压损失增加。1995 年美国代顿(Dayton)大学 Hsu 教授等提出了应用驻涡(Trapped-vortex)稳定火焰的新概念^[1]。该技术稳定火焰的机理非常简单(见图 1): 沿流动方向放置了两个钝体, 前钝体(Forebody)



1 风机 2 进口总、静压测量 3 驻涡火焰稳定器 4 出口总、静压测量 5 三孔探针及坐标架

图 1 驻涡火焰稳定器模型

Fig. 1 Trapped-vortex flame holder model

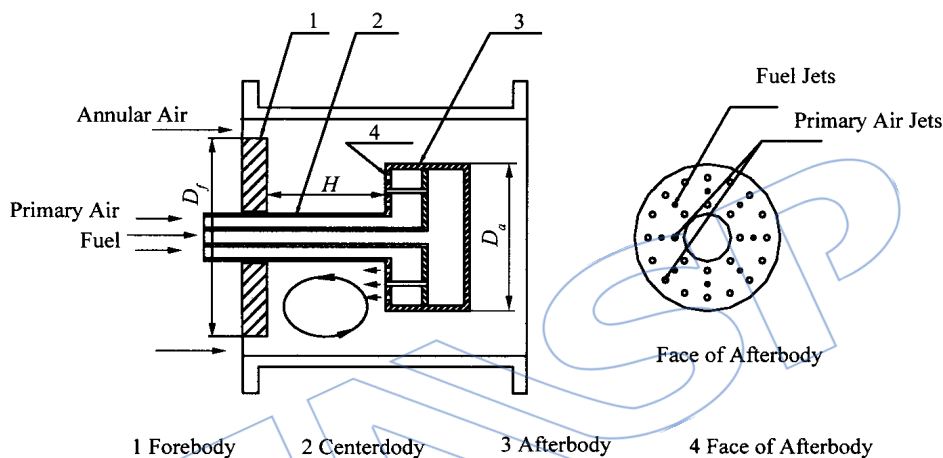


图 2 试验系统

Fig. 2 Experiment system

和后钝体(Afterbody), 流体将在两钝体间的空腔中产生稳定的涡, 则可利用此涡来稳定火焰, 燃料(Fuel)和掺混空气(Primary Air)由中心体(Centerbody)引入空腔中。早在五、六十年代, 就有学者发现当把两个尺寸合适的圆盘置于流场中, 流场的总压损失比一个圆盘要小得多, 并对此开展了研究^[2~4]。到九十年代, Hsu 等人把该理论拓广, 并针对火焰稳定和燃烧的特殊要求做了大量研究工作, 初步创立了应用驻涡稳定火焰的新概念和新理论。1998 年美国空军怀特实验室(U. S. Air Force Wright Laboratory)在 AIAA/ASME 会议上称其为具有独创性的、低排放和高性能的火焰稳定技术^[5]。目前国际上只有美国对此开展了系统的研究。国内一些综述性的文章提及了此理论^[6, 7]。

为了把图 1 所示的结构很好地应用于燃烧, 需研究的内容很多。但首先要解决两个问题: (1)

选择恰当的结构尺寸(包括前、后钝体的直径, 中心体的长度等)以获得稳定的涡和小的总压损失; (2) 合适的燃料和掺混空气引入位置, 这主要考虑如果燃料顺着涡旋转方向引入(如图 1 所示), 则会加强涡, 反之则相反。上述两个问题实质上取决于不同结构参数下模型的流场特性。美国在这方面已有不少研究成果: 如在不同进口速度下($v \leq 42 \text{ m/s}$), 中心体长度变化时对流场特性的影响, 主流卷入涡区的流量等, 但对于在航空发动机主燃烧室进口速度下($Ma = 0.25 \sim 0.3$), 后钝体尺寸与中心体长度间的配合对流场特性的影响, 驻涡是如何影响流场等并未开展深入研究。本文的研究着重于上述两个方面展开。

2 研究模型和研究参数

2.1 研究模型和研究方法

基于引言的讨论, 并借鉴国外的研究成果, 采

用了类似图 2 的驻涡火焰稳定器的研究模型, 但不同的是没有开燃料和掺混空气孔。

研究首先用 FLUENT 5.5 计算软件开展数值模拟, 数值模拟采用的基本方法: (1) 基础坐标系为圆柱坐标; (2) 方程采用不可压 N-S 方程; (3) 紊流模型为 $k-\epsilon$ 模型; (4) 近壁面处用标准壁面函数法然后在此基础上开展试验研究。试验系统和驻涡火焰稳定器模型见图 1 和图 2。试验中设计了四个不同直径的后钝体, 中心体与前、后钝体用螺纹连接, 这样可调节中心体长度。试验测量分别在进出口按等环面布置了 5 组总、静压探针测量进出口总静压, 同时用 $\Phi=2\text{ mm}$ 的三孔探针测量前后钝体间空腔内的回流区(具体位置如图 1)。计算所采用的结构及取压截面都与试验相同。

2.2 研究参数

- (1) 研究中固定环形主流进口马赫数为 $Ma=0.3$, 前钝体的直径 $D_f=70\text{ mm}$ 。
- (2) 后钝体直径 D_a 按如下变化: $D_a/D_f=0.5, 0.6, 0.7, 0.8$ 。
- (3) 中心体长度 H 按如下变化: $H/D_f=0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 1.0, 1.2, 1.4, 1.6, 1.8, 2.0$ 。

3 研究结果

3.1 压力损失

数据处理以总压损失系数 σ^* 为因变量, 总压损失系数 σ^* 的定义^[8]:

$$\sigma^* = \frac{p_1^* - p_2^*}{p_1^*}$$

式中: p_1^*, p_2^* 分别为进、出口总压/ Pa 。

图 3~图 5 分别为数值计算和实验结果及两者的比较曲线。从图中可知:

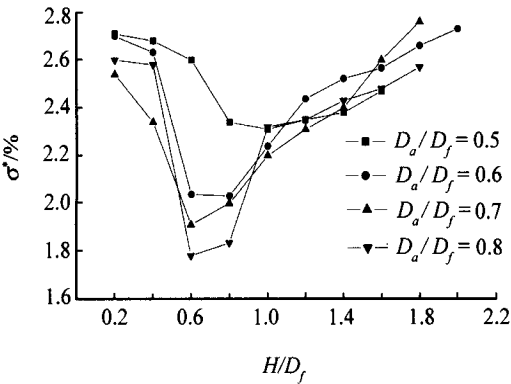


图 3 H/D_f 与 σ^* 间的关系曲线(计算)
Fig.3 Effect of H/D_f on σ^* (Simulation)

- (1) 计算和试验结果在变化规律和最小压力损失所对应的 H/D_f 的范围相互一致。
- (2) 对应于每一个 D_a/D_f , 存在有一个特定的 H/D_f 使得总压损失系数为最小。

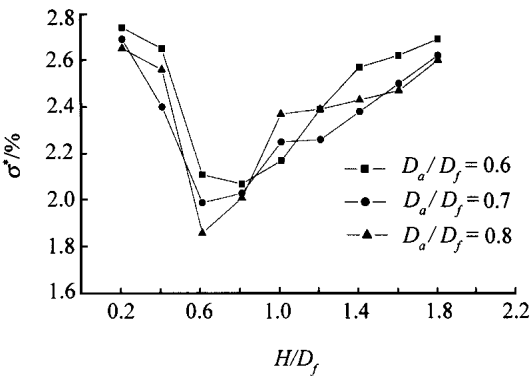


图 4 H/D_f 与 σ^* 间的关系曲线(试验)
Fig.4 Effect of H/D_f on σ^* (Experiment)

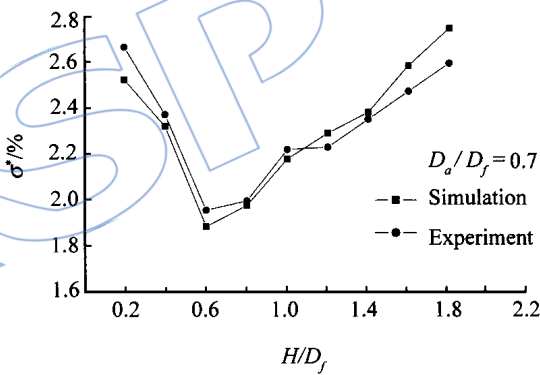


图 5 压力损失试验和计算比较曲线
Fig.5 Comparison of Experiment and Simulation

为了深入探讨压力损失的变化原因, 又测量和计算出了空腔内的回流区。图 6~图 8 分别为 $D_a/D_f=0.7, H/D_f=0.2, 0.6, 1.0$ 时的速度矢量图, 每个图上半部分为数值计算结果, 下半部分为试验结果。

由图 6 可知, 空腔上方有一个正向涡(顺着流动方向的涡), 而空腔中形成一个逆向涡, 这时从流动的局部损失分析, 有三部分损失: (1) 前钝体后的局部损失, (2) 空腔中形成逆向涡的损失; (3) 后钝体后的局部损失。而从图 7 分析, 空腔中只有一个正向涡, 而且涡心的径向尺寸与后钝体的差不多, 比图 6 及图 8 所示的涡都要大。图 8 所示空腔中也只有一个正向涡, 但是涡被压缩在空腔内, 流线与图 7 相比是非光滑的, 因而损失增加。对应于别的 D_a/D_f , 都有相似流场结构的变化, 不同的

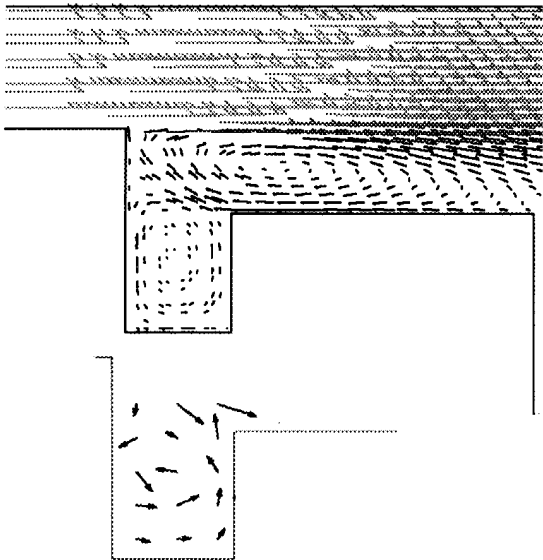


图 6 $H/D_f=0.2$ 时的速度矢量图
Fig. 6 Flowfields of $H/D_f=0.2$

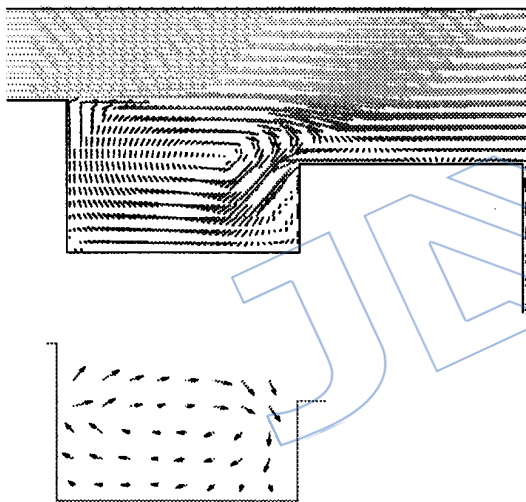


图 7 $H/D_f=0.6$ 时的速度矢量图
Fig. 7 Flowfields of $H/D_f=0.6$

是对应流场结构的 H/D_f 有所不同。如上所述流场结构的变化,使得压力损失随 H/D_f 的增大先减小后增加,即存在一最佳的 H/D_f 使压力损失最小,这与图 3 及图 4 所示相符。

3.2 空腔中的涡及燃料和掺混空气引入位置

考虑火焰稳定,空腔中只能有一个稳定的涡,另外从燃料和掺混空气的引入考虑,如上所述,希望顺着涡旋转方向引入,这样能加强涡。如果涡是正向涡,且涡心的径向位置不小于后钝体的半径,这样,前后钝体间空腔内的流体的流动是逆流的(如图 2),而燃料和掺混空气从后钝体逆流引入,正好顺着涡旋转方向,并且此时还能充分利用后

钝体的前板(Face of afterbody)。

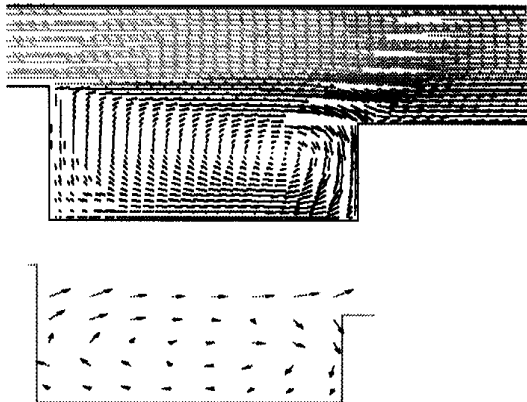


图 8 $H/D_f=1.0$ 时的速度矢量图
Fig. 8 Flowfields of $H/D_f=0.6$

基于以上讨论,分析各种($D_a/D_f, H/D_f$)的流场时发现(如图 6~图 8),对各个 $D_a/D_f, H/D_f$ 仅在 0.6~1.0 范围内满足要求。再结合上面压力损失的讨论,能发现当压力损失最小时,空腔中的涡稳定,且满足燃料和掺混空气引入的要求。这也是先进燃烧室所期望的:压力损失小,又有一个稳定的能提供火焰稳定的回流区存在。表 1 列出了压力损失最小时并满足上述要求的结构参数。

表 1 最小总压损失对应的结构参数
Table 1 Structure parameter when σ^* is minimum

D_a/D_f	0.5	0.6	0.7	0.8
H/D_f	1.0	0.8	0.6	0.6
σ_{min}^*	2.31	2.031	1.91	1.78

当然这些参数是在冷态无燃料和掺混空气引入时确定的,在引入燃料和掺混空气和有燃烧时有可能会变化。

4 结 论

在本研究范围内(主流进口马赫数 $Ma=0.3$),存在有 D_a/D_f (0.5~0.8) 和 H/D_f (0.2~2.0) 的最佳组合,使得前后钝体间的空腔中产生稳定的回流区,涡的特性(涡心和涡区的位置)满足燃料和掺混空气引入的要求,并且在此结构参数时总压损失为最小。

参考文献:

[1] Hsu K Y, Goss L P, Trump D D etc. Performance of a Trapped-Vortex Combustor[R]. AIAA No. 95- 0810.

[2] Little B H Jr. Locked Vortex Afterbodies [J] . J. Aircraft, 1979, 16(5) : 296– 302.

[3] Mair W A. The Effect of a Rear-Mounted Disc on the Drag of a Blunt-Based body of Revolution[J]. Aeronautical Quarterly, 1965, 16: 350– 360.

[4] RohsenouW M. Flow through two Orifices in Series [R] . ASME 51– A– 87.

[5] 1998 Technology Report and Product Directory-Land, Sea & Air[R] . ASM E International Gas Turbine Institute, 1998.

[6] 李志广. 未来航空发动机的发展展望[A] . 国际科技合作课题论文集(8)[C] . 北京: 航空工业出版社, 1998.

[7] 何小民, 常海洋. 高推比发动 机热端部件发展的技术途径和战略对策[J] . 航空科学技术, 1999(6) : 32– 34.

[8] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M] . 北京: 宇航工业出版社, 1988.

(责任编辑 吴一黄)