

蒸发式火焰稳定器冷态流场计算

¹金 莉, ²谭永华

(¹西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; ²航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

摘 要: 采用 $k-\varepsilon$ 模型对二元管道中的蒸发式火焰稳定器冷态流场进行了数值模拟, 研究了稳定器几何参数对回流区结构的影响, 结果表明槽宽是影响回流区特性的主要因素, 槽宽增大, 回流区增长, 但总压损失增大, 而且稳定器边缘速度增大, 不利于火焰稳定, 所以应选择合适的槽宽使稳定器性能最佳。

关键词: 蒸发式火焰稳定器; 冷态流场; 数值模拟

中图分类号: V432

文献标识码: A

文章编号: (2007) 01-0023-05

Numerical prediction of cold flow field behind a vapor flameholder

¹Jin Li, ²Tan Yonghua

(¹Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

²Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract: A numerical prediction of the cold flow field behind a vapor flameholder in two-dimension duct was completed by using a $k-\varepsilon$ model. It is found that the width of the base was the main factor, and performance of the flameholder largely depended on proper width of the base.

Key words: vapor flameholder; cold flow field; numerical simulation

1 引言

亚燃冲压发动机是研制超声速巡航导弹的基础, 火焰稳定器是发动机的核心部件之一, 对发

动机的点火起动性能及稳定燃烧都起着重要作用。所以必须设计一种高性能、高可靠性的火焰稳定器, 为亚燃冲压发动机的研制提供参考。

蒸发式火焰稳定器因其蒸发管位于稳定器内高温区, 有利于燃油的雾化, 进入空气缝的少量

收稿日期: 2006-02-21; 修回日期: 2006-05-15。

作者简介: 金莉 (1980—), 女, 硕士, 研究领域为冲压发动机试验技术。

气体有利于进一步雾化燃油,降低稳定器的壁温,稳定器可单独供油,稳定器内的油气比可调,这种稳定器起着值班火焰的作用,极大地扩展了燃烧室的点火和稳定燃烧范围。本文的目的是计算分析蒸发式稳定器的冷态流场,描述回流区结构,研究稳定器主要几何参数对回流区特性的影响。

2 计算模型和计算方法

(1) 计算模型如图 1 和图 2 所示。计算时假设条件如下:

- ① 忽略管道侧壁影响,流场近似成二维;
- ② Ma 数小于 0.3;
- ③ 温度在整个空间均匀分布;
- ④ 略去重力作用,流场对称分布。

计算区域为 $1.85\text{m} \times 0.14\text{m} \times 0.105\text{m}$,进口取在距稳定器尾缘 0.35m 处。

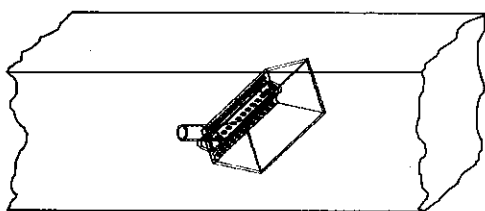
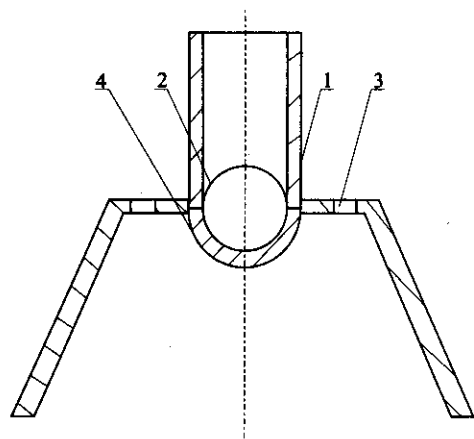


图 1 二元管道示意图

Fig.1 Schematic drawing of the 2D conduit



1-进气管; 2-蒸发管; 3-进气孔; 4-蒸发管出气孔

图 2 蒸发式火焰稳定器简图

Fig.2 Schematic drawing of a vapor flameholder

(2) 管道流动状态近似为二维定常不可压湍流流动。粘性流体的运动方程采用直角坐标系下的 N-S 方程,湍流模型选用 $k-\varepsilon$ 双方程模型。

(3) 网格处理方法

稳定器周围采用四面体网格,其余部分采用楔形网格,网格数为 $110 \times 28 \times 22$ 。因稳定器附近流动变化比较剧烈及壁面函数法的要求,在稳定器及壁面附近网格加密。

(4) 求解方法

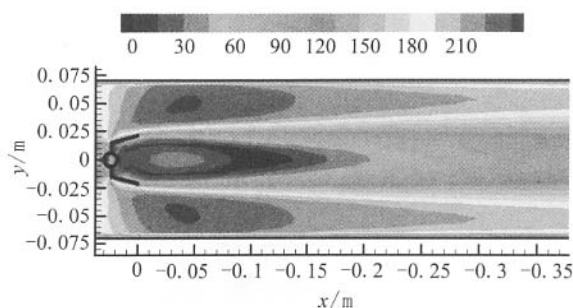
模型选用理想不可压空气,所以采用耦合式算法求解一阶迎风格式的离散方程。

(5) 边界条件处理

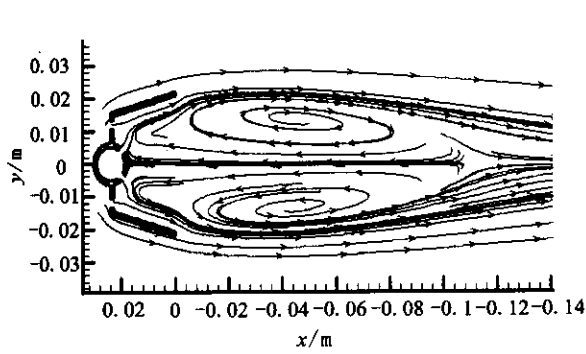
- ① 给定进口的速度、静压、总温、湍流强度和水利直径;
- ② 固定壁面处采用无滑移条件,近壁处的湍流动能 k 及其耗散率 ε 的值由壁面函数法确定;
- ③ 给定指定的出流边界上流体流出量权重。

3 结果分析

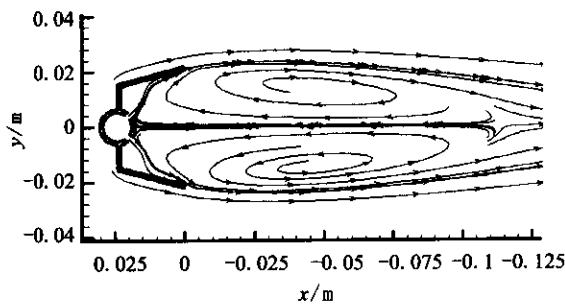
图 3 为蒸发式火焰稳定器在来流速度 $V=140\text{m/s}$ 条件下稳定器后流场的特征。由图 3 (a) 和 (b) 可见,由于稳定器的几何对称性,速度场也呈对称分布,气流在稳定器尾缘尖角处发生分离,在其后形成低压区域,流体向低压区流动,在近尾迹形成一回流区,其内部存在顺流区及逆流区,且流速较低。回流区的存在使火焰得以驻定并向外传播。图 3 (c) 为无进气孔情况下,蒸发式稳定器后流场矢量图。可以看出进气孔进入的少量气体并没有破坏稳定器后的流场。



(a) 速度分布



(b) 有进气孔和蒸发管出气孔的速度流线图



(c) 有蒸发管出气孔无进气孔的速度流线图

图 3 蒸发式稳定器流场特征 $V=140\text{m/s}$ Fig.3 Cold flow field of the vapor flameholder $V=140\text{m/s}$

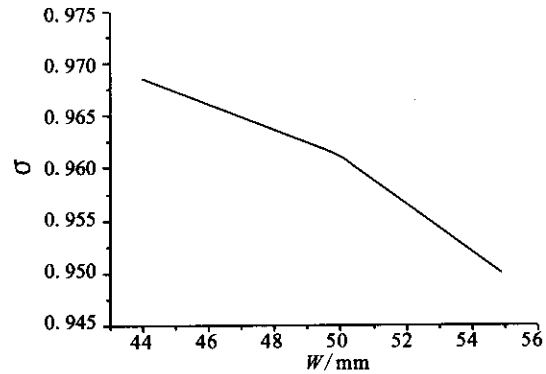
3.1 槽宽对回流区特性的影响

图 4 为槽宽对回流区特性的影响。图 4 (a)、(b) 和 (c) 说明结构相同的稳定器，槽宽变小，总压损失减小，形成的回流区变短，回流率减小。这是因为此种稳定器的回流区是由于主流卷吸周围气体形成的，槽宽减小会降低主流卷吸稳定器内气体的能力，使得回流区的回流量减小，回流强度减弱，减小了回流区的宽度和长度，回流区掺混量、脱落量减小，损失减小。

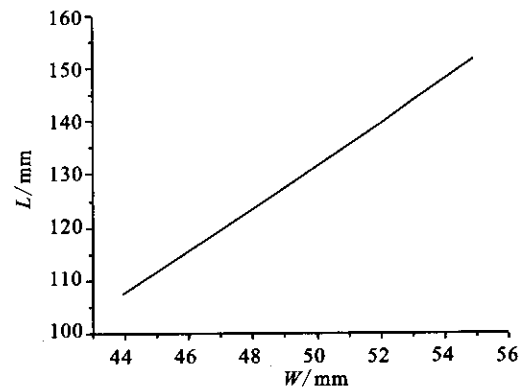
稳定性参数 $K = \frac{P_{\text{SFH}} T_{\text{tFH}} W}{V_{\text{FH}}}$ 综合考虑了稳定器

唇缘处静压 P_{SFH} 、总温 T_{tFH} 、速度 V_{FH} 和稳定器槽宽 W 四个参数对火焰稳定器稳定性的影响。

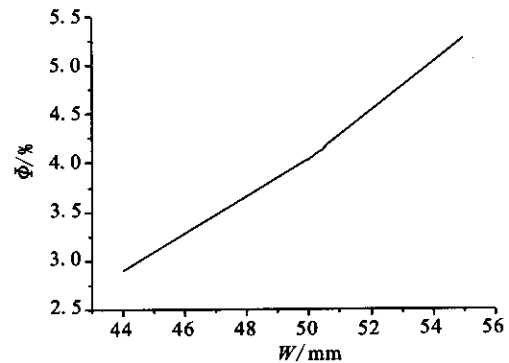
由图 4 (d) 可知：增大槽宽 W 有利于 K 值的提高。但增大槽宽 W 会使稳定器阻塞比增加，使稳定器截面通道气流平均速度增大，而使 K 值下降。稳定器边缘速度过大，不利于火焰稳定。因此应选择合适的槽宽 W 值。



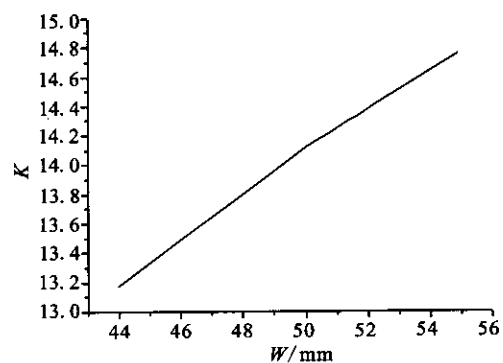
(a) 总压恢复系数随槽宽的变化



(b) 回流区长度随槽宽的变化



(c) 回流率随槽宽的变化



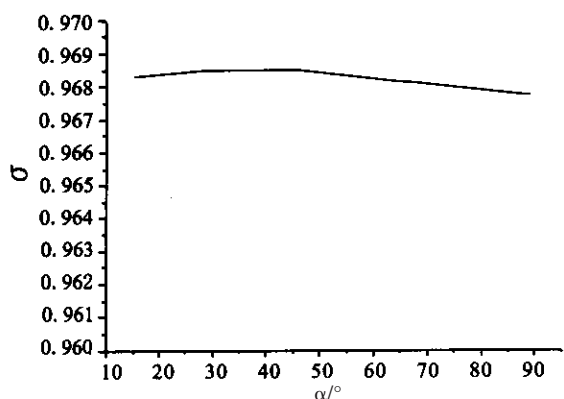
(d) 稳定性参数随槽宽的变化

图 4 槽宽对回流区特性的影响

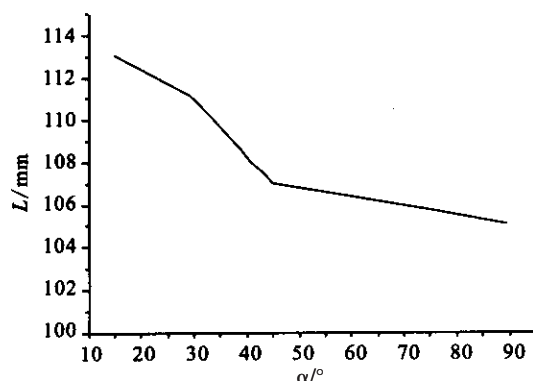
Fig.4 The influence of the base width on flow field

3.2 蒸发管出气孔与主气流夹角对回流区特性的影响

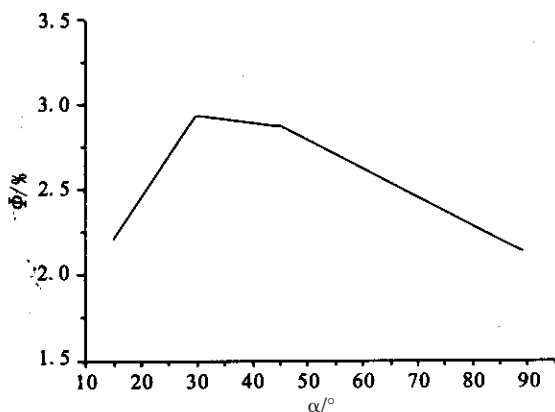
图 5 为蒸发管出气孔与主气流夹角对回流区特性的影响。



(a) 总压恢复系数随夹角的变化



(b) 回流区长度随夹角的变化



(c) 回流率随夹角的变化

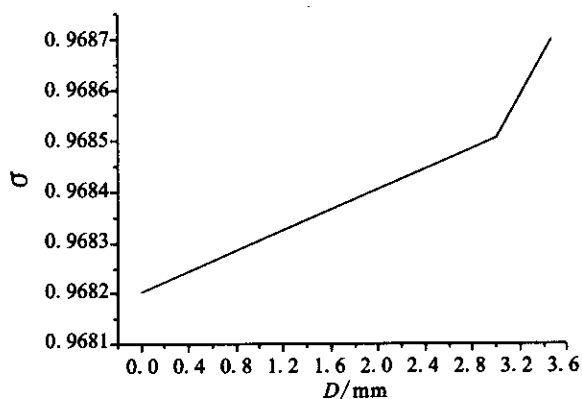
图 5 蒸发管出气孔与主气流夹角对回流区特性的影响

Fig.5 The influence of the air outlet angle of the evaporating pipe on flow field

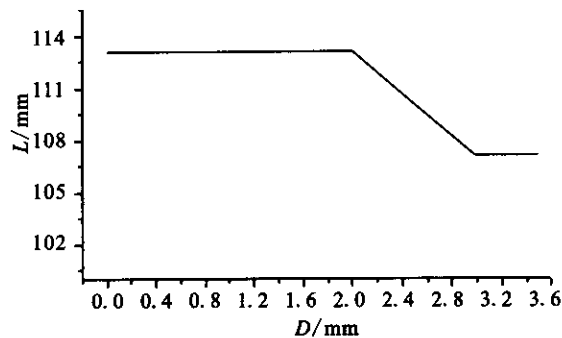
由于进气面积不变, 所以总压损失变化不大, 如图 5 (a) 和 5 (b) 所示。但角度太大, 蒸发管出气孔气流对进气孔气流作用大, 减小了气流的卷吸量, 使回流率减小, 同时由于出气孔气流的动量损失大, 所以角度大时, 总压损失也大。夹角太小时, 回流区被吹向下游, 回流区变长, 回流率变小。图 5 (c) 说明存在一个最佳的蒸发管出气孔与主气流夹角使回流率最大。

3.3 进气孔面积对回流区特性的影响

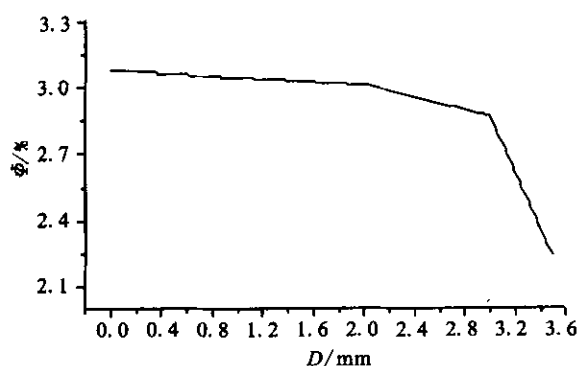
进气孔面积变化用进气孔直径的不同来表示。图 6 为进气孔直径变化对回流区特性的影响。由图可知: 进气孔直径增大即进气面积增大, 总压损失、回流率和回流区长度均减小。这是因为进气量增加, 降低了主流卷吸稳定器内气体的能力, 使得回流区的回流量减小, 回流强度减弱, 回流区掺混量、脱落量减小, 从而损失也减小。但进气面积也不是越大越好, 进气面积太大会破坏稳定器后合理的回流区。所以需折衷考虑, 选择合适的进气面积。蒸发式稳定器开进气孔使总压损失减小。



(a) 总压恢复系数随直径的变化



(b) 回流区长度随直径的变化



(c) 回流率随直径的变化

图 6 进气孔面积对回流区特性的影响

Fig.6 The influence of the air inlet area on flow field

4 结论

- (1) 槽宽是影响回流区特性的主要结构参数。槽宽增大，回流区变长，回流率和总压损失增大。
- (2) 槽宽相同，蒸发管出气孔和主气流夹角

不同时，总压损失几乎相同，但存在一个最佳的夹角使回流率最大。

(3) 槽宽相同，在一定范围内，进气孔面积越大，总压损失、回流率和回流区长度均越小，但总的来说，进气孔面积对回流区特性影响不大。

参考文献：

- [1] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置 (上册)[M]. 北京: 宇航出版社, 1992, 12.
- [2] 岳连捷. 尾缘吹气式火焰稳定器研究 [D]. 北京: 航空航天大学博士学位论文, 2001.
- [3] 岳连捷, 杨茂林, 黄勇, 徐行. 尾缘吹气式火焰稳定器流场计算[J]. 航空发动机, 1998, (2).
- [4] 刘鸿, 王方, 王家骅. 特种 V 型蒸发式火焰稳定器的总压损失试验研究 [J]. 江苏石油化工学院学报, 2002, (9).
- [5] 王玉峰, 段小龙. 冲压发动机点火前内流场数值仿真研究[J]. 火箭推进, 2006, (32)6.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 17 页)

- [2] 刘红军. 补燃循环发动机静态特性与动态响应特性研究 [D]. 西安: 航天工业总公司第十一研究所, 1998.
- [3] 刘秉正, 彭建华. 非线性动力学[M]. 北京: 高等教育出版社.
- [4] Michael T Rosenstein, James J. A practical method for calculating largest Lyapunov exponents from small data sets [J]. Physica D 65 (1993) 117-134.
- [5] Packard N H, Crutchfield J P, Farmer J D, etc. Geometry from a time series[J]. Phys Rev Lett, 1980, 45:712-715.

- [6] Lai Ying-cheng, Lerner David. Effective scaling regime for computing the correlation dimension from chaotic time series[J]. Physica D, 1998, 115 (4) :1-18.
- [7] Wolf A. Determining Lyapunov exponents from a time series [J]. Physica D, 1985, Vol: 16:285-317.
- [8] 姜桂仁. 混沌时序的特征量分析及相空间重构 [D]. 江苏: 江苏大学研究生院, 2005.
- [9] 张青松, 张振鹏. 液氢液氧火箭发动机非线性静态特性仿真与分析[J]. 火箭推进, 2006, 32(6).

(编辑: 陈红霞)