

# 某型冲压燃烧室火焰稳定器布局数值优化研究

丁兆波, 栾叶君, 孙纪国  
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

**摘要:** 为了研究不同火焰稳定器布局对燃烧室流场特征和燃烧性能的影响, 对某型亚燃冲压发动机燃烧室的三维湍流燃烧流场进行了数值模拟。文中采用守恒标量的PDF模型处理扩散燃烧问题, 喷雾采用离散相模型, 在全流场中用拉格朗日方法跟踪离散液滴的运动和输运。计算结果表明, 内外圈稳定器轴向间距取1倍槽宽时出口温度分布最均匀, 取2倍槽宽时温升效率最高; 等槽负荷原则设计具有最优的出口温度均匀性、温升效率和流阻系数。计算结果定性合理, 可用于预估不同条件下的燃烧室性能, 用于燃烧室优化设计, 指导燃烧试验。

**关键词:** 冲压燃烧室; 火焰稳定器; 燃烧流场; 数值模拟

**中图分类号:** V235.21

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2009) 06-0009-05

## Numerical optimization study on flame-holder layout for a ramjet combustor

Ding Zhaobo, Luan Yejun, Sun Jiguo  
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

**Abstract:** In order to study the influence of the flame-holder layout on the outlet temperature distribution, combustion efficiency and total pressure loss, the numerical simulation of combustion flow field for a ramjet combustor was completed. The PDF combustion model is used to deal with the turbulent combustion. Results of numerical simulation show that the axial relative distance of flame-holder has obvious effect on combustor performance. The equivalent wide design has the best performance. The results of computation are qualitatively reasonable. It was aimed at predicting the performance characteristics of ramjet combustor through numerical simulation, and giving guidance to modification design of combustor or combustion experiments.

**Key words:** ramjet combustor; flame-holder; combustion flow field; numerical simulation

收稿日期: 2009-07-07; 修回日期: 2009-10-20。

作者简介: 丁兆波 (1980—), 男, 工程师, 研究领域为发动机燃烧装置试验和数值研究。

## 0 引言

亚燃冲压发动机是研制超声速巡航导弹的基础,燃烧室是发动机的核心部件。冲压燃烧室试验研究费用高,难度大,因此除了进行必要的试验外,还需要利用数值模拟方法进行冲压燃烧室流场计算,了解燃烧室流场特征和燃烧性能,为燃烧室优化设计和试验提供较可靠的性能数据。

本文对图1所示的亚燃冲压发动机的燃烧室流场进行了数值模拟,研究了不同火焰稳定器布局对燃烧室流场特征和燃烧性能的影响。

## 1 数学物理模型

### 1.1 控制方程

在图1所示的燃烧室流场中,控制方程可写成下列通用形式:

$$\left[ \frac{\partial}{\partial x}(\rho u \varphi) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v \varphi) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w \varphi) \right] = \left[ \frac{\partial}{\partial x} \left( \Gamma_{\varphi} \frac{\partial \varphi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \Gamma_{\varphi} \frac{\partial \varphi}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( \Gamma_{\varphi} \frac{\partial \varphi}{\partial z} \right) \right] + S_{\varphi} + S_d$$

式中,  $\varphi$  表示通用变量;  $\Gamma_{\varphi}$  表示输运系数。对于气相,除了对流和扩散项外的其他项均以源项  $S_{\varphi}$  分组;对于液相用  $S_d$  表示。

标准  $k-\epsilon$  模型提供湍流封闭,近壁区采用标准壁面函数处理。采用守恒标量的 PDF 模型处理扩散燃烧问题,喷雾采用离散相模型,在全流场中用拉格朗日方法跟踪离散液滴的运动和输运。

### 1.2 数值方法

采用有限体积法和迎风格式对上述控制方程进行离散,压力和速度的耦合采用 SIMPLE 方法。

### 1.3 计算区域及网格划分

由图1可见,该燃烧室布局具有周向对称性,计算域选取圆柱段从来流方向看去的  $-22.5^\circ$  角到  $+22.5^\circ$  角之间的  $45^\circ$  角的扇形区域。如图2所示,以距内圈稳定器尾缘 150mm 的截面为界,采用分块法将计算域划分为2个区,各分区的网格采用非结构化法生成。为了精确模拟喷油和捕

捉稳定器后回流区,前分区网格适当加密。而在远离喷油和稳定器的后分区网格相应稀疏些,以便在不影响精度的情况下,网格点不是太多。网格总数约为70万。

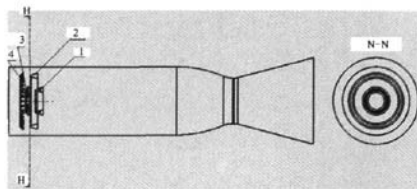
### 1.4 边界条件给定

(1) 进口:速度进口,假设来流为均匀的空气,给定进口速度,总温,湍流参数,平均混合分数  $\bar{f}=0$ ,混合分数脉动值  $\sqrt{f'^2}=0$ 。

(2) 出口:压力出口,为一定飞行高度下和飞行马赫数下的大气参数(静压,静温),回流平均混合分数  $\bar{f}=0$ ,回流混合分数脉动值  $\sqrt{f'^2}=0$ 。

(3) 壁面:绝热,无滑移。

(4) 燃料进口:给定喷嘴的位置、液滴的速度、直径、静温和流量。



1-内圈稳定器；2-外圈稳定器；  
3-内圈喷油环；4-外圈喷油环

图1 冲压燃烧室简图

Fig.1 Schematic of a ramjet combustor

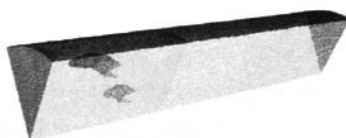


图2 计算域及网格划分

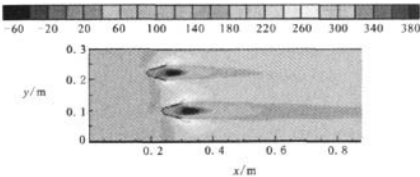
Fig.2 Computational domain and grid

## 2 计算结果与分析

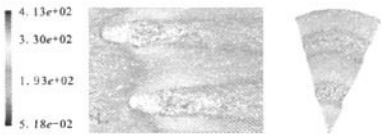
### 2.1 流场特征

由图3可见,来流流过稳定器尾缘时形成自由表面,由于气流的引射作用,使稳定器后的压力降低,在横向静压梯度的作用下,绕过稳定器的气流轴向偏斜,在纵向静压梯度的作用下,

产生了气流向稳定器方向的逆向流动, 在稳定器尾缘后形成低速回流区, 由一对稳定的涡对组成。每个大涡又由很多小的涡流组成, 一方面增加燃料的驻留时间, 另一方面不断卷入主流的新鲜氧气, 维持燃烧所需的油气比, 从而使燃料得以充分燃烧。



(a) 轴向速度等值线图 (m/s)



(b) 稳定器后部速度矢量图 (m/s)

图 3 速度分布 (m/s)

Fig.3 Velocity distribution

2.2 燃烧性能

PDF 模型假定反应是受混合速率所控制, 即反应已达到化学平衡状态, 每个单元内的组分及其性质由燃料和氧化剂的湍流混合强度所控制。对于简单的燃料/氧化剂体系, 每一计算单元内的混合物分数代表了该单元内的燃料质量分数。其中涉及的化学反应体系由化学平衡计算来处理。化学反应和湍流之间的相互作用采用概率密度函数 (PDF) 的方法进行处理。该方法通过求解混合物分数及其方差的输运方程获得组分和温度场, 而不是直接求解组分和能量的输运方程。

由图 4 可以看到, 图中等值线密集处温度梯度很大, 标志了火焰面的存在, 在各稳定器的边缘都有明显的交织火焰面。火焰的区域主要在形成回流区的地方, 由于此处速度低, 气态燃油浓度较高, 对于点火、组织燃烧比较有利。温度等值线的分布说明燃烧情况较好。

稳定器后方的高温区随着轴向距离增加而逐渐缩小, 在临近计算域出口截面温度分布比较均

匀, 但仍存在局部高温区, 这是由于计算域所选长度不够, 可以预测在真正的燃烧室出口温度分布应更加均匀。

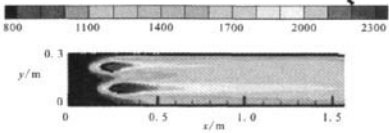


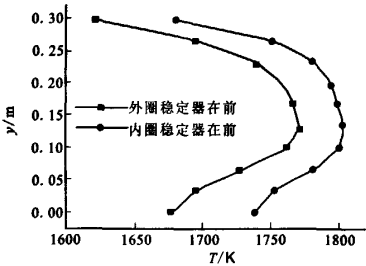
图 4 温度等值线图 (K)

Fig.4 Temperature distribution

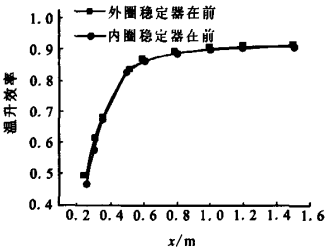
2.3 不同火焰稳定器布局对流场的影响

2.3.1 内外圈稳定器前后位置互调

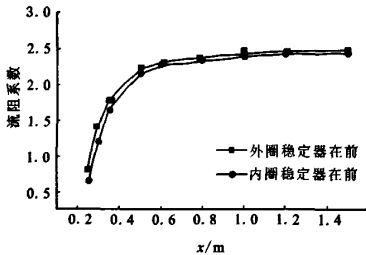
保持槽宽和径向位置不变, 将内外圈稳定器前后位置互调。图 5 为前后位置互调时出口温度、温升效率和流阻系数的分布曲线。



(a) 出口温度分布比较曲线



(b) 温升效率分布比较曲线



(c) 流阻系数分布比较曲线

图 5 稳定器前后位置互调的影响

Fig.5 Influence of axial flame-holder relative position

由图 5 可见, 出口温度分布均匀性相差不大, 内圈稳定器在前时温升效率略有提高, 同时流阻系数略有减小。可以认为内外圈稳定器前后位置对燃烧性能影响不大, 只与点火位置有关, 当采用内圈点火时, 内圈稳定器需在前级, 由于后级外圈稳定器处产生堵塞, 前方流速降低, 便于前级稳定器点火起动, 进而点燃后级稳定器。

2.3.2 内外圈稳定器轴向间距变化

保持槽宽  $W$  和径向位置不变, 内外圈稳定器轴向间距分别取 1 倍槽宽、2 倍槽宽和 3 倍槽宽。图 6 为轴向间距变化时出口温度、温升效率和流阻系数的分布曲线。

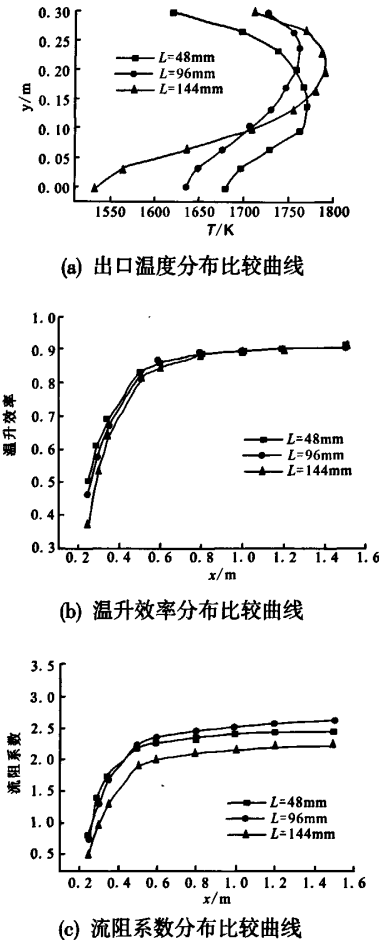


图 6 稳定器轴向间距的影响

Fig.6 Influence of axial flame-holder distance

由图 6 可见, 1 倍槽宽时出口温度分布最为

均匀, 随轴向间距增大均匀性变差; 2 倍槽宽时温升效率最高, 但同时流阻系数也最大。这可能是由于随着轴向间距的变化稳定器后部的回流区大小发生了变化所致。

2.3.3 内外圈稳定器径向位置变化

保持槽宽和轴向位置不变, 分别按等槽负荷原则<sup>[5]</sup>和等面积分布规律设计稳定器。前者  $R_{内}=r$ ,  $R_{外}=2.24r$ , 阻塞比  $\varepsilon=0.38$ 。后者  $R_{内}=1.66r$ ,  $R_{外}=2.34r$ , 阻塞比  $\varepsilon=0.42$ 。

图 7 为径向位置变化时出口温度、温升效率和流阻系数的分布曲线。

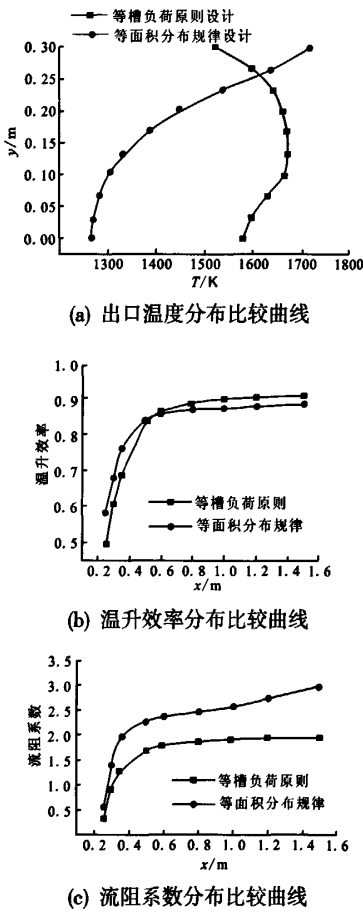


图 7 稳定器径向间距的影响

Fig.7 Influence of radial flame-holder distance

由图 7 可见, 等槽负荷原则设计时出口温度分布更为均匀, 温升效率更高, 同时流阻系数大大降低。这是由于等面积分布规律设计时外圈稳

定器离壁面过近, 内外两侧燃油浓度的径向分布不均匀, 就会出现局部高温区, 导致壁面过热, 而内圈稳定器离轴线距离过大, 轴线附近燃油浓度低, 导致中心温度偏低。等槽负荷原则设计时在稳定器的内外两侧燃油浓度的径向分布更为均匀, 同时阻塞比相对减小, 流阻小。

### 3 结论

对某型冲压燃烧室的三维燃烧流场进行了数值模拟, 研究了不同火焰稳定器布局对燃烧室出口温度分布、温升效率及流阻系数的影响, 获得如下结果:

(1) 内外圈稳定器前后位置对出口温度均匀性、燃烧性能和流阻影响都不大, 只与点火位置选择有关。

(2) 1 倍槽宽时出口温度分布最为均匀, 随轴向间距增大均匀性变差; 2 倍槽宽时温升效率最高, 但同时流阻系数也最大。轴向间距的选择需

要综合考虑对出口温度均匀性、燃烧性能及流阻的影响。

(3) 等槽负荷原则设计时出口温度分布更均匀, 温升效率更高, 同时流阻系数大大降低。

(4) 计算结果定性合理, 可用于预估不同条件下的燃烧室性能, 用于燃烧室优化设计, 指导燃烧试验。

### 参考文献:

- [1] [美]约翰·霍普金斯大学应用物理实验所编. 冲压发动机技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980.
- [2] 侯晓春, 季鹤鸣. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [3] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [4] 赵坚行. 燃烧的数值模拟[M]. 北京: 科学出版社, 2002.
- [5] 《航空发动机设计手册》总编委会编. 加力燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.

(编辑: 王建喜)

(上接第 8 页)

### 4 结论

本研究对带有抽吸槽二维混压式超音速进气道的非定常流场进行数值模拟, 并与定常条件下结果进行对比, 结果表明:

(1) 同一流马赫数下, 进气道喉部正激波的位置、形状在定常与非定常状态下会有不同。

(2) 非定常状态下进气道的性能与定常状态下存在一定差异, 特别是非定常状态下进气道特性变化曲线出现椭圆形或类似椭圆形的迟滞回路。

(3) 非定常状态下进气道的抽吸流量变化范围为  $0.31\text{kg/s}$ 、总压恢复系数为  $33.4\%$ 、流量系数为  $5.7\%$ , 而定常状态下分别为  $0.40\text{kg/s}$ 、 $27.8\%$ 、 $41.9\%$ 。

鉴于进气道性能在定常与非定常状态下存在较大差异, 建议对非定常状态进行更多研究。

### 参考文献:

- [1] 张佳, 吴颂平. 超声速进气道流场的 CFD 数值仿真[J]. 计算机仿真, 2008, 25(6): 80-83.
- [2] Van DM, Kwok FT, Walsh RF. Starting Characteristics of Supersonic Inlets[R]. AIAA 96-2914, 1996.
- [3] John W Slater. Verification Assessment of Flow Boundary Conditions for CFD Analysis of Supersonic Inlet flows[R]. AIAA-2001-3882
- [4] 柳长安, 吴宝元, 杨铁成. 进气道俯仰振荡状态的非定常数值仿真[J]. 火箭推进, 2008, 34(3): 27-30.
- [5] 常军涛, 鲍文, 崔涛, 等. 抽吸对高超声速进气道抗反压能力的影响[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 505-509.
- [6] 袁化成, 梁德旺. 抽吸对高超声速进气道起动能力的影响[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 47-50.

(编辑: 陈红霞)