

文章编号: 1001- 2486(2010) 03- 0022- 05

带有中心预燃室的冲压发动机数值模拟研究*

席文雄, 谭建国, 王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 为提高低压条件下燃烧室点火和火焰稳定性能, 设计了一种中心预燃室结构的冲压发动机。运用数值模拟方法对简化燃烧室内部的喷雾燃烧流场进行了分析。结果表明: 随着燃烧室工作阶段的不同, 预燃室尾部收缩段对内外涵气流相互作用的影响存在差异; 由于局部压差的增大, 预燃室取气口将出现局部加速效应; 预燃室内流动过程受下游燃烧的影响。

关键词: 推进系统; 预燃室; 数值模拟; 燃烧; 冲压发动机

中图分类号: V235. 21 **文献标识码:** A

Numerical Study on a Ramjet Combustor with Center Preburner

XI Wen xiong, TAN Jian guo, WANG Zhen guo

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A ramjet with a center preburner was designed for the purpose of intensifying the ability of ignition and flamehold characteristic at low pressures. The numerical studies were conducted to investigate the spray and combustion characteristics in the simplified model combustion. The result reveals that, with the change of the work conditions, the convergent rear of the preburner has a different impact on the interaction between the inner and the outer flow. The flow at the entrance of the preburner will accelerate due to the increase in the pressure drop and combustion occurring downstream affects the flow characteristics in the preburner.

Key words: propulsion system; preburner; numerical simulation; combustion; ramjet

在高速气流中实现可靠点火, 并保持火焰稳定是冲压发动机燃烧室设计的关键技术。根据火焰稳定方式的不同, 有多种形式的燃烧室结构: 以 V 型槽作为火焰稳定器的燃烧室^[1]、轴向外突扩^[2-4]、轴向中心突扩燃烧室^[5] 以及多进气道的旁侧突扩燃烧室^[6]。以往研究者多在较高压力范围内对这些燃烧室的火焰稳定特性进行研究。随着燃烧压力的降低, 低压条件下液体燃料雾化性能随之恶化, 将给燃烧室的点火和火焰稳定能力带来影响^[7]。根据前期试验结果^[8] 发现, 采用传统单一的火焰稳定方式的燃烧室不能满足燃烧室的可靠工作要求。尽管等离子体点火作为一种辅助燃烧方式被研究者重视^[9], 但是增加了系统的复杂程度。预燃室是一种改善点火和燃烧性能的有效手段, 通过燃烧释热能量的逐级放大, 以“常明灯”方式促进燃烧。冲压发动机预燃室常借鉴航空发动机燃烧室旋流稳焰方案组织燃烧, 但是压力损失较大, 在本来就最低的冲压进气条件下, 气流组织具有一定的困难。

本文设计了一种带有中心预燃室的冲压发动机燃烧室结构, 由内、外涵道组成。内涵为预燃室, 起着对部分气流进行减速增压的作用。内涵预燃室产生的高温火焰与主流高速混气相互作用, 辅助燃烧。通过数值模拟方法, 对其两相燃烧流动特征进行了研究, 研究结果将为燃烧室设计和试验结果的分析提供参考。

1 燃烧室设计

如图 1 所示为带有中心预燃室的冲压燃烧室示意图。燃烧室气流流路由内外涵道组成, 为使燃烧室正常工作, 需要对燃烧室流量进行恰当分配, 一方面保证内涵道预燃室燃烧产生足够的能量辅助主流

* 收稿日期: 2010- 01- 19

基金项目: 国家部委基金资助项目

作者简介: 席文雄(1984—), 男, 博士生。

点火燃烧; 另一方面需要考虑外涵道的气流加速效应对掺混燃烧的影响。为简化分析, 保证来流的均匀性条件, 在数值计算过程中, 通过设计延长的过渡段, 以减少预燃室的结构厚度和扩压段的扩张所导致的气流分离影响。来流空气经内涵预燃室进气管道捕获后, 在渐扩管道内继续减速增压, 预燃室突扩截面后形成回流区。通过合理的参数设计调节预燃室内气流速度, 为点火和稳定燃烧创造条件。

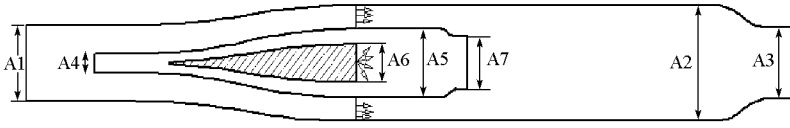


图 1 带中心预燃室的冲压燃烧室示意图

Fig. 1 Sketch of the ramjet combustor with a preburner

本文按燃烧室实际工作条件, 在设定的总流量和总温条件下, 对应的燃烧室将处于 0.5atm 左右的低压环境。根据优化计算, 选择一组典型的设计参数, 预燃室设计捕获流量为总流量的 6.0%。根据火焰速度传播规律对燃烧室结构进行了设计, 预燃室面积扩张比 13.5 (A_5/A_4), 预燃室内中心锥体的堵塞比为 30.5% (A_6/A_5), 为比较预燃室尾部收缩对燃烧流场的影响, 对有无收缩的两种情形进行了对比, A_7/A_5 分别对应为 40%、100%。

预燃室内燃油喷射点设置在突扩截面中心区域, 采用单点喷射, 给定液滴的初始速度、初始粒径尺寸, 由 R-R 分布函数定义。主燃烧区域采用外涵道的均匀预混模式顺流喷射, 假定液滴尺寸和速度在气流截面上均匀分布, 以保证外涵燃料与空气混合均匀性条件。

2 控制方程和数值方法

2.1 气相控制方程

气相控制方程包括连续性方程、动量守恒方程、能量守恒方程、组分输运方程。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial y} = H \quad (1)$$

式中: $Q = (\rho, \rho u, \rho v, \rho e, \rho Y_i)^T$ 为守恒变量, E, F, G 和 E_v, F_v, G_v 分别为方程的对流通量项和粘性通量项。 $H = (S_{d,m}, S_{d,u}, S_{d,v}, S_{d,h}, \omega_i)^T$ 代表气/液两相相互作用和化学反应作用源项。

为考虑湍流影响, 联立求解标准 $k-\varepsilon$ 双方程湍流模型方程, 壁面处采用标准壁面函数处理。联立多组分气相混合物的理想气体状态方程对方程组进行封闭。

2.2 液滴控制方程

液滴相运用颗粒轨道模型进行追踪, 通过积分拉格朗日坐标系下的颗粒作用力微分方程来求解其轨迹。液滴相作用力平衡方程为:

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \mathbf{V}_p \quad (2)$$

$$\frac{d\mathbf{V}_p}{dt} = F_D(\mathbf{V} - \mathbf{V}_p) + \frac{\mathbf{g}(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + \mathbf{F} \quad (3)$$

$$F_D = \frac{18\mu C_D Re}{\rho_p d_p^2} \quad (4)$$

其中 \mathbf{V} 为气相速度, \mathbf{V}_p 为颗粒速度, μ 为流体动力粘度, ρ 为流体密度, ρ_p 为颗粒密度, d_p 为颗粒直径, \mathbf{g} 为重力加速度, \mathbf{F} 代表所有其它外力, 包括 stefan 流、压力梯度作用及其它体积力, $F_D(\mathbf{V} - \mathbf{V}_p)$ 为颗粒单位质量的阻力, C_D 为阻力系数。

2.3 方程源项求解

方程源项由离散相的蒸发和燃烧过程引入。离散相采用液滴蒸发模型, 考虑液滴与气相组分间的质量和热量传递过程, 并考虑湍流对该过程的影响。燃烧过程采用基于有限速率和湍破碎过程共同作用的化学模型来模拟。鉴于本文的研究目的, 同时为了减少详细化学动力学计算过程中的“刚性”

问题对结果收敛性的影响,煤油采用简单的总包反应 $C_{12}H_{23} + 17.75O_2 \rightleftharpoons 12CO_2 + 11.5H_2O$, 其反应速率由 Arrhenius 公式给出。

2.4 计算方法及边界条件

基于有限体积法对方程进行离散,模型采用结构网格进行划分,在壁面及流动参数剧烈变化处网格加密,网格节点总数达6万,并对网格进行了无关性验证以减少网格数量对计算结果的影响。对流项采用二阶迎风格式,扩散项采用中心差分格式,结合LU隐式数值方法,采用多重网格技术加速收敛。给定燃烧室质量入口边界条件,燃烧室出口变量由一阶精度外推。固体壁面假定无滑移、绝热、零压力梯度条件。

3 结果分析

3.1 流场特征

燃烧室在工作过程中,按启动顺序可划分为3种工况:启动前的冷流工况、预燃室单独燃烧工况和预燃室辅助燃烧工况。预燃室单独燃烧工况作用主要体现在为燃烧室点火聚集能量。预燃室辅助燃烧工况下,预燃室和主流同时喷入燃料进行燃烧。这3种工况下的流动、燃烧特性及其相互作用过程具有不同的特点,对燃烧室整体性能的发挥具有重要影响。

为使预燃室产生的高温气流与外涵主流混气进一步掺混燃烧,预燃室尾部的收缩与否直接影响着预燃室下游的流场特征。如图2(a)、(b)所示分别为预燃室出口有无收缩情况下的冷态流场特征。其中,对称轴上、下两部分分别表示为流场的流线和轴向速度等值线图。从图中可以看出,预燃室内部的中心突扩区域形成了低速回流区,该区域将为燃烧室的启动点火提供低速气流环境。在冷态下,预燃室出口段的收缩与否对预燃室内部的流动特征影响不明显。然而,预燃室尾部气流在与主流的相互作用过程中却显现出较大差异。没有尾部收缩的情况下,由于较大的速度剪切(如图7所示)和逆压梯度的作用,预燃室出口下游形成了大尺度的尾部回流区。由此可以看出,预燃室出口段的结构特征将影响预燃室出口气流与主流的相互作用特性。

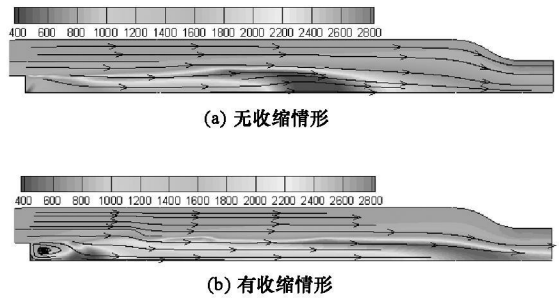
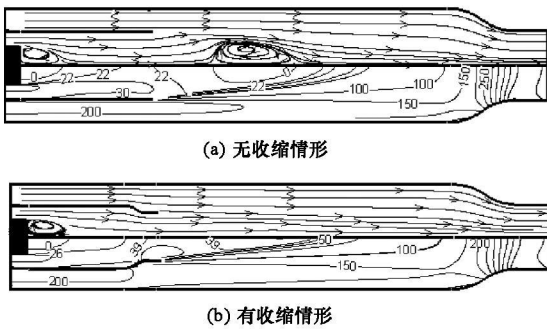


图2 冷态流线和速度等值线图(单位:m/s)

Fig. 2 Contour of velocity magnitude and streamlines in a cold combustor (unit: m/s)

图3 单独燃烧下的温度分布与流线图(单位:K)

Fig. 3 Contour of temperature and streamlines with preburner working (unit: K)

如图3为预燃室单独燃烧下的温度分布云图和流线图。在图3(a)显示的无收缩情形下,突扩截面回流区特征不明显。由喷射出的冷态煤油蒸发吸热所致,温度较低。在预燃室出口下游才出现完全燃烧的高温区域,在与主流冷气进行质量和热量交换的过程中,下游温度不断降低。在图3(b)显示的有收缩情形下,回流区在预燃室内的突扩截面处形成,在回流区下游形成较高的温度分布区域,此时回流区提供了燃料和空气的充分掺混的气流条件。预燃室出口气流在与主流交互的过程中,温度分布较集中,横向扩散较小,未充分燃烧的剩余燃料在下游补燃(由图5燃烧室出口CO₂浓度分布可以看出),温度不断上升。

图4为预燃室辅助燃烧工况下的温度和流线分布云图,此时在外涵主流中喷入均匀分布的燃料,预燃室和主流混气同时参与燃烧。从图4(a)、(b)的两种情形可以看出,收缩段的影响仍体现在回流区的

形成位置。在无收缩情形下尾部区域形成的大尺度回流区是主流混气与预燃室预热燃气进行相作用的主要区域, 由于大尺度回流区的影响, 温度分布的均匀性较差。而在有收缩段的情形下, 主流与预燃室的气流交互主要通过平行气流间的伴随掺混。两种情形下, 由于下游燃烧释热的影响, 在预燃室突扩截面内形成的回流区都表现为不同程度的收缩。

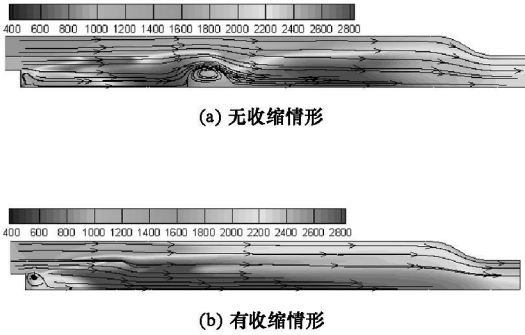


图 4 燃烧室稳定工况下的温度分布和流线图
Fig. 4 Contour of temperature and streamlines in a working combustor

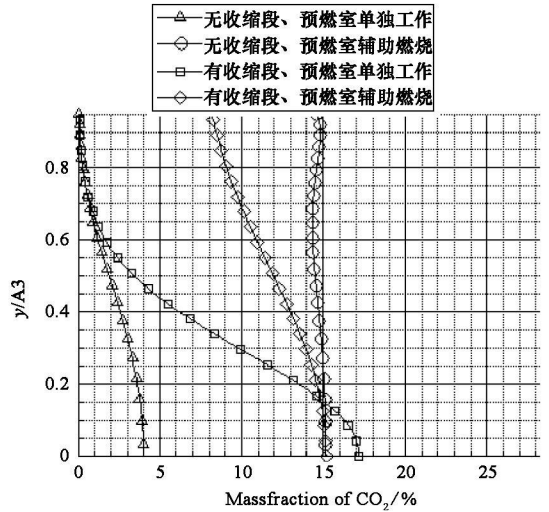


图 5 燃烧室出口 CO₂ 浓度分布
Fig. 5 Distribution of CO₂ at the exit of combustor

3.2 预燃室进气特性

内涵预燃室气流取自主流空气, 以冲压进气的方式获得。预燃室进口进气特性将影响预燃室内的正常工作。从图 6 所示的冷、热态下的轴向速度云图可以看出, 主流空气进入预燃室进气管道后, 气流出现局部加速特征, 这是由于高速主流遇经预燃室取气口时, 由于阻碍作用出现了局部的压力损失, 在此压差的作用下形成了进气口的局部加速效应。该阻碍作用的表现形式主要体现在, 外涵道的流通面积沿轴向呈现出渐缩的趋势, 而内涵道出于减速增压的目的, 流通面积不断加大。由计算结果表明, 燃烧室内部同一截面的密度变化较小, 对流量大小的趋势性影响不大, 按照流量公式, 某截面处的流量大小与速度成正比例关系。因此可以看出, 在不考虑进气口结构厚度的情况下, 预燃室的实际空气流量将大于按面积比例所确定的流量, 冷热态下该趋势共同存在。对比冷热态下的速度场分布可以看出, 由于

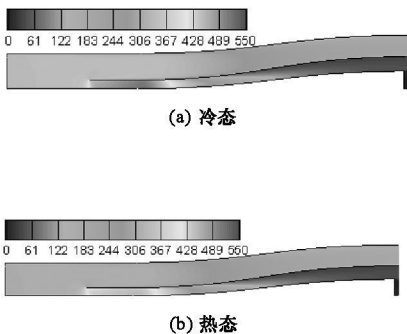


图 6 冷热态下预燃室进气口轴向速度云图
Fig. 6 Contour of axial velocity magnitude at the inlet of preburner in cold/hot condition

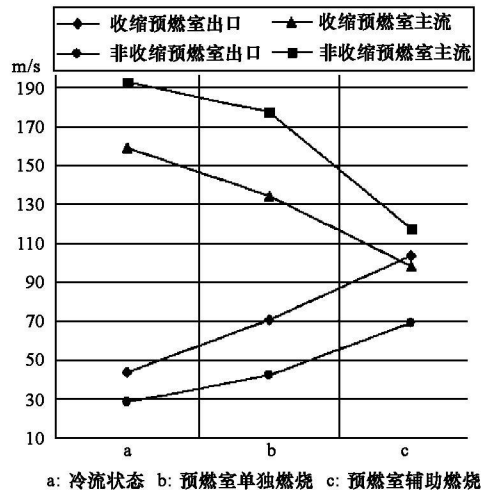


图 7 平均速度分布
Fig. 7 Distribution of average velocity

下游燃烧放热, 燃烧室压力上升, 同时压力分布在燃烧室区域内重新调整, 热态下的来流速度较冷态下将有所降低。

如图7所示为不同工况下, 预燃室出口及其同一截面位置处外涵气流的平均速度。可以看出, 冷态下由于预燃室末段的收缩使得外涵通道截面通道加大, 出口气流速度下降。由此造成了预燃室出口气流在相互作用过程中的不同的气流剪切速度。无收缩情形下两股气流剪切速度的梯度特征使得在预燃室出口末段下游形成了大尺度的回流。从冷态、预燃室单独工作到预燃室辅助燃烧的工况变化过程可以看到, 随着燃烧剧烈程度的增加, 预燃室出口气流速度不断加大, 外涵道的主流平均速度却不断降低。随着燃烧室释热强度的增大, 预燃室气流与外涵主流速度趋于一致。

3.3 预燃室辅助燃烧特性

通过对比预燃室出口的气态煤油组分浓度可以预示燃料在预燃室内燃烧的完全程度。涵道式预燃室出口处未达到拥塞条件, 发挥高温点火源的作用时并不是孤立的, 其燃烧在一定程度上也受下游工况的影响。该现象可以从不同工况下煤油燃尽程度的变化中看出。如图8所示为预燃室出口在不同工况下的煤油组分浓度分布。从图中可知, 预燃室单独工作的情况下, 预燃室出口煤油浓度很高, 特别是轴线附近煤油质量浓度在20%–30%的范围内, 大部分煤油未能参与燃烧。未燃尽的煤油将在预燃室下游继续补燃。在预燃室辅助工作, 外涵气流与预燃室同时参与燃烧的情形下, 预燃室出口煤油浓度相比之下大大降低, 可见此时预燃室内的燃烧比其在单独工作时燃烧地更为充分。这主要由两方面原因起作用: 一是预燃室下游聚集的高温火焰区的回传作用加强了预燃室的燃烧过程; 二是燃烧放热使得预燃室内的压力环境改善, 促进了煤油液滴的蒸发过程。预燃室出口的收缩段可以在一定程度上减弱下游的影响。有收缩段的情形下, 气流强度和煤油组分分布较为集中, 与主流的相互作用较弱, 主流对预燃室工况的影响也较弱。

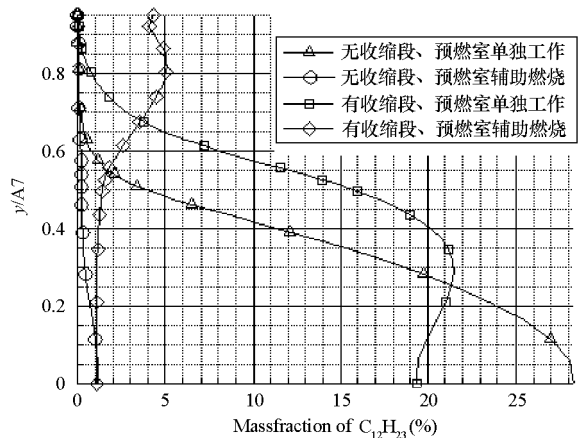


图8 预燃室出口煤油浓度分布

Fig. 8 Distribution of kerorene fraction at outlet of preburner

4 结论

(1) 预燃室尾部收缩与否将影响下游内、外涵之间的相互作用特征, 在大的剪切速度和逆压梯度作用下将在预燃室出口形成大尺度回流;

(2) 内涵预燃室进气口由于压力差的影响将在局部产生加速效应, 使得计算出的流量比按面积比例设计的偏大, 且下游工况将对之产生影响;

(3) 由于预燃室出口未处于未拥塞状态, 在内外涵共同燃烧工况下, 预燃室内的燃烧流动不是孤立的, 其受下游燃烧流动状况的影响。

参考文献:

- [1] Takao I. Combustion Characteristics of Ramjet Combustor[R]. AIAA96-2665, 1996.
- [2] Sung D K, Jeung I S. Numerical Simulation on a Reacting Flows of Coaxial Ramjet Dump Combustor with Liquid Fuel Injection[R]. AIAA 2006-4749, 2006.
- [3] Thangadurai G R, et al. Numerical Analysis of Integrated Liquid Ramjet Engine[J]. Defence Science Journal, 2008, 58(3): 327-337.
- [4] Sengupta K, Russell K, Mashayek F. Numerical Simulation of Counter current Dump Combustor for Efficient Flame Stabilization[R]. AIAA 2006-174, 2006.
- [5] Chen B, Xu X, Cai G B. A Multi-code CFD Solver for the Efficient Simulation of Ramjet/Scramjet Inlet engine Coupled Flowfields[R]. AIAA 2007-5414, 2007.
- [6] Ko T H. Three dimensional Fuel air Mixing Phenomena in a Side dump Combustor: A Numerical Study[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2005, 32: 1360-1374.
- [7] Ballal D R, Lefebvre A H. Ignition of Liquid Fuel Sprays at Subatmospheric Pressures[J]. Combustion and Flame, 1978, 31: 115-126.
- [8] 李庆, 潘余, 李清廉, 等. 基于凹腔火焰稳定器的亚燃冲压发动机点火性能研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(4).
- [9] Williams S, et al. Model and Igniter Development for Plasma Assisted Combustion[R]. AIAA 2004-1012, 2004.