

文章编号:1000-8055(2017)10-2355-09

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2017.10.007

凹腔/支板结构亚燃冲压燃烧室性能

王亚妹¹, 方祥军¹, 林 鹏², 顾洪斌³, 王 霄², 陶佳欣¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035;

3. 中国科学院 力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

摘 要: 为了避免基于凹腔火焰稳定器的亚燃冲压燃烧室壁面喷注时燃料与主流空气掺混非均匀性问题和提高燃烧室的性能, 提出在亚燃冲压燃烧室中使用支板喷注代替壁面喷注的方案, 数值模拟了凹腔/支板结构亚燃冲压燃烧室中燃料分布及流场结构, 并分析了支板结构对燃料空气混合及燃烧室性能的影响。研究表明: 支板虽然使燃烧室出口的总压恢复系数相对于壁面喷注方式下的降低了 6.3%, 但能使燃料均匀分布于整个流道内, 增强了燃料与空气掺混, 使燃烧室出口的混合效率和燃烧效率分别提高了 21.4% 和 20.5%。燃烧效率的提高弥补了采用支板导致的燃烧室内气流的额外总压损失所带来的机械能损失, 使得支板喷注时燃烧室出口的比冲提高了 39.6%。因此, 在亚燃冲压燃烧室中设置凹腔/支板结构, 有利于提高燃烧室整体性能。

关 键 词: 亚燃冲压燃烧室; 凹腔/支板结构; 混合效率; 燃烧效率; 支板喷注

中图分类号: V235.2

文献标志码: A

Performance of ramjet combustor based on cavity/strut structure

WANG Yamei¹, FANG Xiangjun¹, LIN Peng²,

GU Hongbin³, WANG Xiao², TAO Jiixin¹

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Shenyang Aircraft Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110035, China;

3. State Key Laboratory of High-temperature Gas Dynamics,

Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Strut injection was proposed to replace wall injection in ramjet combustor, in order to promote the combustion efficiency and avoid the problem of inhomogeneous mixing of fuel and mainstream, which was caused by fuel centralized near the wall with wall injection in ramjet combustor based on cavity flameholder. The distribution of fuel and flow field structure in ramjet combustor based on cavity/strut structure was simulated. The effects of strut on mixing and performance of ramjet combustor were studied. It was found that the strut made homogeneous fuel distribution in the whole flow channel, enhanced the mixing of fuel and air, enhanced the mixing efficiency and combustion efficiency of the combustor exit by 21.4% and 20.5% respectively, although it reduced the total pressure recovery coefficient of the combustor exit by 6.3% compared with that under the wall injection method.

收稿日期:2016-03-29

作者简介:王亚妹(1984—),女,博士生,研究方向为冲压发动机燃烧室。E-mail:wangyamei2010@126.com

引用格式:王亚妹,方祥军,林鹏,等. 凹腔/支板结构亚燃冲压燃烧室性能[J]. 航空动力学报, 2017, 32(10): 2355-2363. WANG Yamei, FANG Xiangjun, LIN Peng, et al. Performance of ramjet combustor based on cavity/strut structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(10): 2355-2363.

The improvement of combustion efficiency made up the additional total pressure loss, and increased the specific impulse of the combustor exit by 39.6% under the strut injection method. Therefore, it is good for improving the combustor performance when the cavity/strut structure is used in ramjet combustor.

Key words: ramjet combustor; cavity/strut structure; mixing efficiency; combustion efficiency; strut injection

燃料空气混合效果及其在燃烧室中的分布直接影响稳定燃烧和燃烧效率。对燃料空气混合及其分布的研究是分析燃烧性能的基础,具有十分重要的意义。

凹腔火焰稳定器已被广泛应用于超燃冲压发动机^[1-2]中,因其稳焰性能优于传统 V 型火焰稳定器,同时所造成的阻力损失小于传统 V 型火焰稳定器,逐渐有研究者^[3-4]将其用于亚燃冲压发动机中。采用凹腔火焰稳定器时,一般采用在凹腔上游的壁面喷注燃料。对于冲压发动机来说,由于燃烧室来流空气的动压较高,使燃料的穿透度非常有限,此外高速来流中可压缩剪切层增长速率很慢,导致燃料与来流的混合很有限。因此,壁面垂直喷注燃料时,燃料基本上是贴着壁面分布的,燃料很难喷注到主流中去,分布范围十分有限。

为避免壁面喷注存在的不足之处,研究人员提出直接在高速来流的中心喷注燃料,由插入来流中心的支板来实现。支板喷注被广泛应用于超燃冲压发动机中,研究发现支板可提供良好的燃料空间分布和混合效果^[5]。Hsu 等^[6]对基于凹腔火焰稳定器和支板喷注器的超声速流场进行了研究,发现支板喷注器可以有效提高点火能力并促进超声速流场的火焰稳定。Gerlinger 等^[7]、Fureby 等^[8]分别通过数值方法研究了交错尾部支板结构的超声速流场,发现支板可以产生较强的流向涡,增强混合。

普通亚燃冲压发动机中常采用喷油杆^[9]或中心喷油环^[10-11]喷注代替壁面喷注,使燃料分布于燃烧室主流中,此时如果采用凹腔火焰稳定器,由于凹腔内的回流区较为稳定,回流区与主流间的质量交换率较低,使燃料很难进入凹腔内,导致凹腔内局部燃料空气当量比较低,因而不具备成功点火的必要条件;因此针对这种喷注结构,一般宜用传统的 V 型火焰稳定器,而 V 型火焰稳定器造成的阻力损失较大,形成的回流区稳定性较差并且在低压下点火性能较低,已经不能满足现代亚燃冲压发动机的发展需求。

考虑到支板喷注可以将燃料直接喷注到主流

中,支板分割主流形成的剪切层及流向涡可以增强混合,并且在亚声速流中不存在激波损失等问题,本文采用通常用于超燃冲压发动机中的凹腔/支板结构,初次将其应用于亚燃冲压发动机中。以基于凹腔/支板结构和凹腔结构的两个亚燃冲压燃烧室为研究对象,利用 Fluent 软件对液体燃料在亚燃冲压燃烧室内的扩散分布及燃烧室流场进行模拟计算,通过对比亚燃冲压燃烧室内燃料混合分布及流场情况,来分析支板结构对亚燃冲压燃烧室内燃料空气混合及燃烧室性能的影响,以此来探讨凹腔/支板结构应用于亚燃冲压发动机中的可行性。

1 计算模型

1.1 燃烧室模型

本文数值计算采用的几何模型如图 1 所示,由隔离段、突扩段、凹腔段、主燃烧室及尾喷管构成。与文献^[12]中试验用的轴对称模型发动机(如图 2,其由喷油段、凹腔段、主燃烧室及尾喷管构成)相比,本文模型将燃烧室横截面由圆形变为矩形,增加了突扩段和支板结构。图 3 为支板横截面示意图,支板倾斜位于突扩段流道中心位置,倾斜角为 45° ,取支板侧面的凹槽宽(2 mm)作为特征长度,用 L 表示。支板高为 $47.8L$,宽为 $7.5L$,支板底部在凹腔火焰稳定器前缘上游 $29.8L$,支板顶部距燃烧室上壁面为 $4.8L$ 。燃烧室进口宽为 $35L$,高为 $30L$,总长为 $462.5L$ 。图 4 为凹腔结构示意图,凹腔前缘深度 $D_1 = 11L$,后缘深度 $D_2 = 5.6L$,凹腔长深比 $B/D_1 = 5.5$,凹腔后缘角 $\alpha = 45^\circ$ 。

1.2 计算网格

计算网格使用 ICEM-CFD 软件划分,先采用自上而下的方法创建 Block(块),对于圆形结构还需使用 O-Block 来解决圆弧 Block 顶点处网格的扭曲,再采用结构化网格进行划分。在近壁区和燃料喷口处对网格进行加密处理。图 5 和图 6 分别为本文计算模型网格和文献^[12]试验模型网格。

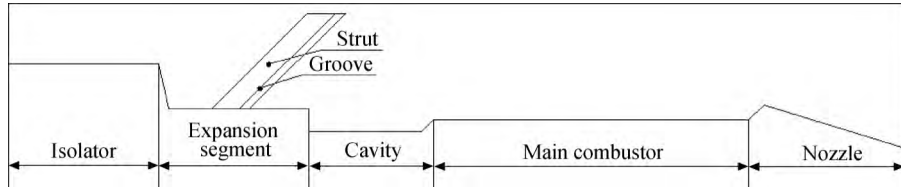


图 1 亚燃冲压燃烧室示意图

Fig. 1 Schematic of ramjet combustor

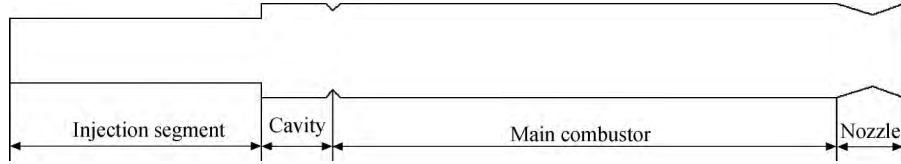


图 2 地面直连试验用轴对称燃烧室示意图

Fig. 2 Schematic of axisymmetric combustor used in ground direct connect experiment

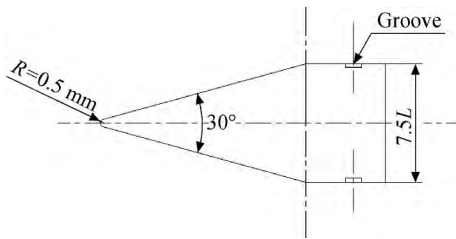


图 3 支板横截面示意图

Fig. 3 Schematic of cross section of strut

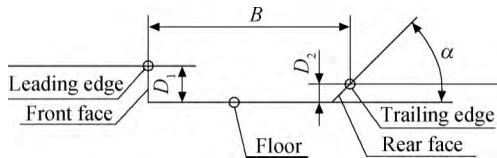
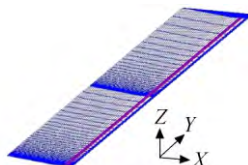


图 4 凹腔结构示意图

Fig. 4 Schematic of cavity structure



(a) 整体结构表面网格



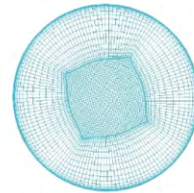
(b) 支板表面网格

图 5 本文模型网格

Fig. 5 Grid of model in this paper



(a) 整体结构表面网格



(b) 进口表面网格

图 6 文献[12]模型网格

Fig. 6 Grid of model in Ref. [12]

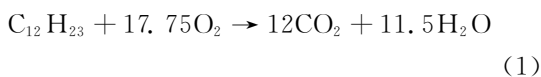
2 数值模拟方法

2.1 数学物理方法

湍流模型选用能较好修正湍流黏度系数 $C_\mu^{[13]}$ 且易收敛的 *realizable k-ε* 模型^[14];对黏性影响比较明显的近壁黏性底层与过渡层区域采用标准壁面函数求解;压力和速度耦合采用 SIMPLE(semi-implicit method for pressure linked equations)算法;采用颗粒随机轨道模型追踪液滴的运动经历;采用欧拉-拉格朗日方法处理两相流动问题,将空气作为连续相,煤油液滴作为离散相,再进行相间的耦合计算;煤油液滴雾化的一次破碎过程设置为多组相同粒径液滴的初始分布,考虑液滴的二次破碎过程,采用 SSD(stochastic secondary droplet)模型描述液滴破碎现象;为了更贴近真实液体扩散特性,考虑液滴的蒸发、液滴

间的碰撞和聚合。

煤油是一种混合物,通常根据其组成以某种烃燃料($C_{12}H_{23}$ 或 $C_{12}H_{24}$)来给出煤油的简化分子式。煤油的反应机理相当复杂,其与氧气的反应过程包括煤油中的高碳分子裂解以及裂解产物与氧气产生的链支反应。模拟化学反应的化学动力学模型一般分成四类:详细反应机理、基元反应机理、简化反应机理和总包反应机理。在实际计算中,受计算机速度和内存的限制,往往采用简化反应机理或总包反应机理。由于煤油的整个反应过程过于复杂,超过 1000 步的反应机理根本无法应用于工程计算,已有的简化反应机理也并不是普遍适用,总包反应虽然简单但却是由工程数据直接提炼而成,适合一定的工作范围。考虑到本文的工作范围处于这一范围内而且平衡计算速度和本文研究目的是侧重对比两种喷注方式时燃烧室的整体性能,因此本文中煤油简化为 $C_{12}H_{23}$, 并采用总包反应模拟化学反应:



湍流化学作用选择涡耗散概念(EDC)模型,EDC 模型^[15-16]是涡耗散模型的扩展,即在湍流流动中包括详细的化学反应机理。它假定反应发生在湍流的精细涡结构中,这种精细结构的特征长度(ξ^*)可由式(2)来确定,同时认为物质在精细涡结构内,经过一个特征时间(τ^*)才开始反应,该特征时间由式(3)确定。

$$\xi^* = C_\xi \left(\frac{\nu \epsilon}{\kappa^2} \right)^{\frac{3}{4}} \quad (2)$$

$$\tau^* = C_\tau \left(\frac{\nu}{\epsilon} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

其中 C_ξ 为体积比率常数,经验值为 2.1377, C_τ 为时间尺度常数,经验值为 0.4082; ν 运动黏度, κ 为湍流动能, ϵ 为湍动能耗散率。

在精细涡结构中发生的化学反应可以看作是等压过程,因此组分守恒方程中的化学反应源项可以由式(4)确定:

$$R_i = \frac{\rho(\xi^*)^2}{\tau^* [1 - (\xi^*)^3]} (w_i^* - w_i) \quad (4)$$

其中 ρ 为混合物密度, w_i 、 w_i^* 分别为反应前和经过特征时间 τ^* 反应后的组分质量分数。

该模型能够将湍流流动与化学反应很好地结合,已经得到广泛应用。在特征时间 τ^* 内,化学反应速率由阿累尼乌斯公式计算。EDC 模型包

含详尽的化学反应机理时,大量阿累尼乌斯速率的积分运算是非常费时的,可以采用 ISAT(in situ adaptive tabulation)算法^[17]来提高计算效率;在首次计算反应速率时采用直接积分,然后将结果保存成 ISAT,在下次计算时查表插值即可。

相比于 Fluent 中所提供的其他三种湍流-化学反应相互作用模型:层流有限速率模型使用阿累尼乌斯公式计算化学源项,忽略湍流脉动的影响;涡耗散模型认为反应速率由湍流涡的混合速率控制,避开了阿累尼乌斯化学动力学计算;有限速率/涡耗散模型计算阿累尼乌斯速率和混合速率,并使用其中较小的一个。而 EDC 模型是涡耗散模型的拓展,首先计算火焰存在的最小湍流结构,以及结构存在的时间尺度,在最小结构中应用化学反应机理(可以是详尽的多组分多步反应,也可以是单步总包反应)。由于亚燃冲压燃烧室中的高湍流燃烧过程,因此本文选择 EDC 模型。

2.2 物性参数计算

燃烧室中燃气混合物的密度按理想气体定律计算,比定压热容采用混合理论计算,热导率与黏度由理想气体混合定律计算,质量扩散率用分子运动学理论计算。单个气体组分的比定压热容均给定为温度的分段多项式函数,采用五阶多项式拟合;热导率和黏度均采用分子运动学理论计算。

液滴的密度、气化潜热及二元扩散率在一定的温度范围内变化不是很大,均给定为对应温度范围内的平均值常数。饱和蒸气压与表面张力以拟合的分段温度多项式形式给出。

2.3 边界条件

采用质量流量进口边界条件,给定进口空气流量和气流总温;采用压力出口边界条件,给定出口反压;燃烧室和支板壁面为无滑移、无热流固壁边界条件。

本文计算模型煤油液滴的初始条件给定为面喷射,给定液滴的喷注速度为 40 m/s,方向为垂直于主流方向,液滴平均直径为 20 μm ,根据当量比来给定燃料流量。

针对文献[12]中的试验工况(如表 1),进行了网格无关性验证。分别取网格数为 50 万、100 万、150 万和 200 万进行计算,取沿 X 轴方向上的压力为比较对象,结果如图 7。由图可以看出,网格数大于 100 万后,结果比较接近,因此,本文中取计算网格数为 150 万。

表 1 文献[12]中的试验工况
Table 1 Experimental condition in Ref. [12]

参数	数值
空气流量/(kg/s)	2
进口总压/kPa	350
进口总温/K	600
当量比	0.7
液滴喷注速度/(m/s)	40
液滴平均直径/ μm	20

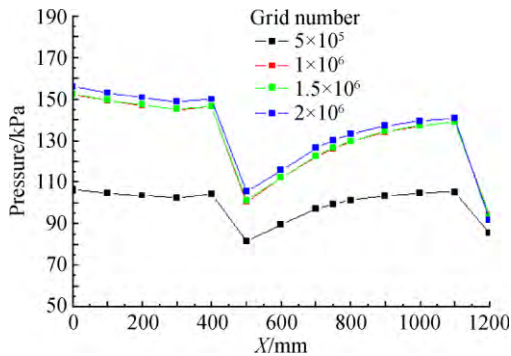


图 7 网格无关性验证

Fig. 7 Verification results of grid independence

3 结果与分析

3.1 算例验证

为了检验上述数值计算方法的合理性,本文进行了冷热态算例验证,并将计算结果与试验结果^[12]的壁面压力和流场结构进行了对比。图 8 比较了试验与数值计算的冷热态壁面压力分布(图中各测点的轴向距离以燃烧室的总长度为参考进行了无量纲处理,压力值以燃烧室入口静压为参考进行了无量纲处理,下同)。由图 8 可以看出,采用本文计算网格和数值模拟方法所计算的结果与试验结果趋势一致,数值计算结果相对于试验结果偏小的原因是试验测量的为近壁面的压力值,计算结果取的是轴向截面上的面积平均值。

图 9 为文献[12]提供的凹腔火焰稳定器附近流线的仿真结果与本文数值模拟结果的对比。由图可以看出,凹腔长深比为 10 时,回流区中涡心的位置靠近凹腔前壁,凹腔剪切层已经撞击到凹腔的底壁。说明本文计算网格和数值模拟方法可以较好地展示流场特征。

数值计算结果与试验结果无论是在定量上,还是在定性上,都吻合得较好,这说明本文采用的

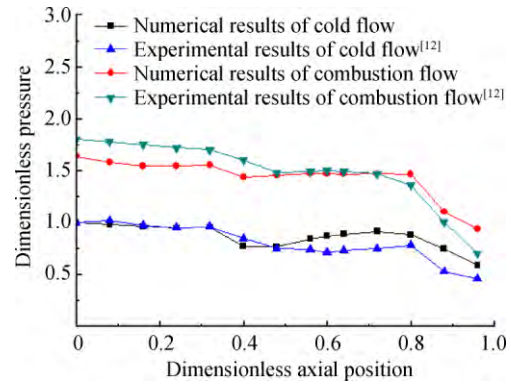
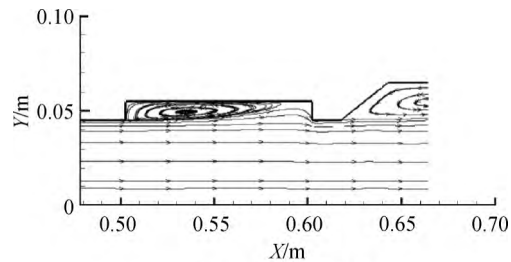


图 8 本文数值计算结果与文献[12]试验结果对比
Fig. 8 Comparison between numerical results in this paper and experimental results in Ref. [12]



(a) 文献[12]计算结果

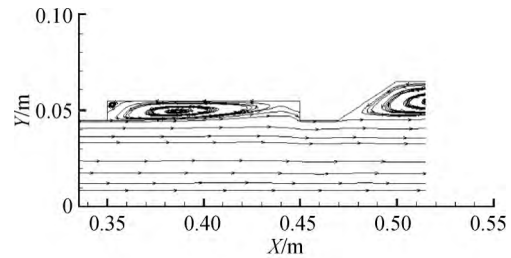


图 9 凹腔火焰稳定器附近流线

Fig. 9 Streamlines near the cavity flameholder

数值计算方法是合理正确的。

3.2 凹腔/支板结构对燃料分布的影响

图 10 分别为文献[12]中壁面喷注方式与本文支板喷注方式时煤油液滴扩散轨迹图。它们的相同点是,燃料自喷口喷出后,在向下游流动的过程中与凹腔剪切层相互作用较强,同时由于凹腔内回流区的作用,燃料与空气充分混合、蒸发,延长了燃料的停留时间,有利于点火;不同点是,壁面喷注时燃料分布贴壁,在经过一段距离后才可以扩散至主流中心,而支板喷注可以直接将燃料喷注到主流中心,相比于壁面喷注,能使燃料更加迅速、均匀地分布于整个燃烧室流道中。图 11 为本文支板喷注方式时轴向各截面上的燃料组分质量分数分布云图,由图可以看出,燃料在整个流道

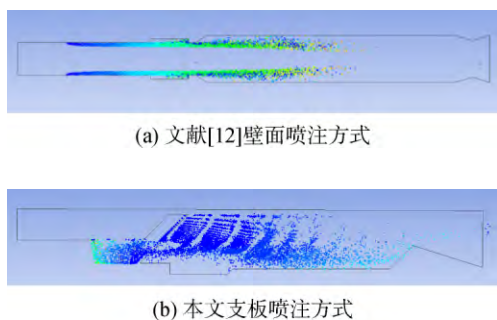
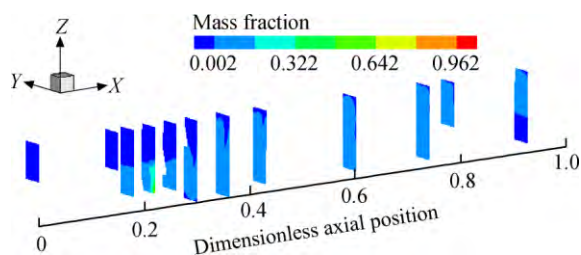


图 10 煤油液滴扩散轨迹

Fig. 10 Diffusion traces of kerosene droplet

图 11 轴向各截面上煤油质量分数分布云图
(支板喷注方式)Fig. 11 Contours of kerosene mass fraction on each cross section along axial direction
(strut injection)

内均匀分布,有利于火焰传播。

3.3 凹腔/支板结构对燃烧室性能的影响

为了研究支板对亚燃冲压燃烧室性能的影响,本文比较了相同燃烧室结构模型在来流总温为 600 K,隔离段进口马赫数为 0.4 时,支板喷注方式与壁面喷注方式两种情况下,燃烧室内的混合效率、燃烧效率和总压损失。

评价燃料和空气混合性能的指标为混合效率。Rogers^[18]给出燃料垂直喷注到主流中的混合效率的经验公式;垂直喷注混合将引起较大的混合效率初始增长,但远场混合以一定的方式明显有所减弱,这是由于近场混合由射流与来流相互作用产生的大涡驱动的宏观混合所控制,而远场混合仅靠混合层中的小尺度湍流。

图 12 比较了两种喷注方式下燃烧室的混合效率。由图 12 可以看出,两种喷注方式下,在喷注点处混合效率大于 0,这是由于两种喷注方式都是燃料垂直喷注到主流中,喷注周围循环尾迹

区的出现所造成的;同时可看出,支板喷注方式的混合效率大于壁面喷注方式,并且在出口处,混合效率提高了 21.4%,这是由气流流过支板,在支板后形成的流向涡造成的。

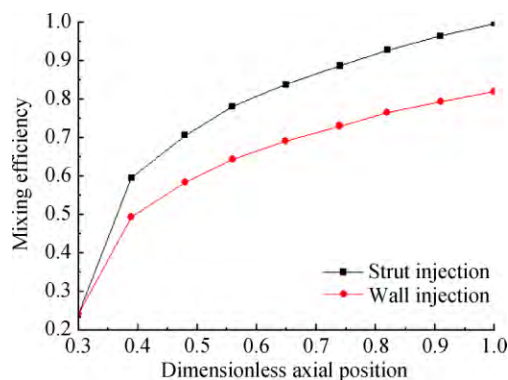
图 12 两种喷注方式下混合效率沿燃烧室轴向的变化
Fig. 12 Variation of mixing efficiencies along axial direction with two injection methods

图 13 和图 14 为无支板燃烧室和有支板燃烧室内局部流场,由图可以看出,在凹腔前缘处截面 ($X=0.3\text{ m}$)和凹腔后主燃烧室等直段截面 ($X=0.45\text{ m}$)时,由于两种燃烧室均设有突扩段及凹腔,在 $Z=-0.06\text{ m}$ 以下区域的流线分布近似;在 $Z=-0.06\text{ m}$ 以上区域,有支板燃烧室在支板后形成交错的流向涡,这些远离喷注点和壁面的较大的涡有利于增强燃料与空气的混合。因此,无支板燃烧室燃料空气混合主要发生在近壁面处,而有支板燃烧室则使整个流道内的燃料空气相互作用,所以支板喷注方式燃烧室的混合效率明显高于壁面喷注方式。这个结果证明,在燃烧室中设置支板喷注结构,可以有效增强整个燃烧室内

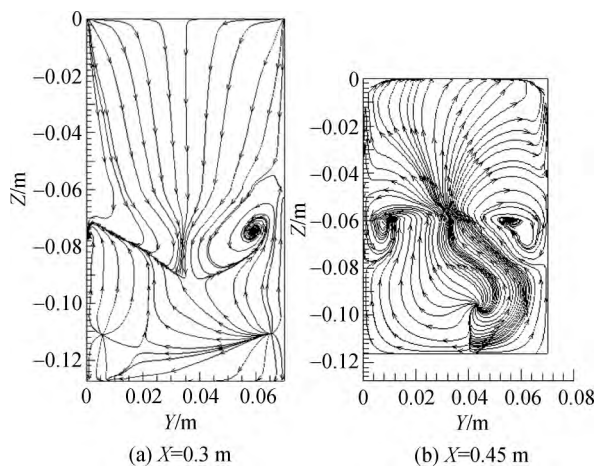


图 13 无支板燃烧室局部流线图

Fig. 13 Local streamlines in combustor without strut

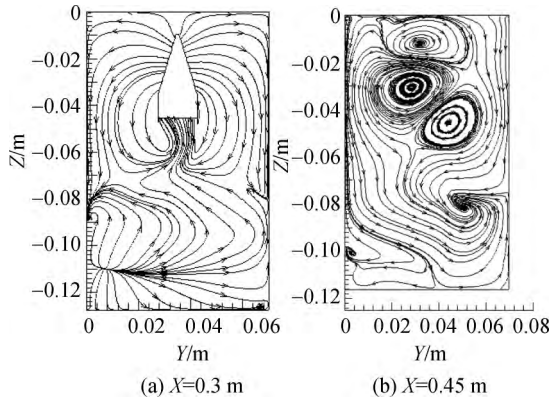


图 14 有支板燃烧室局部流线图

Fig. 14 Local streamlines in combustor with strut

燃料与空气混合及分布。

图 15 为在当量比为 0.8 时,两种喷注方式下燃烧效率沿燃烧室轴向的变化图。由图可以看出,相对无支板燃烧室而言,有支板燃烧室的燃烧效率有显著提高,到燃烧室出口时,支板燃烧室燃烧效率提高了 20.5%。这主要是因为,在燃烧室中设置支板后,支板喷注方式使燃料直接分布在流道中心,同时支板后形成的流向涡增强了燃料与空气的混合,使燃料均匀分布,有利于火焰稳定与传播,此外,支板后形成的稳定区使高温燃气驻留,和凹腔一样形成一个稳定的点火源。而壁面喷注方式时,燃料穿透度有限,大部分集中在壁面附近,燃料分布不均匀导致燃烧不充分。这些因素共同造成有支板燃烧室的燃烧效率高于无支板燃烧室的。

图 16 为两种喷注方式下,沿轴向方向各截面的温度分布云图。图 17 为两种喷注方式下,对称面上的温度分布等值线图。由温度分布可以看出,相对于无支板燃烧室,有支板燃烧室的温度比较高、温度分布比较均匀且高温区基本分布于整

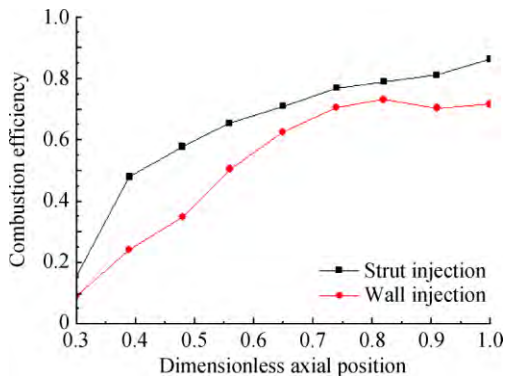
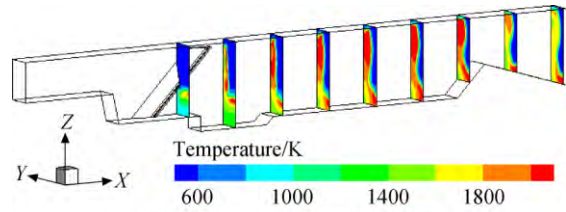
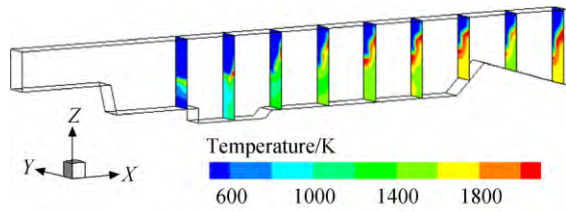


图 15 当量比为 0.8 时两种喷注方式下的燃烧效率
Fig. 15 Combustion efficiencies with two injection methods at equivalence ratio of 0.8



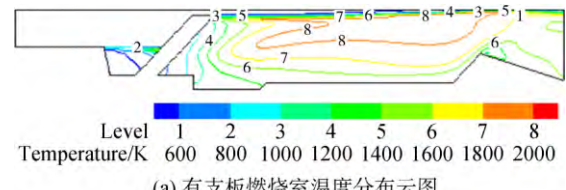
(a) 有支板燃烧室温度分布云图



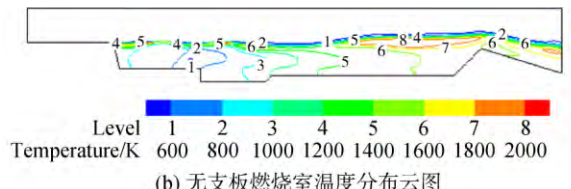
(b) 无支板燃烧室温度分布云图

图 16 沿轴向各截面上温度分布云图

Fig. 16 Temperature contours on each cross section along axial direction



(a) 有支板燃烧室温度分布云图



(b) 无支板燃烧室温度分布云图

图 17 对称面上温度等值线图

Fig. 17 Temperature isolines on the symmetry plane

个流道,说明此时燃烧发展充分,特别是在主燃烧室段,支板形成的流向涡使燃料与空气充分混合,混合物均匀分布与整个流道内,从而能够达到稳定的燃烧。而壁面喷注方式时,整体温度相对较低,并且集中分布在壁面附近,只有在主燃烧室段后部上方有一小部分的高温区,这说明由于壁面喷注时,燃料大部分集中在壁面附近,壁面附近区域燃料质量分数过高,导致壁面附近燃烧不充分,只有在上部主流与燃料剪切层处燃料与空气混合均匀,达到了很小范围的充分燃烧。因此,有支板燃烧室的燃烧比无支板燃烧室的燃烧充分和稳定,燃烧效率相对较高。

图 18 为不同当量比时,两种喷注方式下燃烧室出口燃烧效率的变化图。由图可以看出,随着

当量比的增加,有支板燃烧室的燃烧效率呈增加趋势,但在当量比大于 0.8 后,增加幅度减小;而无支板燃烧室的燃烧效率在当量比小于等于 0.8 时,一直呈增加趋势,但当量比大于 0.8 后,燃烧效率降低;并且有支板燃烧室的燃烧效率一直大于无支板的。这说明支板的加入有助于燃料的扩散和均匀分布,使燃烧室内保持持续稳定的燃烧,从而使燃烧效率随着燃料的增加而逐渐提高;而无支板燃烧室由于燃料贴壁分布,随着燃料的增加,近壁面燃料质量分数过高,造成严重的燃烧不充分,反而使燃烧效率降低。

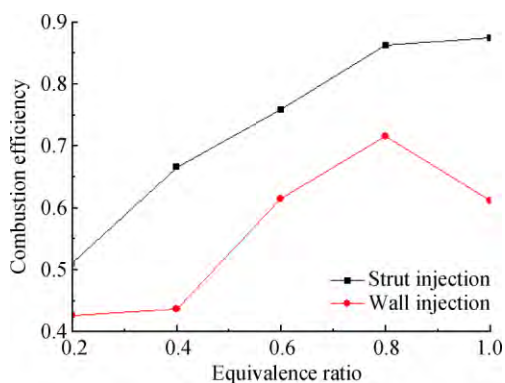


图 18 燃烧室出口燃烧效率随当量比的变化

Fig. 18 Variation of combustion efficiency with equivalence ratios at combustor exit

图 19 比较了两种喷注方式下燃烧室的总压恢复系数。由图可以看出,在凹腔前加入支板后,燃烧室的总压恢复系数有所降低,但是相对于壁面喷注降低的幅度并不大,支板喷注方式下燃烧室出口的总压恢复系数相对于壁面喷注方式下的降低了 6.3%,这主要是由支板对主流的阻塞作用,增大了气流的压力损失,以及存在壁面摩擦、

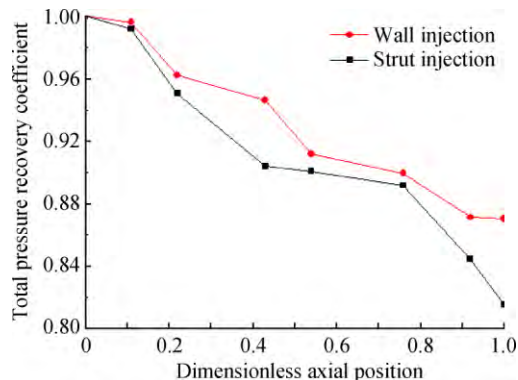


图 19 两种喷注方式下燃烧室总压恢复系数变化

Fig. 19 Total pressure recovery coefficient of combustor with two injection methods

燃烧加热等因素造成的,因此相对于无支板燃烧室,有支板时的总压恢复系数低一些,但是降低幅度较少。这主要是因为有支板时燃烧效率高无支板时,通过增强燃烧弥补了总压损失所带来的机械能损失;另一方面亚燃冲压燃烧室中支板周围不存在激波损失,相比支板用于超燃燃烧室中,在亚燃冲压燃烧室中机械能的损失相对较小,这一特点优于支板在超燃燃烧室中的应用。

表 2 给出两种喷注方式下燃烧室出口的燃烧效率、总压恢复系数和比冲。由表可以看出,支板喷注方式相对于壁面喷注方式下燃烧室的燃烧效率提高了 20.5%,气流总压恢复系数下降了 6.3%,燃烧室比冲提高了 39.6%。由此可见,燃烧效率的提高弥补了气流的总压损失,使燃烧室比冲得到明显提高。因此,支板结构的加入可以改善燃料与空气的混合及其分布,此外,支板和凹腔的组合可以提供更大范围的低速区,为火焰传播和稳定燃烧提供了有利的燃料分布和流场条件,提高了燃烧效率和整个燃烧室的性能。

表 2 两种喷注方式下燃烧室出口的燃烧效率、总压恢复系数和比冲的比较

Table 2 Comparison of combustion efficiency, total pressure recovery coefficient and specific impulse at combustor exit with two injection methods

参数	壁面喷注	支板喷注
燃烧效率	0.7153	0.8622
总压恢复系数	0.8701	0.8155
比冲/(m/s)	4115.3	5743.9
当量比	0.8	0.8

4 结 论

为了避免基于凹腔火焰稳定器的亚燃冲压发动机中壁面喷注时燃料贴壁分布所造成的燃料与主流空气非均匀混合的问题和提高燃烧室性能,本文提出在亚燃冲压燃烧室内使用支板喷注代替壁面喷注的方案,在隔离段与凹腔段之间增设突扩段,并在突扩段设置支板喷注结构。比较了基于凹腔火焰稳定器的亚燃冲压发动机壁面喷注方式和支板喷注方式下燃料在燃烧室内的扩散轨迹、燃料组分分布和流场流线分布及其对燃烧室性能的影响,得到如下结论:

1) 相比于壁面喷注方式的燃料贴壁分布,支

板喷注方式使燃料迅速扩散至整个流道,并均匀分布;支板后形成交错的流向涡,可以增强燃料空气混合,提高混合效率。

2) 虽然支板喷注方式下燃烧室内的总压恢复系数相对壁面喷注方式下的有所降低,但是燃烧室的燃烧效率有明显的提高弥补了气流总压损失带来的机械能损失,使得支板喷注方式下的燃烧室比冲高于壁面喷注方式下的燃烧室比冲。

3) 凹腔/支板结构应用于亚燃冲压发动机中,有利于火焰稳定和传播,可以提高燃烧室燃烧效率和比冲,从而提高发动机的整体性能。因此,凹腔/支板结构应用于亚燃冲压发动机中具有一定的研究价值。

参考文献:

- [1] ROUDAKOV A S, SCHIKHMANN Y, SEMENOV V, et al. Flight testing of an axisymmetric scramjet-russian recent advances[R]. Graz, Austria; 44th Congress of the International Astronautical Federation, 1993.
- [2] VINAGRADOV V, KOBIGSKY S A, PETROV M D. Experimental investigation of kerosene fuel combustion in supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(1):130-134.
- [3] LOSURDO M, BRUNO C, PATRIGNANI L. Numerical simulations of trapped vortex combustors. Feasibility study of TVC integration in traditional GT combustion chambers [R]. AIAA-2006-5140, 2006.
- [4] 谭建国, 黄国庆, 潘余, 等. 凹腔型亚燃冲压发动机燃烧效率研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6):1415-1419. TAN Jianguo, HUANG Guoping, PAN Yu, et al. Research on combustion efficiency of cavity-type ramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6):1415-1419. (in Chinese)
- [5] SEMENOV V L, ROMANKOV O N. Operating process investigation of hydrogen-fueled scramjet combustor with strut fuel feed system[R]. ISABE 97-7087, 1997.
- [6] HSU K Y, CARTER C D, GRUBER M R, et al. Experimental study of cavity-strut combustion in supersonic flow [J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(6):1237-1246.
- [7] GERLINGER P, STOLL P, KINDLER M, et al. Numerical investigation of mixing and combustion enhancement in supersonic combustors by strut induced streamwise vorticity [J]. Aerospace Science and Technology, 2008, 12(4):159-168.
- [8] FUREBY C, NORDIN-BATES K, PETERSO K, et al. A computational study of supersonic combustion in strut injector and hypermixer flow fields[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(2):2127-2135.
- [9] 邓远灏, 钟华贵, 徐华胜, 等. 亚燃冲压模型燃烧室高空负压试验[J]. 推进技术, 2012, 33(1):69-72. DENG Yuanhao, ZHONG Huagui, XU Huasheng, et al. Experiment of ramjet model combustor under high altitude and low pressure condition [J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(1):69-72. (in Chinese)
- [10] 谭建国, 潘余, 王振国. 冲压发动机燃烧室内低频燃烧不稳定试验[J]. 推进技术, 2011, 32(2):188-190. TAN Jianguo, PAN Yu, WANG Zhenguo. Experimental research on low-frequency instability in ramjet combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(2):188-190. (in Chinese)
- [11] 李庆, 潘余, 谭建国, 等. 亚燃冲压发动机中凹腔与 V 槽火焰稳定器性能对比分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(1):35-40. LI Qing, PAN Yu, TAN Jianguo, et al. Comparison of characteristics of ramjet with cavity-based flameholder and V-gutter flame holder [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(1):35-40. (in Chinese)
- [12] 李庆. 基于凹腔火焰稳定器的亚燃冲压发动机燃烧室点火过程研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2010. LI Qing. Research on the ignition process of cavity-based flameholder in ramjet combustor[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010. (in Chinese)
- [13] SHIH T H, LIOU W W, SHABBIR A, et al. A new $k-\epsilon$ eddy viscosity mode for high Reynolds number turbulent flow[J]. Computers and Fluids, 1995, 24(3):227-238.
- [14] YAKHOT V, ORSSZAG S A, THANGAM S, et al. Development of turbulence models for shear flows by a double expansion technique[J]. Physics of Fluids, 1992, 4(7):1510-1520.
- [15] MAGNUSSEN B F. On the structure of turbulence and a generalized eddy dissipation concept for chemical reaction in turbulent flow[R]. AIAA 81-37570, 1981.
- [16] GRAN I R, MAGNUSSEN B F. A numerical study of bluff-body stabilized diffusion flame; Part 2 influence of combustion modeling and finite-rate chemistry[J]. Combustion Science and Technology, 1996(1/2/3/4/5/6):119-191.
- [17] POPE S B. Computationally efficient implementation of combustion chemistry using in-situ adaptive tabulation[J]. Combustion Theory and Modeling, 1997, 12(1):41-63.
- [18] ROGERS R C. Mixing of hydrogen injected from multiple injectors normal to a supersonic airstream[R]. NASA TN D-6476, 1971.

(编辑:陈越)