

高温引气对亚燃冲压燃烧室性能影响的研究*

王亚妹¹, 方祥军¹, 顾洪斌², 林鹏³, 王霄³

1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学重点实验室, 北京 100190;
3. 中国航空工业集团 沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035)

摘要: 将高温引气加热煤油的方法、凹腔火焰稳定器和支板喷注器结构应用于亚燃冲压发动机燃烧室中, 以提高煤油的点火能力和火焰稳定性。采用有限体积方法求解雷诺平均N-S方程及组分方程, 对无引气和有引气时燃烧室内的流场结构进行了数值研究, 对比研究了引气温度对燃烧及发动机性能的影响。研究发现, 引气温度越高, 燃料喷注对流场和温度场的影响越小, 燃料分布越均匀; 与无引气相比, 引入高温气体虽然使总压恢复系数有所降低, 但是混合效率、燃烧效率和燃烧室比冲都有提高; 特别是有引气(煤油温度 $T=500\text{K}$)时, 在喷注点后 $X=480\text{mm}$ 处混合效率提高了7.03%并混合完全, 在燃烧室出口总压恢复系数降低了5.34%, 燃烧效率和比冲分别提高了17.51%和20.29%。引入高温气体加热液态煤油省略了煤油的雾化和汽化过程, 增强了燃料与空气掺混, 改善了燃烧稳定性, 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; 高温引气; 混合效率; 燃烧效率

中图分类号: V235.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2017) 12-2778-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2017.12.017

Investigation of Hot Air on Performance of Ramjet Combustor

WANG Ya-mei¹, FANG Xiang-jun¹, GU Hong-bin², LIN Peng³, WANG Xiao³

1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. LHD, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
3. Shenyang Aircraft Design & Research Institute, AVIC, Shenyang 110035, China;

Abstract: In order to enhance the ability of kerosene's ignition and flame stability in ramjet combustor, the method that hot air was imported to heat kerosene, cavity flameholder and strut injection structure were applied to ramjet combustor. Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with species conservation equation were solved based on the finite volume method. Numerical simulations were conducted to study the flow field in the ramjet combustor with and without hot air imported, and the effects of the air temperature on the combustion and engine performance were compared. It is found that the influence of fuel injection on flow field and temperature field is smaller and the fuel distribution is more uniform when the temperature of hot air is higher. Compared with no hot air imported, although the total pressure loss increase in some extent, the fuel-air mixing efficiency, combustion efficiency and the specific impulse of the combustor are improved in a remarkable extent with hot air imported; especially with hot air imported (kerosene temperature $T=500\text{K}$), mixing efficiency increased by 7.03% and mixed completely at the location of $X=480\text{mm}$ after the injection point, total pressure recovery coefficient re-

* 收稿日期: 2016-08-14; 修订日期: 2016-10-10。

作者简介: 王亚妹, 女, 博士生, 研究领域为冲压发动机燃烧室。E-mail: wangyamei2010@126.com

duced by 5.34%, combustion efficiency and specific impulse increased by 17.51% and 20.29% respectively at the combustor exit. Due to the hot air imported to heat kerosene, the process of atomization and vaporization of kerosene is omitted, which enhances the mixing of fuel and air and improves the stability of combustion. Therefore, it is good for improving the combustor performance when hot air is imported to heat kerosene in ramjet combustor.

Key words: Ramjet combustor; Cavity/strut structure; Hot air; Mixing efficiency; Combustion efficiency

1 引言

在亚燃冲压发动机燃烧室中,一般通过组织低速回流区来实现可靠点火及火焰稳定^[1]。近年来,凹腔火焰稳定器^[2,3]被广泛应用于超燃冲压发动机^[4,5]中,也逐渐有研究者^[6,7]将其用于亚燃冲压发动机中。虽然凹腔火焰稳定器的优点是阻力小,压力脉动小,稳定工作范围宽,回流区大于同尺度的V型槽火焰稳定器^[8]。但是其缺点是造成壁面热负荷高,需要冷却措施。

在高速来流条件下,支板喷注器可以将燃料直接喷注到主流中心,同时其前后形成的流场结构可以增强燃料与主流的混合,因此,支板喷注器是一种有效的混合增强方式。Gerlinger等^[9]、Fureby等^[10]分别通过数值方法研究发现支板可以产生较强的流向涡,增强混合。虽然支板会造成熵增和压力损失,但是凹腔和支板组合结构,能够将燃烧区域扩散至流道中心,不仅可以降低壁面热负荷,还可以提高燃烧效率。凹腔支板组合结构在超燃冲压发动机中得到广泛研究和应用。Hsu等^[11]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,发现其可以有效提高点火能力并促进超声速流场的火焰稳定。江强等^[12]对支板凹腔组合稳焰技术进行了研究,结果表明这种组合方式可以实现低飞行马赫数范围液体碳氢燃料的可靠点火与稳定燃烧,并获得较好的燃烧性能。

由于煤油的点火延迟时间比较长,反应速度慢,并且在达到适于点火、燃烧程度之前,还必须经过雾化、气化和混合等过程;同时,由于亚燃冲压燃烧室内的总压较低,流速较高,燃油韦伯数低,采用离心喷嘴不能显著改善二次雾化的效率,又因为旋流辅助雾化技术总压损失过大而无法采用。因此要改善煤油雾化与气化的时间,可以提高煤油的温度,使煤油由液态逐渐变为气液两相最终达到气态,这样一方面省略了煤油在燃烧室中的雾化与气化过程,大大缩短煤油与空气混合的时间并提高混合水平,可以促进点火及提高燃烧效率;另一方面可

以冷却燃烧室壁面并回收能量,有助于提高发动机整体循环效率。

基于此,本文将引入高温气体加热煤油的方法、凹腔火焰稳定器(凹腔作为火焰稳定器,形成低速回流区,为点火、稳定火焰和火焰传播提供有利条件)和支板喷注器结构(采用壁面喷注时,燃料基本贴壁分布,很难喷注到主流中去,分布范围十分有限,因此选用支板将燃料直接喷注到主流中心)用于亚燃冲压发动机燃烧室中,以提高其点火性能和促进火焰稳定。以基于凹腔/支板结构的亚燃燃烧室为研究对象,采用数值模拟的方法来研究亚燃燃烧室中流场及燃烧情况,通过对比不同引气温度下的流场和燃烧结果,来分析高温引气对燃烧室性能的影响,从而为下一步研究设计和进行试验研究提供一些参考和依据。

2 研究方法

2.1 引气加热煤油方法

采用主动冷却技术来加热煤油。在冲压发动机启动时,可以从涡轮发动机(涡轮发动机和冲压发动机组合在一起,形成涡轮基组合循环动力(TBCC)发动机,可以保证飞行器在宽广的飞行包线范围内高效可靠工作)引入一股高温气体,高温引气从支板底部进入支板内腔中的换热器来加热煤油,当煤油温度达到一定值时,采用壁面喷射方式将加热后的煤油从支板侧面垂直喷注到主气流中。可以通过控制受热煤油的温度和流量,来决定引入高温气体的量,从而得到不同温度的煤油。

为了研究引气温度对燃烧性能的影响,本文中取煤油的温度分别为无引气时 $T=300\text{K}$ 和有引气时 $T=400\text{K}$, 500K 和 600K 来进行研究。

2.2 数值模拟方法

本文数值计算采用的亚燃燃烧室的示意图如图1,燃烧室为矩形截面,左右对称设计,燃烧室全长 1.240m (用 L 表示)。整个燃烧室由三部分组成,I隔离段(长 $0.16L$)、II主燃烧室(长 $0.63L$)和III尾喷管(长 $0.21L$)。凹腔/支板组合结构中,凹腔作为火焰稳

定器,凹腔长深比为 5.5;支板作为燃料喷注器,采取后掠设计,后掠角为 45°;燃料由支板侧面垂直喷注到主气流中。对应于飞行马赫数 3 时,燃烧室进口参数见表 1。

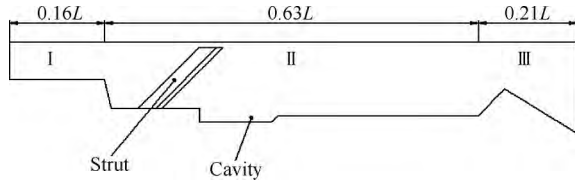


Fig. 1 Schematic of ramjet combustor

网格生成使用 ICEM—CFD 软件,采用结构化网格,对流动梯度变化较大的区域如壁面附近、剪切应力较大的凹腔和燃料喷口处进行网格加密处理。图 2 为局部计算网格,图 2(a)为凹腔附近的网格,图 2(b)为支板附近的网格,其中 x 轴方向为燃烧室长度方向,y 和 z 轴分别为燃烧室宽度和高度方向。

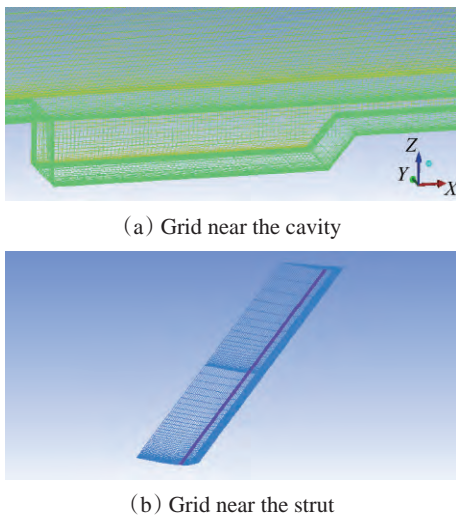
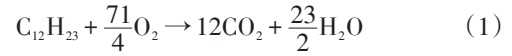


Fig. 2 Local computing grid

计算中采用有限体积法求解雷诺平均 N-S 方程,压力和速度耦合采用 SIMPLE 算法;采用欧拉—拉格朗日方法处理两相流动问题;湍流模型选用能较好修正湍流粘度系数 $C_{\mu}^{[13]}$ 且易收敛的 Realizable $k-\epsilon$ 模型^[14];采用颗粒随机轨道模型追踪液滴的运动经历;对粘性影响比较明显的近壁粘性底层与过渡层区域采用标准壁面函数求解。

将煤油简化为 $C_{12}H_{23}$, 并采用单步总包反应模

拟化学反应,化学反应方程式为



湍流化学作用选择涡耗散模型,燃烧室中燃气混合物按理想气体定律计算,各组分的比定压热容均采用温度的多项式曲线进行拟合确定。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 40m/s,方向为垂直于主流方向,其他参数参考表 1。

2.3 算例验证

为了检验本文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^[15]的壁面压力和流场结构进行了对比。图 3 比较了试验与数值计算的冷热态壁面压力分布。由图可以看出,数值计算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平均值。

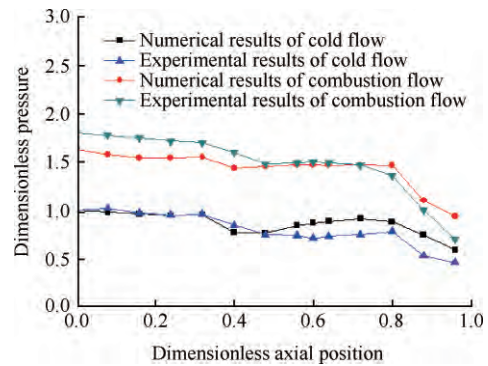


Fig. 3 Comparison of numerical results in this paper and experimental results in ref.[14]

图 4 为文献[14]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。图中结果说明本文计算网格和数值模拟方法可以较好的展示流场特征。

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,说明本文采用的数值计算方法是合理正确的。

2.4 性能参数计算方法

燃烧室性能的评价指标有混合效率、燃烧效率、总压恢复系数和燃烧室比冲。

(1)混合效率

Table 1 Details of inlet parameters in the half combustor

Air mass flow/(kg/s)	Static pressure/kPa	Stagnation temperature/K	Equivalence ratio	Average diameter of droplet/ μm	Temperature of droplet/K
2	80	600	0.5	20	300

评价燃料和空气混合性能的指标为混合效率 η_m 。本文采用 Baurle 等^[16]提出的混合效率($0 \leq \eta_m \leq 1$), 定义在化学计量条件下能够参与燃烧的燃料质量占总喷注燃料质量的百分比, 在喷注点下游某截面上的混合效率如下式

$$\eta_m = \frac{\dot{m}_{\text{fuel, mix}}}{\dot{m}_{\text{fuel, injected}}} = \frac{\int_s \alpha_R \rho u dA}{\int_s \alpha \rho u dA} = \frac{\int_s \alpha_R \rho u dA}{\sum_x \dot{m}_{\text{fuel, injected}}} \quad (2)$$

$$\alpha_R = \begin{cases} \alpha & \alpha \leq \alpha_s \\ \alpha_s \frac{1-\alpha}{1-\alpha_s} & \alpha > \alpha_s \end{cases} \quad (3)$$

式中分子代表在化学计量条件下能够燃烧的燃料的质量, 分母代表上游喷注的总的燃料的质量。其中, ρ 为气流密度, u 为气流轴向速度, α 为局部实际的燃料质量分数, α_s 为化学计量条件下的燃料质量分数。

(2) 燃烧效率

燃烧效率是表征燃料在燃烧室内能量释放完全程度的一个重要性能指标, 燃烧效率的高低反映了燃烧室性能的高低。某个截面上的燃烧效率^[16]定义为

$$\eta_c = \frac{\int_s \frac{167}{12 \times 44} \alpha \rho u dA}{\sum_x \dot{m}_{\text{fuel, injected}}} \quad (4)$$

式中分子代表参加燃烧的燃料质量(1mol(167g)燃料燃烧可以生成 12mol(12×44g)CO₂, 由 CO₂ 的量来求出燃料的量), α 是 CO₂ 的质量分数。

(3) 总压恢复系数

总压损失由摩擦阻力、壁面热损失、混合和释热等因素造成, 总压恢复系数的大小直接反映了燃烧室设计的好坏, 是燃烧室设计的主要性能指标之一。某个截面上的总压恢复系数^[17]如下

$$\sigma_x = \frac{\int_{A(x=0)} \rho u dA}{\int_{A(x=0)} p_1 \rho u dA} \cdot \frac{\int_{A(x)} p_1 \rho u dA}{\int_{A(x)} \rho u dA} = \frac{\dot{m}(x=0)}{\int_{A(x=0)} p_1 \rho u dA} \cdot \frac{\int_{A(x)} p_1 \rho u dA}{\dot{m}(x)} \quad (5)$$

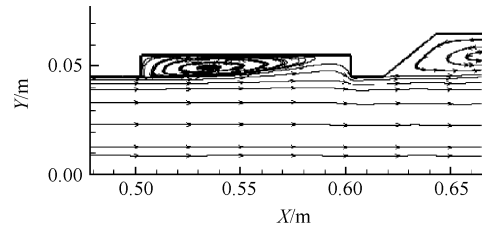
式中总压取质量加权平均值, 取隔离段进口(即 $x=0$ mm)面上的总压为参考压力, p_1 为某截面上的总压(由马赫数和静压计算所得), ρ 为密度, u 为沿流向的速度分量, dA 为投影在流向方向上的面积增量, \dot{m} 为通过流向截面上的总的质量流量。

(4) 比冲

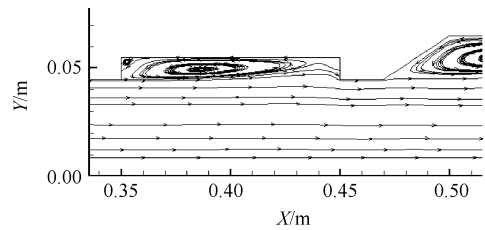
比冲即比冲量, 是指燃烧单位质量的燃料所产生的冲量, 用 I_s 表示。比冲大小反映了燃烧室性能的好坏, 其定义如下式

$$I_s = \frac{F_m}{m_f} \quad (6)$$

式中 F_m 为发动机推力, m_f 为燃料流量。



(a) Numerical result in ref.[14]



(b) Numerical results in this paper

Fig. 4 Streamline in the cavity

3 计算结果与分析

本文在隔离段来流总温 600K, 来流马赫数 0.4, 当量比 0.5 条件下, 在基于凹腔/支板结构的亚燃燃烧室内, 对无引气(煤油温度 $T=300$ K)和有引气(煤油温度分别为 $T=400, 500$ 和 600 K)时燃烧室流场进行了数值模拟, 对比研究了不同引气温度对流场及燃烧室性能的影响。

3.1 引气对流场的影响

为了展示引气对流场产生的影响, 同时给出了无燃料喷注、无引气和有引气三种情况(后两种情况为喷注燃料)下的局部流场的流线图。图 5 和图 6 分别为燃烧室 $Y=45$ mm(对称面)和 $Y=25$ mm(不受支板堵塞的面)面上凹腔/支板结构附近的流线图。由图 5(a)和图 6(a)可以看出, 在凹腔内形成了稳定的低速回流区, 回流区范围越过凹腔深度和长度, 并且涡心位置靠近凹腔后壁; 在支板后方, 凹腔前缘处的剪切层消失, 无支板阻碍时, 凹腔前缘处剪切层在凹腔上游处形成并横跨整个凹腔, 再附着于凹腔下游。回流区范围超过凹腔的原因是凹腔结构和凹腔上游支板结构共同作用引起的, 由于凹腔前缘高于后缘, 气流经过凹腔形成回流区时, 涡心位置低于前缘点而高于后缘点, 回流范围在顺流方向越过凹腔后缘, 在纵向超过凹腔深度; 由于支板对主流的阻碍作用, 在支板后方形成低速区, 在支板两侧形成逆主流方向的涡, 造成凹腔回流区越过凹腔前缘, 并且 $Y=25$ mm 面上越过的范围大于 $Y=45$ mm 面上

的。可见这样的设置能够扩大回流区范围，对燃料在凹腔内的驻留时间、燃料分布及将高温产物输运至凹腔上方附近的主流中是有益的。

图 5(b)和图 5(c)分别为无引气(煤油温度 $T=300\text{K}$)时和有引气(煤油温度为 $T=600\text{K}$)时, $Y=45\text{mm}$ 截面上的流线图;图 6(b)和图 6(c)分别为无引气(煤油温度 $T=300\text{K}$)时和有引气(煤油温度为 $T=600\text{K}$)时, $Y=25\text{mm}$ 截面上的流线图(由于无引气和煤油温度 $T=400\text{K}$ 时流场结果近似,煤油温度 $T=500\text{K}$ 和 $T=600\text{K}$ 时结果近似,因此在此只列出无引气和煤油温度 $T=600\text{K}$ 时的流场结果)。与图 5(a)和图 6(a)中比较,煤油温度 $T=600\text{K}$ 时,凹腔内回流区结构及回流

区范围几乎没有发生变化,这是因为受到高温引气的加热作用,煤油温度接近主流空气温度,同时给定的喷注速度相对主流流速很小,煤油的喷注对主流几乎不产生扰动,因此回流区没有发生变化;而无引气时,凹腔内回流区结构没有发生变化,回流区范围在流向方向上扩大了,这是由于煤油温度与主流空气温度相差较大,对主流产生扰动而引起的;无引气和有引气(煤油温度 $T=400\text{K}$)时流场结果近似,是因为有引气时煤油温度 $T=400\text{K}$ 与无引气时煤油温度 $T=300\text{K}$ 相差不大,对流场产生的影响近似而造成的。

图 7 为支板后轴向 $X=554\text{mm}$ 截面上的流线图。

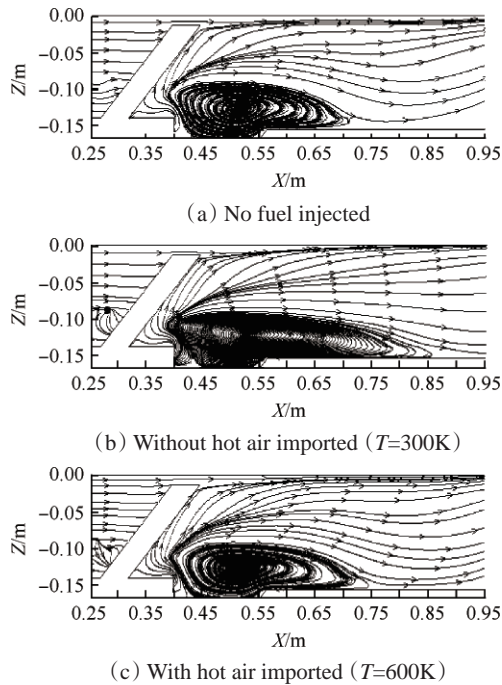


Fig. 5 Streamline on the plane of $Y=45\text{mm}$

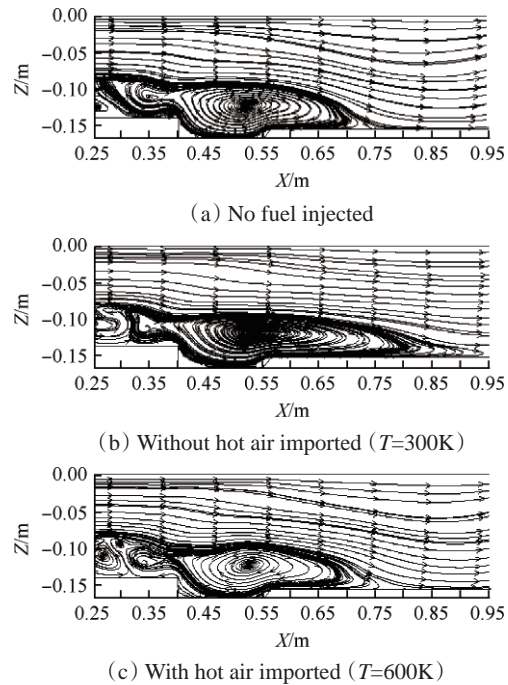


Fig. 6 Streamline on the plane of $Y=25\text{mm}$

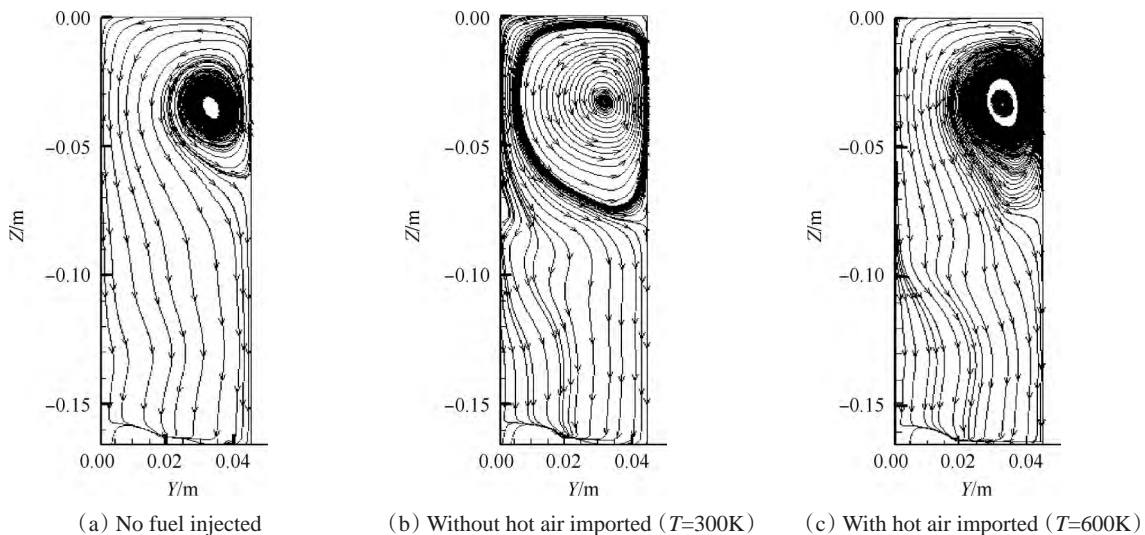


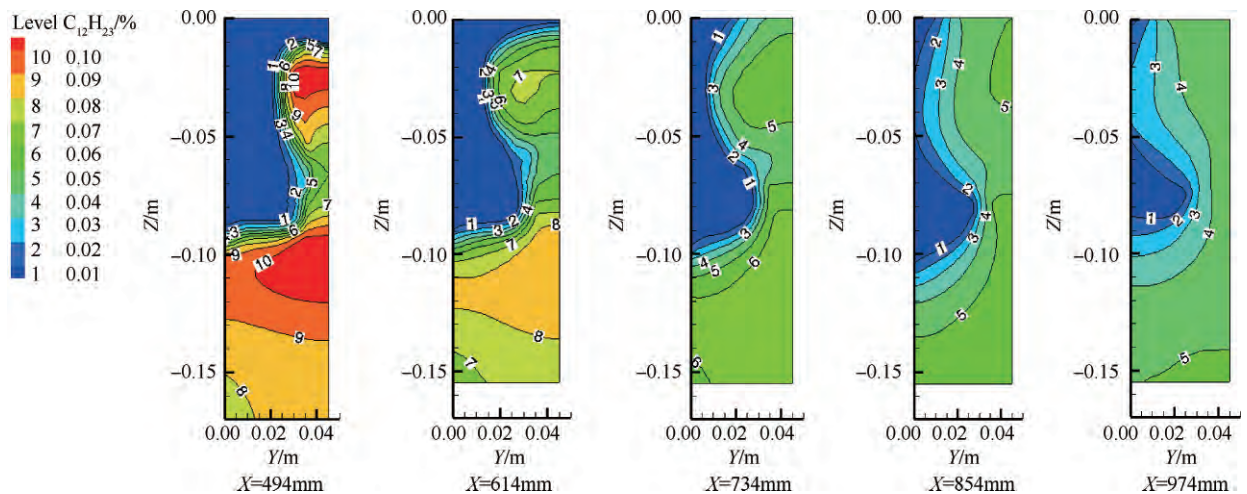
Fig. 7 Streamline on the plane of $X=554\text{mm}$ along the axial

由图7(a)可以看出,在支板后形成对称的流向涡,这些涡可以增强燃料和主流空气的混合以及稳定火焰;与图7(a)比较,图7(b)和图7(c)在结构上没有变化,在涡的范围上,有引气(煤油温度 $T=600\text{K}$)时有所增长,但增长的幅度不大;无引气(煤油温度 $T=300\text{K}$)时增长明显。这一结果与凹腔附近回流区范围的变化结果是一致的。

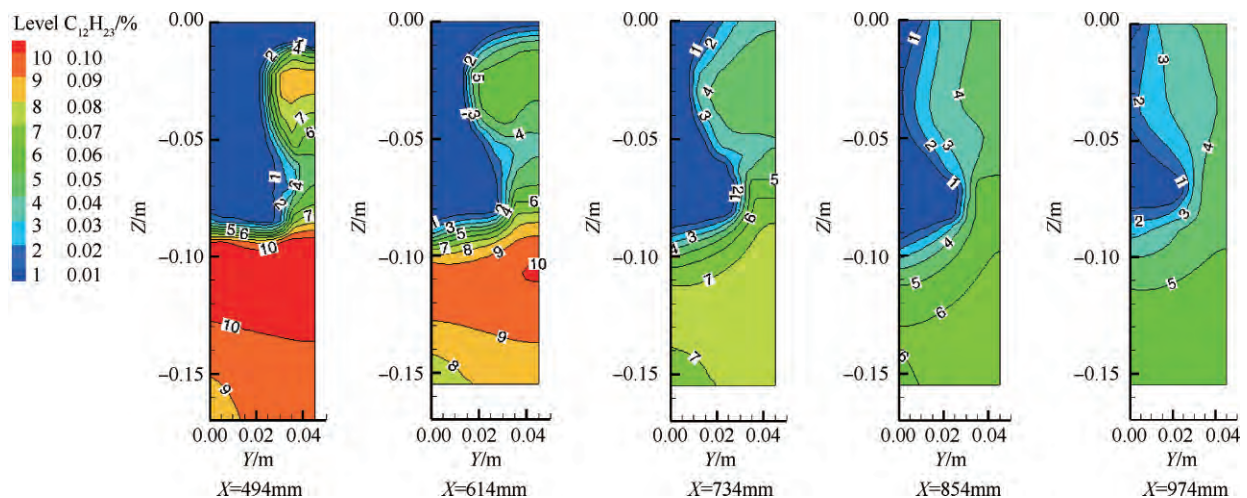
图8为支板后轴向5个截面($X=494\text{mm}, 614\text{mm}, 734\text{mm}, 854\text{mm}$ 和 974mm)上 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 质量分数等值线图。由图可以发现,对于无引气和有引气时,燃料扩散及分布的范围是近似的,分布范围大致分为上下两部分,上半部分是由支板后对称的流向涡影响而形成的,下半部分是受到凹腔回流区及壁面附近低速区影响而形成的;而上下两部分 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 的质量分数大小分布规律存在差异。观察发现:有引气时, $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 的质量分数大小分布规律近似,上下两部分的燃料分布相对均匀,特别是煤油温度 $T=600\text{K}$ 时在截面 $X=734\text{mm}$ 及其下游截面 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 的质量分数大小近

似且均匀,这说明引气温度越高,越有利于燃料的均匀分布和扩散;无引气时,上下两部分的燃料分布相差较大,并且下部 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 的质量分数大于煤油温度 $T=600\text{K}, 500\text{K}$ 和 400K 时的,这是由于无引气时凹腔回流区范围较大,凹腔剪切层与凹腔的质量交换随着剪切层发展而逐渐增强,从而导致下部 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 的质量分数相对较大甚至导致下部处于富油状态;而上部 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 的质量分数小于煤油温度 $T=600\text{K}, 500\text{K}$ 和 400K 时的,这说明虽然无引气时,支板后的流向涡较大,但是由于下部凹腔回流区的卷吸作用,大部分燃料已经进入凹腔及壁面附近的低速区内;而有引气(煤油温度 $T=400\text{K}$)时的流场结构与无引气时的近似,燃料分布却不相同,是由于煤油温度不同而造成的。

图9为支板后轴向各截面的温度分布。由图可以看出,轴向截面的低温分布与 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 质量分数等值线图形状近似,说明低温区是由于煤油与主流空气的掺混造成的。同时可以发现,引气温度越高,温



(a) With hot air imported ($T=600\text{K}$)



(b) With hot air imported ($T=500\text{K}$)

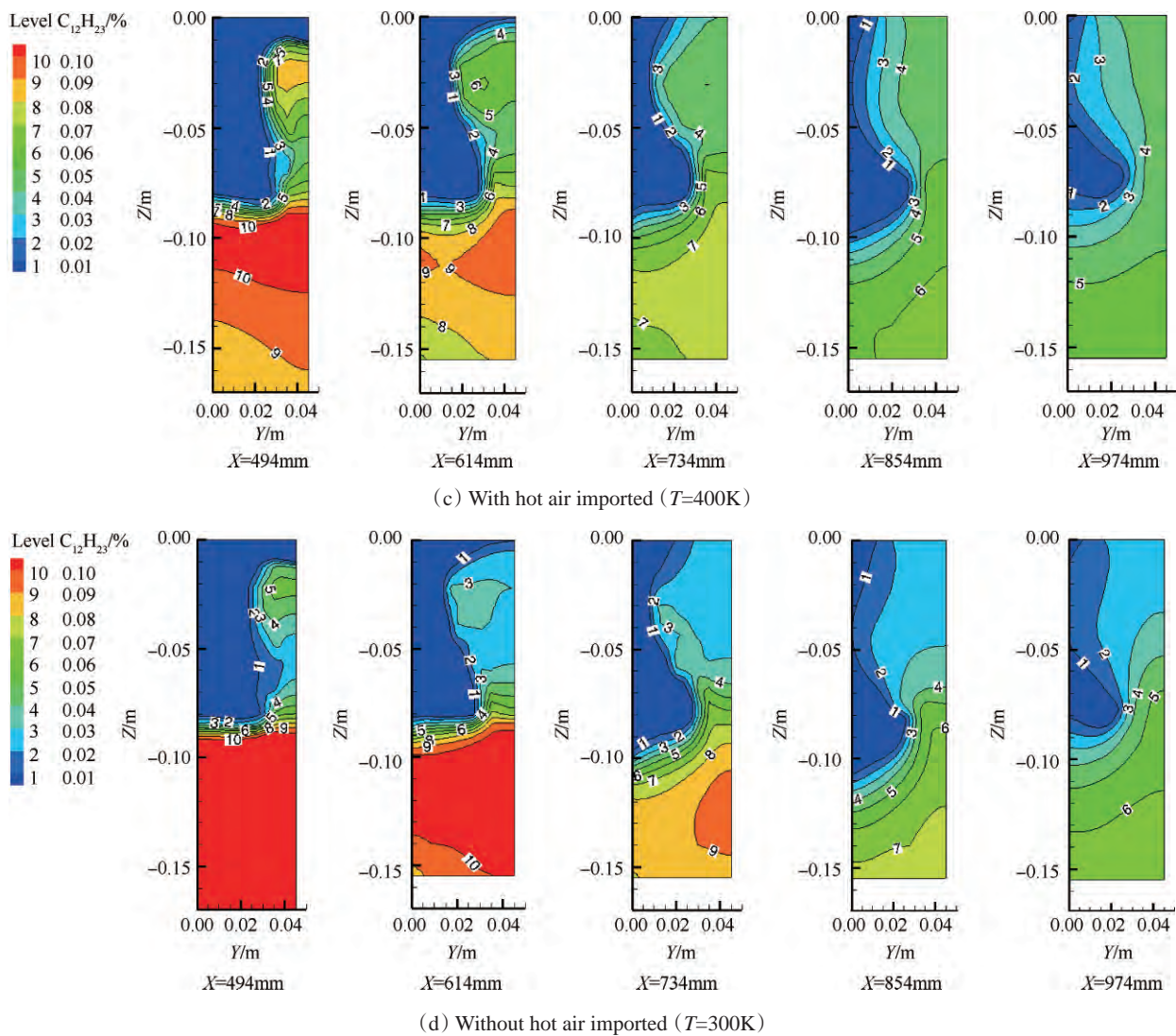


Fig. 8 Contours of $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ mass fraction at cross sections along the axial downstream of the strut

度场的变化越小。结合前述流场结构和燃料分布结果,不难发现,煤油温度越接近主流温度,对流场的影响越小,而燃料却扩散和分布得较均匀。这说明在本文研究情况下,引气温度对燃料均匀扩散的影响比较大,较高的引气温度使燃料省去了雾化和蒸发的过程,直接与主流空气进行掺混并扩散;较高的引气温度不仅使煤油温度升高,而且使煤油所处的环境温度升高,这样就减小了煤油点火所需的能量,使成功点火更易实现。

3.2 引气对燃烧室性能的影响

图 10 为喷注点(喷注点 $X=0\text{mm}$, 这部分所说的位置都是相对喷注点而言的)后,混合效率沿燃烧室轴向的变化。由图可以得到如下结论:(1)无引气和有引气时的混合效率都沿着燃烧室流向方向增长并且在喷注点后不同位置各自达到完全混合;(2)在 $X=120\text{mm}$ 之前,混合效率的增长速度随着引气温度的

增加而依次减小;(3)在 $X=120\text{mm}$ 之后,混合效率的增长速度基本随着引气温度的增加而增加,并且引气温度 $T=600\text{K}$ 时最先在 $X=480\text{mm}$ 处完全混合。这种结果与图 8 支板后各截面 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 质量分数等值线图的结果基本一致。出现这种现象的原因是,在 $X=120\text{mm}$ 之前,由于燃料刚从喷口喷出,不同温度的燃料喷注所引起的流场差异对混合效率的影响较大,无引气时燃料喷注对流场影响最大;而 $X=120\text{mm}$ 之后,虽然流场结构存在差异,但是对混合效率起主要影响作用的是引气温度,引气温度较高时,煤油直接以气态或者气液两相与主流空气混合,省去了雾化和蒸发过程,混合速度加快,混合效率最终受到温度场和流场的共同作用而形成如图结果。

图 11 为喷注点后,燃烧效率沿燃烧室轴向的变化。由图可以看出,相对于无引气时,有引气时的

燃烧效率都有不同程度的增加;并且燃烧效率按照煤油温度 $T=500\text{K}$, $T=400\text{K}$, $T=600\text{K}$ 和无引气依次递减, 在出口时燃烧效率分别达到 91.28%, 88.25%, 83.94% 和 77.68%。不同引气温度时燃烧效率的增长速度与混合效率的不一致, 这是因为燃烧效率不仅仅受到燃料空气混合程度的影响, 还受到气流速度、

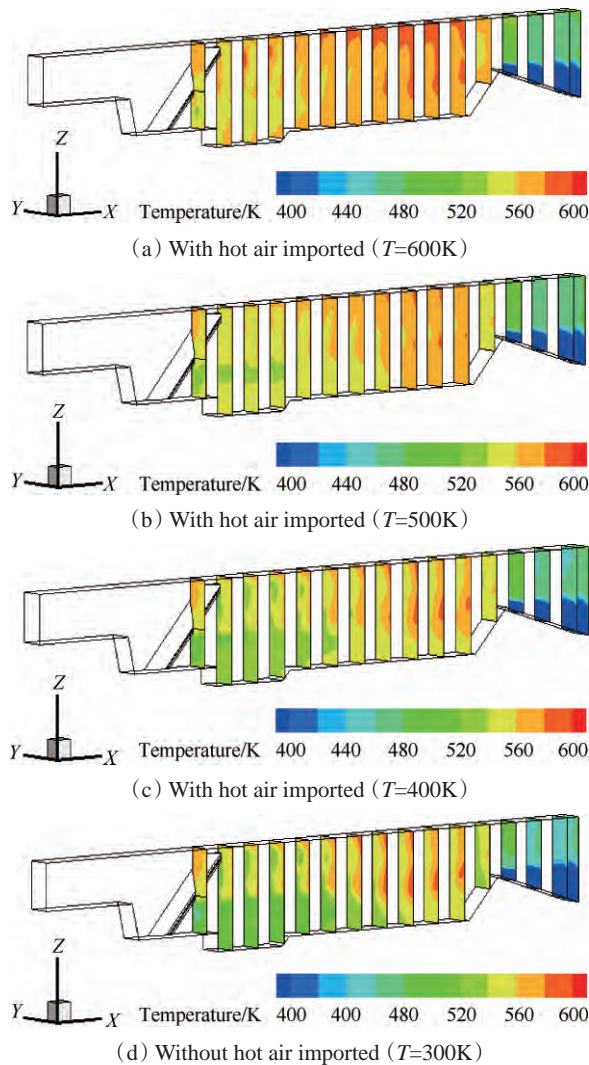


Fig. 9 Temperature contours at cross sections along the axial downstream of the injector

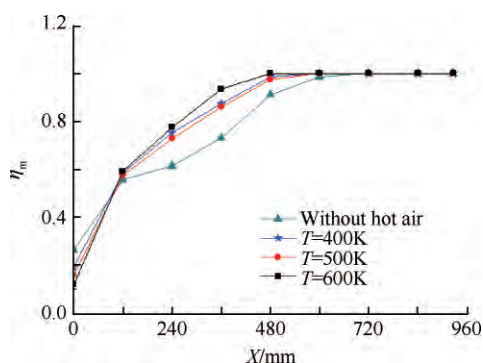


Fig. 10 Mixing efficiencies downstream of the injector along the axial

气流温度、湿度、气体成分和燃烧室长度等因素的影响, 本文中所应用的燃烧室结构相同, 因此不考虑燃烧室长度的影响, 同时湿度和气体成分在此也不予考虑, 因此本文计算工况下, 影响燃烧效率的主要因素为: 气流速度、气流温度和混合均匀度。从燃烧效率的增长速度可以看出, 引入高温气体可以使燃烧更加充分, 因此有引气时的燃烧效率均高于无引气时的; 虽然混合效率的提高有利于燃烧效率的提高, 但是并不是一一对应关系, 煤油温度 $T=600\text{K}$ 时的燃烧效率相对于 $T=500\text{K}$ 和 $T=400\text{K}$ 时反而下降, 这是由于煤油温度 $T=600\text{K}$ 时, 燃料喷注对主流的阻碍作用较小, 气流速度相对其他引气温度时的较大, 这两种因素共同作用使燃烧效率降低。

图 12 比较了喷注点后燃烧室轴向的总压恢复系数。由图可以看出, 引入高温气体使燃烧室的总压恢复系数有所降低, 但是相对于无引气时下降并不大, 在燃烧室出口处下降最大为 5.34%。虽然引入高温气体使煤油温度与主流温度比较接近, 使煤油喷注对主流的阻碍和扰动相对较弱, 但是引气温度高时的总压恢复系数反而低, 这说明引入高温气体使燃烧更加充分, 燃烧释热使总压恢复系数降低。由马赫数、总压和总温之间的关系式 (2) 可以看出,

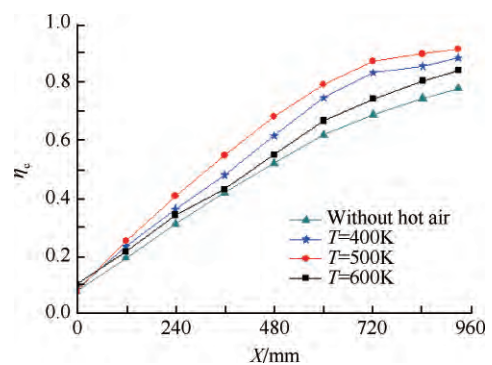


Fig. 11 Combustion efficiency downstream of the injector along the axial

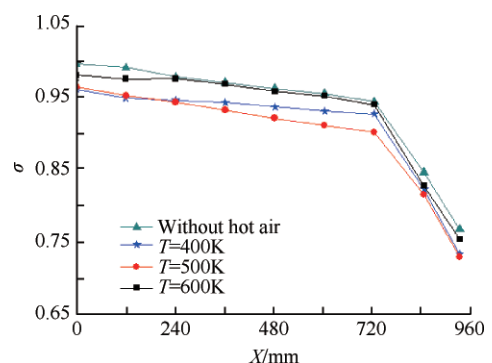


Fig. 12 Total pressure recovery coefficient downstream of the injector along the axial

总温增加会导致总压下降。由于燃烧释热所造成的总压损失相对于流阻损失较大,使总压恢复系数相对降低,但是降低的幅度并不大。

$$\frac{dp^*}{p^*} = -\frac{kMa^2}{2} \cdot \frac{dT^*}{T^*} \quad (7)$$

表2给出不同引气温度下模型出口的燃烧效率、总压恢复系数和比冲。表3给出相对于无引气时,

有引气时模型出口的燃烧效率、总压恢复系数和比冲的变化。由表2和表3可以看出,引入高温气体可以促进燃料与空气的混合,使燃烧更加充分,燃烧效率的提高弥补了总压损失所造成的机械能损失,使燃烧室比冲得到较大提高,从而提高燃烧室整体性能。在本文工况条件下,煤油温度 $T=500\text{K}$ 时,燃烧室性能表现为最优。

Table 2 Combustion efficiency, total pressure recovery coefficient and specific impulse at exit of the combustor

Temperature of kerosene/K	Combustion efficiency	Total pressure recovery coefficient	Specific impulse/s	Equivalence ratio
300	0.7768	0.7672	9902.64	0.5
400	0.8825	0.7328	11735.03	0.5
500	0.9128	0.7283	11911.85	0.5
600	0.8394	0.7531	11639.68	0.5

Table 3 Changes of combustion efficiency, total pressure recovery coefficient and specific impulse at exit of the combustor compared with no hot air impored

Temperature of kerosene/K	Combustion efficiency	Total pressure recovery coefficient	Specific impulse/s
400	13.61% ↑	4.69% ↓	18.5% ↑
500	17.51% ↑	5.34% ↓	20.29% ↑
600	8.06% ↑	1.87% ↓	13.78% ↑

4 结 论

为了提高亚燃冲压燃烧室内煤油的可靠点火及火焰稳定性,本文分别将引气加热煤油的方法、凹腔火焰稳定器和支板喷注器结构应用于亚燃燃烧室中;对比研究了不同引气温度对燃烧室流场及性能的影响,并得到如下结论:

(1) 喷注煤油对流场结构没有太大影响,对流场范围有影响,并且引气温度越高对流场范围影响越小。

(2) 引气温度越高,温度场变化越小,燃料分布越均匀。

(3) 引入高温气体虽然使燃烧室内的总压恢复系数相对无引气时有所降低,但是引入高温气体后,混合效率、燃烧效率和燃烧室比冲都有提高;有引气(煤油温度 $T=400\text{K}$, 500K 和 600K)时,在喷注点后 $X=480\text{mm}$ 处混合效率分别提高了 8.08%、7.03% 和 9.73% 并混合完全,在燃烧室出口总压恢复系数分别降低了 4.69%、5.34% 和 1.87%,燃烧效率分别提高了 13.61%、17.51% 和 8.06%,比冲分别提高了 18.5%、20.29% 和 13.78%;说明高温引气有益于提高燃烧室

性能,证明了引入高温气体方法的可行性。

参考文献:

- [1] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置[M]. 北京: 国防工业出版社, 1992.
- [2] Bouchez M, Roudakov A S, Kopchenov V I, et al. French-Russian Analysis of Kholod Dual-Mode Ramjet Flight Experiments[R]. *AIAA* 2005-3320.
- [3] Ben-Yakar A, Hanson R K. Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets: an Overview[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(4): 869-878.
- [4] Gu H, Chen L, Wang D, et al. Experimental Investigation on Coupling Characteristics of Cavity Flameholder and Strut Jet[R]. *AIAA* 2012-5961.
- [5] Denman Z J, Brieschenk S, Veeraragavan A, et al. Experimental Design of a Cavity Flameholder in a Mach 8 Shape-Transitioning Scramjet[R]. *AIAA* 2014-2953.
- [6] Losurdo M, Bruno C, Patignani L. Numerical Simulations of Trapped Vortex Combustors. Feasibility Study of TVC Integration in Traditional GT Combustion Chambers [R]. *AIAA* 2006-5140.
- [7] 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.
- [8] 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 Yuan-hao, ZHONG Hua-gui, XU Hua-sheng, et al. Experiment of Ramjet Model Combustor under High Altitude and Low Pressure Condition [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(1): 69-72.)
- [9] Gerlinger P, Stoll P, Markus K, 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.
- [10] Fureby C, Nordin-Bates K, Petterso 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.
- [11] 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.
- [12] 江 强, 周乐仪, 覃 正, 等. 液体碳氢燃料超燃冲压发动机支板凹槽稳焰技术试验[J]. 推进技术, 2011, 32(5): 680-683. (GANG Qiang, ZHOU Le-yi, TAN Zheng, et al. Experimental Investigation of Strut-cavity Flameholder Technology in Liquid Hydrocarbon Fueled Scramjet Combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(5): 680-683.)
- [13] Shih T H, Liou W W, Shabbir A, et al. A New $k-\varepsilon$ Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flow [J]. *Computers and Fluids*, 1995, 24(3): 227-238.
- [14] Yakhot V, Orszag 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] 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]. 南京:国防科技大学, 2010.
- [16] Liu G. Numerical Investigation on the Supersonic Combustion of Liquid Kerosene in a Dual- Staged Strut Based Scramjet Combustor[R]. *AIAA* 2014-3665.
- [17] Rust B. An Improved Lobed Strut Injector Concept for Supersonic Combustion[R]. *AIAA* 2010-6962.

(编辑:张荣莉)