

文章编号:1000-8055(2012)08-1704-08

当量比对带凹腔超声速燃烧室流动 及燃烧特性的影响

贾 真, 吴 迪, 朴 英

(清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘 要: 通过调节燃料氢喷射压力参数从而改变油气当量比, 分别在冷态喷流与燃烧情况下计算了当量比对流场波系及燃料与空气的掺混、燃烧特性的影响。研究表明: 增大当量比会增大燃烧反压, 扩大上游边界层分离区, 逐渐将激波串推向燃烧室进口; 同时发现燃料与空气的混合性能在近场处受当量比影响较大, 随当量比增大混合效果明显增强, 而在远场处基本不再受当量比变化的影响; 增大当量比一定程度增大射流穿透深度, 但并不能明显改善燃料分布区不合理问题, 导致燃烧效率随当量比单调下降; 流场总压损失及凹腔阻力系数均同当量比成正比例关系, 而流场摩擦阻力随当量比单调下降, 且燃烧使摩擦阻力更小。

关 键 词: 凹腔; 当量比; 燃烧反压; 激波串; 总压损失

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effect of equivalence ratio on flow and combustion characteristics of super-sonic combustor with cavity

JIA Zhen, WU Di, PIAO Ying

(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Numerical simulation on effect of equivalence ratio on flow field and combustion characteristics of supersonic combustor with cavity under the condition with/without chemical reactions was conducted by adjusting the fuel injection pressure to reach a certain equivalence ratio value. It is found that increasing equivalence ratio enhances combustion backpressure, expands the upstream boundary layer separation zone, and pushes shock train to the entrance of the combustor gradually. Also, enlarging equivalence ratio increases jet penetration depth gradually. In the field near fuel injector, mixing performance was obviously enhanced by increasing equivalence ratio, while in the field far away from fuel injector, little effect was induced by equivalence ratio. In the aspects of total pressure loss and cavity drag coefficient, they had proportional relationships with equivalence ratio.

Key words: cavity; equivalence ratio; combustion backpressure; shock train; total pressure loss

理论与实验证明, 超燃冲压发动机是飞行马赫数 $Ma > 5$ 的飞行器的首选动力装置。超声速燃烧室结构与性能设计是其研制的核心技术。虽然国外已有 X-43A, X-51 等初步的验证样机试飞成

功, 燃烧室工作时间超过百秒。但超声速气流中燃料喷射、增强混合、火焰稳定等关键问题仍然在机理上需要深入探索^[1-2]。相比实验研究, 超声速燃烧室数值模拟技术成本低、研制周期短、结果能达

收稿日期: 2011-09-05

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1704_004.html

作者简介: 贾真(1983—), 男, 甘肃白银人, 博士生, 主要从事超声速燃烧室性能研究。

到较高的精度,所以是一种重要研究手段。

气体燃料喷射技术研究集中于提高穿透深度、增强混合、减小喷射诱导的激波损失。文献[3]总结出估算射流穿透度的公式,反映出其取决于喷嘴直径和喷流与主流的动压比。最简单的壁面横向喷射[4]虽然弓形激波会引起总压损失,但其燃料穿透性能好,得到广泛研究。在混合增强方面,目前采用支板喷射[5]、后向台阶喷射[6]、斜坡喷射[7]等结构来增强混合,均取得一定的效果,但是这类浸入式燃料喷射结构会导致大的流动阻力和总压损失及过高的局部热负荷问题,限制了应用的范围。1993年俄罗斯的CIAM(Central Institute of Aviation Motors)[8-9]首次提出在超燃冲压发动机中采用凹腔做为火焰稳定器。Ben-Yakar等[10]对凹腔结构进行分类。之后,美国军方提出了基于凹腔的燃料喷射/点火/稳焰/冷却一体化的技术,并证明凹腔可以提高燃烧效率。Lee等[11]对凹腔上游射流和平板射流进行数值模拟研究,发现凹腔增强了燃料的混合,并且总压损失较小。国内的刘敬华等[12]较早通过模拟及实验证明在超声速燃烧室内合理设置凹腔能起到稳定火焰及提高燃烧效率的作用。丁猛等[13]对燃料喷射方式、凹腔几何结构对超声速气流中火焰稳定能力进行了研究,发现凹腔上游燃料垂直喷射燃烧效果最好;固定凹腔深度,增大长深比或者固定凹腔长度,减小长深比都可以增强凹腔的火焰稳定能力;而凹腔后缘角对火焰稳定能力影响不大。

Bhagwandin等[14]对氢燃料双模态燃烧室进行数值研究,发现调节燃料当量比,可以实现亚燃和超燃模态之间的转换。陈思员等[15]数值模拟了当量比对煤油超声速燃烧室流场的影响,发现流场中出现亚声速、超声速分层流动现象,提高燃料当量比,亚声速区域不断扩大,出口马赫数减小,流动向亚燃模态过渡。

本文数值模拟了带凹腔的等直扩张燃烧室冷态喷流和燃烧工况,研究了不同当量比工况的燃烧室阻力、总压损失及燃烧特性及燃料喷流与凹腔的相互作用。为燃烧室结构和燃料喷射方式提供设计依据。

1 数值计算方法与物理模型

1.1 求解方程

采用有限体积方法在空间上离散二维多组分雷诺平均 Navier-Stokes 方程组,在时间上采用

Runge-Kutta 方法。采用耦合隐式方法求解方程组。以下是笛卡儿坐标系下守恒型微分方程表达式:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial H}{\partial y} + S \quad (1)$$

其中

$$U = (\rho, \rho u, \rho v, \rho E, \rho f_i)^T$$

$$F = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (\rho e + p)u \\ \rho f_i u \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + p \\ (\rho e + p)v \\ \rho f_i v \end{bmatrix}, S = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ C_i \end{bmatrix}$$

$$E = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + q_x \\ \rho D_i \partial f_i / \partial x \end{bmatrix}, H = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + q_y \\ \rho D_i \partial f_i / \partial y \end{bmatrix}$$

$$\tau_{xx} = -\frac{2}{3}\mu \left[\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right] + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x},$$

$$\tau_{yy} = -\frac{2}{3}\mu \left[\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right] + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y},$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left[\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right],$$

$$q_x = k_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x} + \sum_{i=1}^{n_s} \rho D_i h_i \frac{\partial f_i}{\partial x},$$

$$q_y = k_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial y} + \sum_{i=1}^{n_s} \rho D_i h_i \frac{\partial f_i}{\partial y}$$

式中 $t, \rho, u, v, p, e, f_i, C_i, k_{\text{eff}}, D_i, h_i, n_s$ 为时间、密度、 x, y 方向的速度分量、压强、单位体积气体总能量、各组分质量分数、各组分化学反应的生产率、有效传热系数、组分扩散系数、组分比焓、组分数。 T 为绝对温度, μ 为黏度, $\mu = \mu_t + \mu_l, \mu_l$ 为层流黏度,应用 Sutherland 公式计算, μ_t 为湍流黏度,由求解 $k-\omega$ SST(shear stress transport)湍流模型得到。

本文计算气体超声速燃烧的通道内流问题,具有复杂的激波/边界层干扰,燃烧等强湍流特性。基于此,选择 Menter 的 $k-\omega$ SST 湍流模型,该模型在壁面边界层内的低雷诺数区采用标准 $k-\omega$ 模型,而在边界层外的高雷诺数主流区,转化为标准 $k-\epsilon$ 模型,吸收了两种模型计算的针对性的优点,同时又回避了各自的缺陷,对激波和边界层干扰这类具有强烈非平衡效应的现象能达到较高的计算精度。

考虑到流场具有强湍流特性,选择涡耗散模型控制湍流——化学反应相互作用机理。氢气的化学反应机理具有单步总包反应及二方程、八方

程、十九方程等多步化学反应机理. 为了简化计算, 且总包反应能够满足所需要精度, 本文选择总包反应机理



假定空气和氢气为理想气体, 比定压热 c_p 是温度的一元函数, 对流项选用具有 TVD (total variation diminishing) 特性的二阶迎风差分格式, 扩散项用中心差分格式.

1.2 物理模型

图 1 是带凹腔结构的二维燃烧室示意图, 由等直段和单边扩张段构成, 在等直段下壁面开一深 $D=10\text{ mm}$, 长深比 $L/D=7$, 后缘倾角 $\theta=45^\circ$ 的火焰稳定凹腔. 氢气从凹腔上游 12 mm 处采用壁面横向喷射, 喷嘴直径 $d=1\text{ mm}$. 由于燃烧室结构不规则, 采用分区域划分结构化网格, 近壁面局

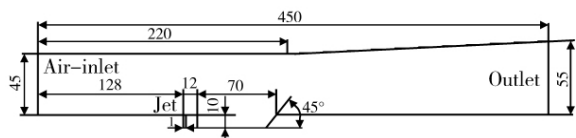


图 1 燃烧室结构图 (单位: mm)

Fig. 1 Combustor scramjet (unit: mm)

部加密.

模拟高度 $H=30\text{ km}$ 、飞行马赫数 $Ma=6$ 的状态, 经进气道、隔离段减速增压, 以马赫数 $Ma=2$ 进入燃烧室, 空气总压为 1.56 MPa 、静压为 0.2 MPa 、总温为 1860 K , 氢气采用声速喷射, 总温固定为 720 K , 调节喷射压力分别为 $0.25, 0.4, 0.6, 0.8, 1.0\text{ MPa}$ 达到所需油气当量比为 $0.155, 0.282, 0.424, 0.566, 0.707$. 壁面采用无滑移、绝热边界条件, 出口为超声速流动时, 参数一阶外推得到.

1.3 算例验证

选择文献[16]的高温富油燃气的超声速燃烧实验作为标准算例, 以此来验证本文的数值模拟方法的准确性. 燃烧室结构及进口参数如图 2 和表 1. 网格划分为 200×50 .

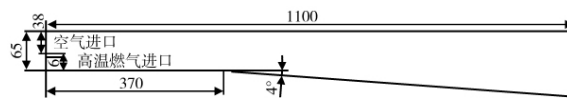


图 2 双燃烧室结构图 (单位: mm)

Fig. 2 Dual combustor scramjet (unit: mm)

表 1 燃烧室进口参数^[12]

Table 1 Flow parameters of the combustor

	p_s/MPa	T_s/K	Ma	质量分数				
				C_2H_4	O_2	CO_2	H_2O	N_2
空气	0.0977	492	2.09		0.233		0.052	0.715
高温燃气	0.1731	1772	1.25	0.1059	0.0103	0.1205	0.1566	0.6067

从图 3 的壁面压力分布图看出, 计算出的压力分布趋势和实验结果吻合较好, 预测出了燃烧室内的波系位置.

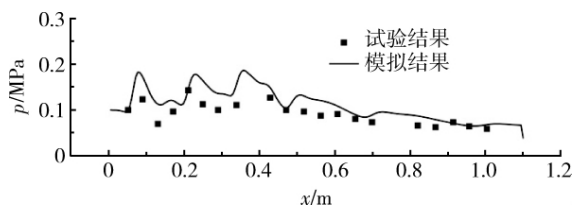


图 3 壁面压力的计算值同实验结果的比较

Fig. 3 Comparison of calculation results with experimental results

2 计算结果分析

2.1 当量比对燃烧室流场的影响

选择计算的 5 个当量比工况中的 3 个进行比

较. 图 4 是 3 个当量比的冷态喷流的压力等值线图. 可以看出, 燃料喷射诱导喷口上游形成一道很强的弓形激波, 激波打到燃烧室上壁面并在上壁面和燃料射流所形成的切变层之间多次反射, 在下游处和扩张段的结构膨胀波相互作用、衰减最后消失. 提高喷射压力, 当量比随之增大, 弓形激波不断增强, 并引起喷口上游上、下壁面边界层发生较大区域分离, 形成典型的激波串结构. 这在大当量比工况 ($\Phi=0.707$) 的压力等值线图中可以清晰看出.

相比冷态喷流, 燃烧会导致流场结构发生了本质变化, 如图 5 的燃烧工况压力等值线图. 对于 $\Phi=0.282$ 的小当量比工况, 流场中已经形成了激波串结构, 这说明燃烧形成的较高反压沿边界层中亚声速区逆上游传播, 导致边界层突起形成较

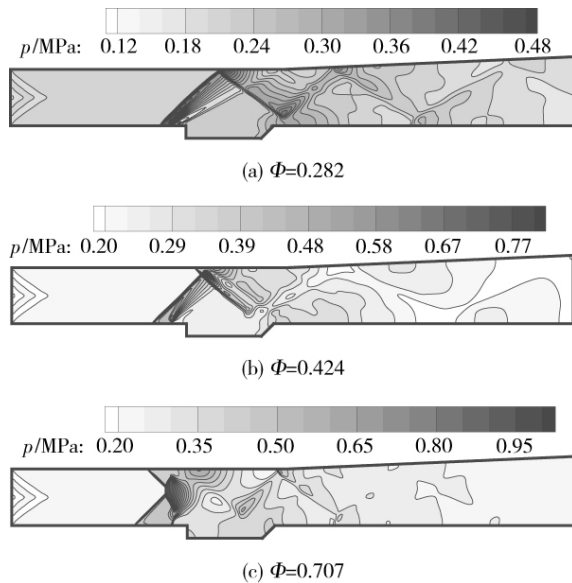


图4 冷态工况压力分布

Fig. 4 Pressure contours of flow field without reaction

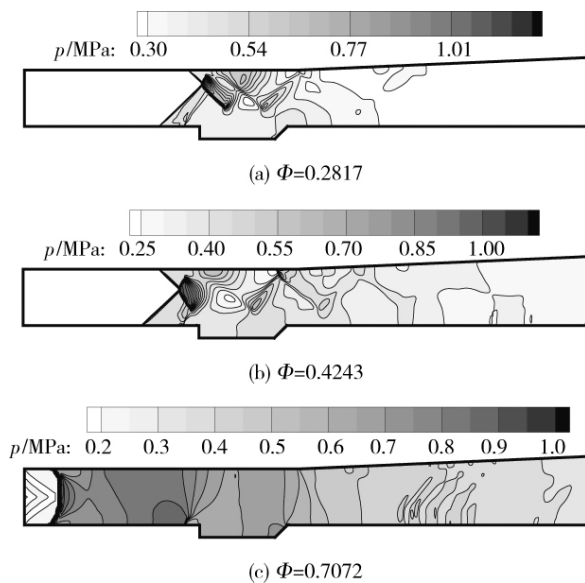


图5 燃烧工况压力分布

Fig. 5 Pressure contours of combustion flow field

大分离泡. 随着当量比的提高, 燃烧反应加剧, 反压因此不断提高, 高反压将激波串不断推向上游, 流场受扰动区域不断向上游扩大, 如图 5(b)、图(c)所示. 当 $\Phi=0.707$ 时, 受扰动区域被高的燃烧反压推到燃烧室进口附近, 为了平衡燃烧室进出口压强差, 激波串结构已完全演变为一道略微弯曲的正激波.

将不同当量比的上壁面压力分布曲线在图 6 中比较, 增加当量比使压力跃升点向上游移动, $\Phi=0.7072$ 工况的曲线整体高于小当量比的曲

线, 以曲线的峰值作为最大反压, 其激波后反压比达到 4.2 左右, 而另两个工况的反压比约 3.

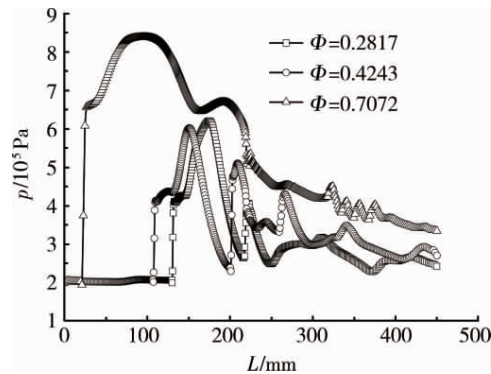
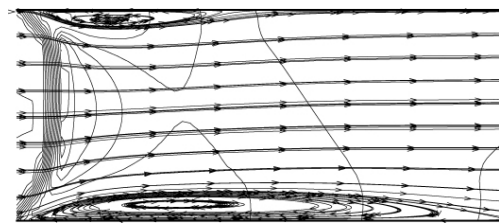


图6 燃烧工况上壁面压力分布

Fig. 6 Pressure of wall-up with reaction

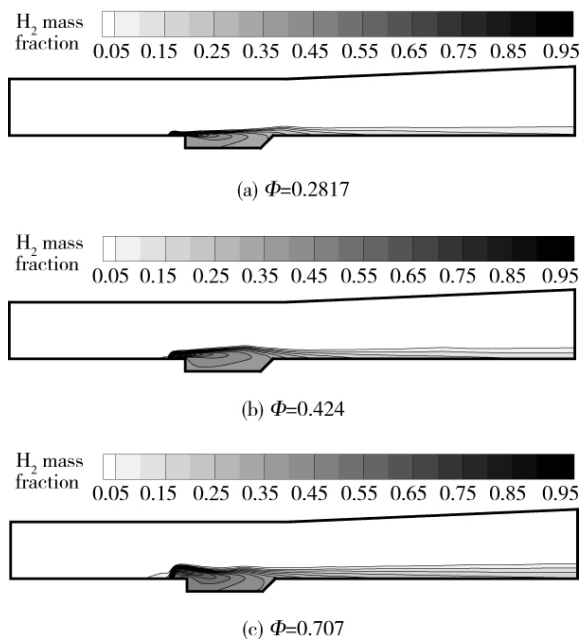
图 7 为当量比 $\Phi=0.707$ 的燃烧工况的局部流线图, 可以看出在正激波后上下壁面边界层各有一个较大的回流区, 流线发生弯曲.

图7 流线图($\Phi=0.707$)Fig. 7 Streamline and separation zone ($\Phi=0.707$)

2.2 当量比对喷流掺混和燃烧特性的影响

图 8 为冷态喷流 H_2 质量分数比较图. 燃料 H_2 喷出后由于横向动量的作用会保持初始方向运动一段距离, 由于横向喷流对来流的阻碍, 喷口上游形成弓形激波和马赫盘, 喷流经过马赫盘将衰减大部分横向动量, 运动方向发生偏转并最终水平向下游传播, 如图 8(c) $\Phi=0.707$ 的大当量比工况较清晰地显示这一过程. 喷流穿透深度基本等于横向动量衰减前的横向穿透入主流的距离, 气体喷流与来流空气的动量比 J 越大, 垂直段越长, 穿透深度越大. 从图 8(a) 可以看出: 在小当量比工况, 即小的动量比 J , 气态燃料喷出后迅速偏转为水平方向, 燃料基本贴着下壁面.

对于 $\Phi=0.282$ 和 $\Phi=0.424$ 两个当量比工况的模拟结果, 可以看出分别在凹腔的后部、中部, 质量分数等值线出现突起, 分析其原因主要是喷流诱导的弓形激波反射到燃料混合层后相互作用的结果. 这一结论与文献[6]一致, 该文献比较

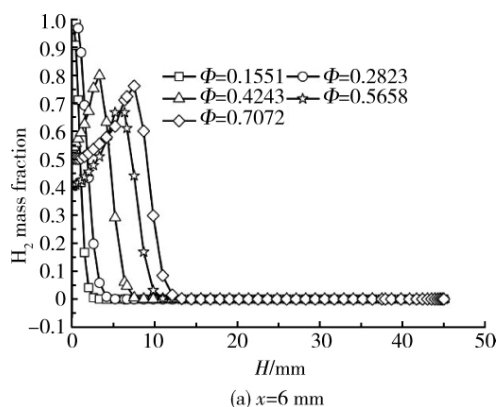
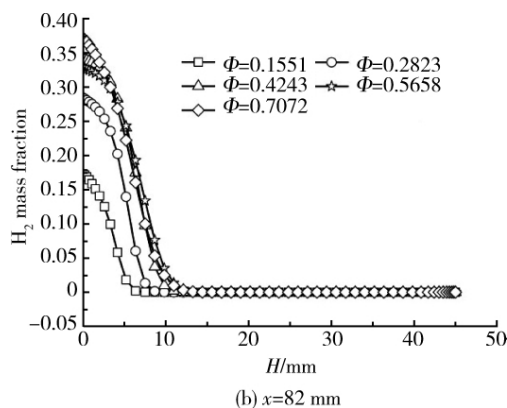
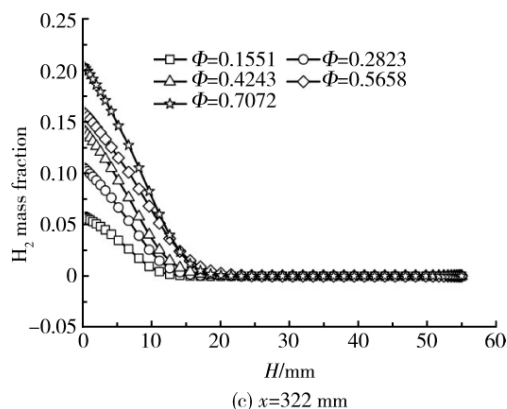
图 8 冷态工况 H_2 质量分数分布Fig. 8 H_2 mass fraction contours of cold flow field

了有无激波入射情况下的混合层,以压缩斜坡产生的激波入射在射流混合层为研究对象,发现激波会加快射流涡对的发展,增大混合层的增长率,进而增强混合效果.

考察喷口下游燃料的扩散与掺混情况,取距离喷口为 $x=6, 82, 322$ mm(燃烧室出口)3个距离为参考剖面,比较 H_2 质量分数剖面受当量比的影响,如图 9 所示.

定义燃料 H_2 质量分数降为 0 的位置处为气态燃料的横向穿透深度.从图 9(a)近场混合情况看出,两个小当量比工况即小的动量比 J ,曲线在壁面处 H_2 峰值质量分数接近 1,之后很快衰减为 0,这同图 8 中的分析一致,小当量比时,气体燃料的横向动量在喷口处衰减,喷流方向迅速偏转为与来流同向,燃料紧贴在壁面向下游传播,所以壁面处几乎充满 H_2 燃料,而空气没有渗入.随着提高燃料当量比, H_2 的质量分数曲线变为先增大到峰值 0.8 左右,然后再下降为 0.大当量比工况,穿透深度超过 10 mm.再看较远场混合情况如图 9(b),所有的 H_2 质量分数曲线均沿横向单调下降,随着当量比增加,质量分数曲线不断上移,壁面处浓度值和穿透深度均增大,但趋势渐缓,当量比 $\Phi > 0.4$ 以后,穿透深度基本不再增加.对于远场混合如图 9(c),穿透深度随当量比增加有略微增加,说明当量比对远场混合影响不大.在壁面处, H_2 质量分数和当量比成正比例关系.燃料 H_2 质量分数在向下游传播过程中,由于同周围空气

的扩散、掺混作用,整体质量分数不断下降,横向扩散距离增大.

(a) $x=6$ mm(b) $x=82$ mm(c) $x=322$ mm图 9 冷态喷流 H_2 质量分数剖面Fig. 9 H_2 mass fraction profile of cold flow field

由于 H_2 反应产物是 H_2O ,其当地质量分数高低反映该处燃烧反应的剧烈程度,图 10 是以燃烧室出口截面为参考,比较不同当量比工况下 H_2O 质量分数剖面,考察当量比对燃烧特性的影响规律.从图中看出,所有曲线都是先升高再下降,质量分数峰值受当量比影响不大,维持在接近 30%,质量分数曲线随当量比增加不断向右移动,质量分数峰值位置不断向主流运动及燃烧区域不

断向上壁面扩大。

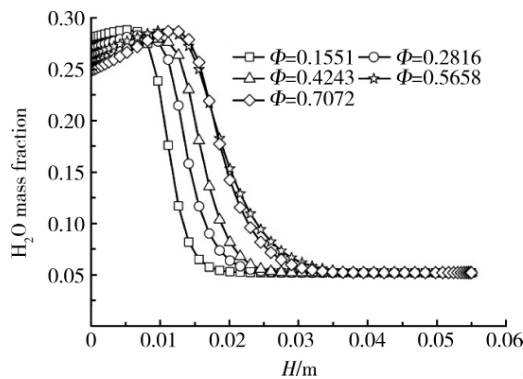


图10 燃烧工况 H_2O 质量分数沿燃烧室出口分布

Fig. 10 H_2O mass fraction profile of outlet in combustion

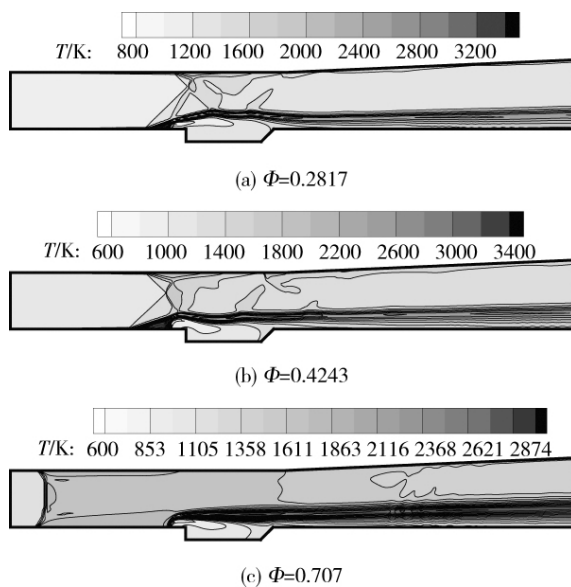


图11 燃烧工况温度分布

Fig. 11 Temperature contours of combustion flow field

再从不同当量比工况的燃烧室温度等值线分布分析(如图11),燃烧均发生在燃烧室贴近下壁面处,虽然增大当量比可以一定程度上增加射流穿透度,但却没有明显地改善燃烧区域分布不合理导致燃料掺混效果差的问题。

燃烧效率曲线随当量比增加整体上单调下降如图12所示。从上面分析知:壁面燃料横向喷射的穿透深度有限,使燃烧发生在贴近下壁面处,对于增大当量比的情况,虽然同空气掺混并发生化学反应的燃料量不断增加,但却有更多的燃料分布在燃烧室下壁面附近,未和空气充分掺混、发生燃烧,导致燃烧效率降低。

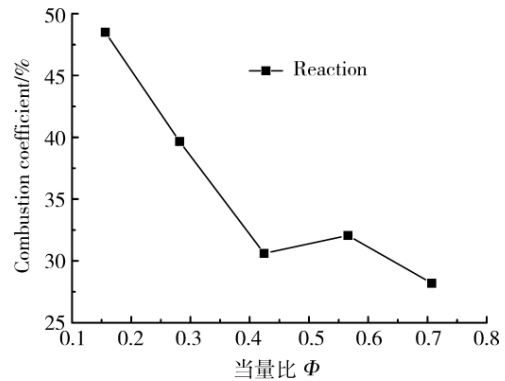


图12 燃烧效率随当量比的变化曲线

Fig. 12 combustion coefficient vs. equivalence ratio

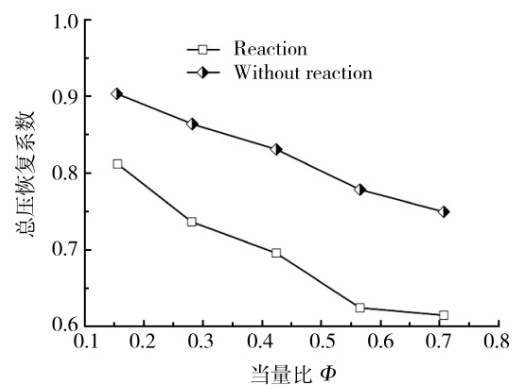


图13 总压恢复系数受当量比影响

Fig. 13 Total pressure recovery coefficient vs. equivalence ratio

2.3 燃烧室总压损失和阻力特性

图13为总压恢复系数随当量比的变化规律。从图中可以总结两点:①不论是否存在燃烧,总压恢复系数均随当量比增加单调下降,即总压损失同当量比成正比关系。这是由于冷态喷流提高当量比,会增强燃料喷射诱导的弓形激波强度,增大激波损失。而对于有燃烧的总压损失来源于燃烧耗散和边界层的分离损失。提高当量比会增大燃烧反压,扩大反压引起的边界层分离区,增大总压损失;②燃烧工况的特性曲线整体低于冷态喷流曲线。这说明燃烧会显著增加总压损失,这是由于燃烧一方面引入耗散损失,另一方面燃烧形成的高反压逆上游传播引起边界层分离,形成激波串结构,产生了较大的分离和激波损失。

凹腔阻力系数和燃烧室流动阻力系数为

$$C_p = \frac{F_{\text{cavity}}/A_{\text{cavity}}}{\rho V^2/2} \quad (3)$$

$$C_f = \frac{F_{\text{combustor}}/A_{\text{air-inlet}}}{\rho V^2/2} \quad (4)$$

其中 F_{cavity} 、 $F_{\text{combustor}}$ 为凹腔阻力和燃烧室壁面摩

摩擦阻力: $A_{\text{cavity}}, A_{\text{air-inlet}}$ 为凹腔截面和燃烧进口截面积; ρ, V 分别为燃烧室进口密度和速度, 凹腔阻力包括前后壁面压差阻力和摩擦阻力, 摩擦阻力可忽略. 从图 14 的凹腔阻力系数受当量比影响可以看出, 阻力系数整体随当量比增加而升高. 这主要是由于燃烧开始于凹腔中后部, 增加当量比加剧了燃烧, 使后壁面承受更大压强.

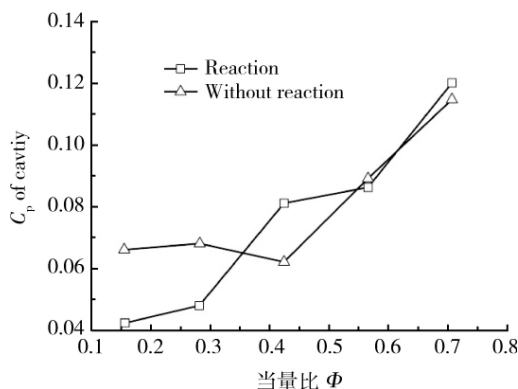


图 14 凹腔阻力系数受当量比影响

Fig. 14 Cavity drag coefficient vs. equivalence ratio

图 15 是燃烧室流动阻力系数受当量比变化曲线, 增大当量比, 冷态喷流和燃烧工况的流阻系数均不断下降; 而在相同当量比工况, 燃烧会导致气流的摩擦阻力更小.

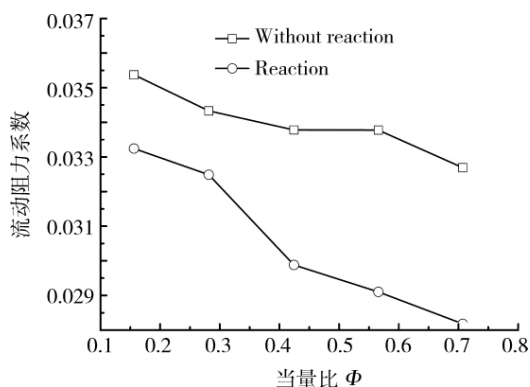


图 15 燃烧室流动阻力系数

Fig. 15 Friction coefficient of combustor vs. equivalence ratio

3 结 论

通过对带凹腔的燃烧室的冷态喷流与燃烧工况的数值计算, 可以总结以下几点:

1) 燃烧改变冷态燃料喷射的波系结构, 增大当量比势必会加剧燃烧, 从而增大燃烧反压, 进一步扩大上游边界层的分离区, 将激波串不断推向

燃烧室进口.

2) 分析冷态喷流, 发现燃料横向喷流的穿透深度正比于当量比, 燃料和空气的掺混效果在喷口近场附近受当量比的影响显著, 成正比关系. 随着燃料向下游传播过程中, 继续扩散并和周围空气掺混, 而在远离喷口的远场处, 燃料扩散区域受当量比的影响很小.

3) 增大当量可以在一定程度上提高燃料的穿透深度, 但却不能改善燃烧区域分布不合理的问题, 导致燃烧效率随当量比增大而下降.

4) 相比冷态喷流, 引入燃烧会增大流场总压损失, 并且随当量比增加, 流场的波系强度增强, 燃烧反压引起的边界层分离损失增大, 导致流场总压损失正比于当量比变化. 不论有无燃烧发生, 增加当量比同时也会引起凹腔的压差阻力系数单调上升, 燃烧室的摩擦阻力系数单调下降, 而在相同当量比时, 燃烧的存在使燃烧室的摩擦阻力系数更低.

参考文献:

- [1] Vinogradov V, Grachev V, Petrov M. Experimental investigation of 2-D dual mode scramjet with hydrogen fuel at Mach 4-6[R]. AIAA 90-5269, 1990.
- [2] 司徒明. 煤油超燃冲压发动机性能分析[J]. 推进技术, 1998, 19(2): 18-22.
SITU Ming. Performance analysis of hydrocarbon-fueled scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(2): 18-22. (in Chinese)
- [3] Young G, Balar R, Ashwani K G. Characterization of scramjet combustor with transverse fuel injection[R]. AIAA 2006-1377, 2006.
- [4] Lee S H, Kim H B, Mitani T. Mixing and combustion augmentations of transverse injection in scramjet combustor[R]. AIAA Paper 2001-0384, 2001.
- [5] Gouskov O V, Kopchenov V I. Investigation of ignition and flame stabilization behind the strut in supersonic flow[R]. AIAA 2002-5227, 2002.
- [6] Bussing T R A, Murman E M. Numerical investigation of 2-dimensional H_2 -air flame holding over ramps and rearward facing steps[R]. AIAA Paper 85-1250, 1985.
- [7] Fox J S, Gastont M J, Houwingf A F P, et al. Instantaneous mole-fraction PLIF imaging of mixing layers behind hypermixing injectors[R]. AIAA Paper 99-0774, 1999.
- [8] Roudakov A S, Schikhmann Y, Semenov V, et al. Flight testing of an axisymmetric scramjet-russian recent advances[R]. IAF Paper 93-S4, 1993.
- [9] Rodriguez C G. CFD analysis of the CIAM/NASA scramjet[R]. AIAA 2002-4128, 2002.
- [10] Ben-Yakar A, Hanson R K. Cavity flameholders for ignition and flame stabilization in scramjets: review and experi-

- mental study[R]. AIAA 98-3122, 1998.
- [11] Sang-Hyeon L, Yong-Jin K. Mixing augmentation of transverse injection in scramjet combustor[R]. AIAA 2000-0090, 2000.
- [12] 刘敬华, 凌文辉, 刘陵, 等. 设置空腔的超声速燃烧室流场数值模拟[J]. 推进技术, 2000, 21(2): 56-59.
LIU Jinghua, LING Wenhui, LIU Ling, et al. Numerical simulation on flowfield in supersonic combustor with cavity[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(2): 56-59. (in Chinese)
- [13] 丁猛, 王振国. 基于凹腔的超声速燃烧火焰稳定技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2005.
DING Meng, WANG Zhenguo. Investigation on flame-holding in supersonic combustor based on cavity[D]. Changsha: National University of Defense Technol, 2005. (in Chinese)
- [14] Bhagwandin V A, Engblom W A, Georgiadis N J. Numerical simulation of a hydrogen fueled dual-mode scramjet engine using Wind-Us[R]. AIAA 2009-5382, 2009.
- [15] 陈思员, 徐旭. 当量比对单凹腔超燃燃烧室流场影响的三维数值模拟[J]. 航空学报, 2009, 30(5): 794-799.
CHEN Siyuan, XU Xu. 3-D numerical simulation of the influence of fuel equivalence ratio on single cavity supersonic combustor flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(5): 794-799. (in Chinese)
- [16] 王春, 司徒明, 马继华, 等. 高温富油燃气超声速燃烧数值模拟[J]. 推进技术, 2000, 21(2): 60-63.
WANG Chun, SITU Ming, MA Jihua, et al. Numerical simulation on supersonic combustion of fuel-rich hot gas[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(2): 60-63. (in Chinese)