

壁龛稳焰超声速燃烧室流场的数值模拟*

李 丽, 叶中元, 刘兴洲

(航天科工集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 用 FLUENT 软件对安装开式壁龛 (长深比 $L/D < 10$) 的超燃冲压发动机燃烧室内的高速可压缩流动进行冷态数值模拟, 以方便处理试验结果。控制方程为二维 N-S 方程, 湍流模型采用剪切修正的 $k-\omega$ 模型。结果证明: 在飞行马赫数 $Ma=4$ 的情况, 安装壁龛稳定器可以达到掺混和稳定的目的, 而且不会引起很大的总压损失。

关键词: 冲压喷气发动机; 燃烧室; 超音速燃烧; 可压缩流; 剪切层; 数值仿真

中图分类号: V235.213

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2003) 06-0521-03

Numerical simulation for flow in a supersonic combustor with cavity flame holders

LI Li, YE Zhong-yuan, LIU Xing-zhou

(The 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: Numerical simulation of the inner supersonic compressible flow in a scramjet combustor with open cavities was carried out using FLUENT software to dispose the process of the experimental data. The mass-averaged Navier-Stokes equations were solved. A $k-\omega$ turbulence model was used with shear correction. Stable flow and high speed mixing with low total pressure loss were obtained in the condition of flight Mach number 4.0.

Key words: Ramjet engine; Combustion chamber; Supersonic combustion; Compressible flow; Shear layer; Numerical simulation

1 引 言

超声速燃烧室的设计是超燃冲压发动机发展中面临的许多关键技术问题之一, 好的燃烧室必须在最小总压损失的前提下让燃料和高速流动的空气均匀、快速地混合, 同时保持稳定燃烧^[1]。以前的研究表明^[2]: 可压缩流的掺混缓慢而且效果差; 强制混合装置能有效增强掺混, 但总压损失超出推进系统所能接受的范围。早期对壁龛的研究就认识到外部的声学振动影响高速喷射流的可压剪切层, 从而增强混合; 因此, 可以用壁面凹槽来增强超声速流的混合^[3]。自从俄罗斯中央发动机研究院 (CIAM, Central Institute of Aviation Motors) 成功地把壁龛稳定器应用于超燃冲压发动机飞行试验以来, 壁龛稳定器成为超声速混

合研究的重点^[4]。经过大量的试验和计算, 文献[5]中初步确定壁龛稳定器的性能优于突扩等其它稳定装置。

2 计算方法

计算使用商用 FLUENT 流体计算软件, 控制方程为二维 N-S 方程, 用显式耦合方式求解, 先用一阶精度迎风格式离散, 得到好的初场后改用二阶迎风格式离散。假设空气为理想气体, 其粘性满足 Sutherland 定律。湍流模型为 SST $k-\omega$ 模型, SST $k-\omega$ 模型通过混合函数 F_1 将 $k-\omega$ 和 $k-\epsilon$ 模型结合起来, 通过混合函数 F_2 改进了涡粘系数 μ_t 在壁面逆压区的计算结果, 充分发挥了 $k-\epsilon$ 模型对自由流和 $k-\omega$ 模型对壁面受限流动问题的处理特长, 较适合超声速内流的模拟。

* 收稿日期: 2003-01-13; 修订日期: 2003-03-28。

作者简介: 李 丽 (1978—), 女, 硕士生, 研究领域为高超声速冲压发动机。

3 计算域和初边值条件

3.1 计算区域和网格生成

本文对文献[5]中的双模态冲压模型发动机燃烧室进行了适当的简化,计算域如图 1 所示,其中,壁龛的几何尺寸为:长 $L=70\text{mm}$,深 $D=15\text{mm}$,长深比 $L/D=4.67$,后壁面倾角 $\theta=45^\circ$ 。

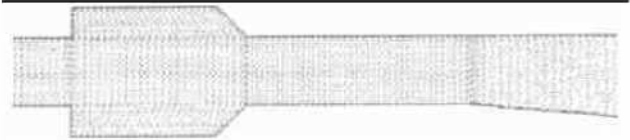


Fig. 1 Schematic of computational domain and grids

考虑到壁龛的形状,计算模型的网格分区生成,每个子区域内采用正交不均匀网格。附面层内网格单独生成,估计附面层的厚度 $\delta \approx 5 \times 10^{-5}\text{m}$ 。为了保证网格的连续性,网格的变化率不超过 1.5。主流和凹槽的网格均向壁面和拐角处吸引。壁龛内网格数为 60×40 ,整个计算域的网格数大约为 50000。

3.2 初、边值条件

本文计算过程中的边界条件如下:

- (1) 入口条件: 假设来流为均匀的空气,给定入口的总温 T_1 ,总压 p_1 和静压 p_2 ;
- (2) 出口条件: 为一定飞行高度(H_0)下和飞行马赫数(Ma)下的大气参数(静温 T_0 ,静压 p_0),可以由气动计算关系式得到;
- (3) 壁面为绝热壁,壁面和环境没有热交换,壁面的速度满足无滑移条件。

当飞行马赫数 $Ma=4.0$ 时,根据二元进气道气动计算结果^[8],可以取进气道总压恢复系数 $\sigma \approx 0.70$,估算计算模型进口的马赫数 $M_2 \approx 2$,由气动关系式可算出总压、总温、静压可以具体模拟状态见表 1。

Table 1 Simulation conditions

H_0/km	Inlet conditions			Outlet conditions	
	T_1/K	p_1/MPa	p_2/MPa	T_0/K	p_0/MPa
14	909	0.166 14	1.3	216.5	0.014 170
17	909	0.103 518	0.81	216.5	0.008 850
20	909	0.076 68	0.6	216.5	0.005 529

4 计算结果和分析

4.1 超声速燃烧室内的流场特性

图 2 给出燃烧室内的等压力线分布图。从图中可以清楚看到: (1) 由于剪切层的扩散,壁龛的前拐角处

产生压缩波; (2) 上、下壁龛前角的在下游汇聚成弱激波,该激波前后的总压下降很小; (3) 该弱激波在壁龛内的回流区上形成反射成膨胀波和激波,但膨胀波很快被吸收; (4) 在壁龛后角,通道突然变窄,形成强压缩波,两道激波相互穿透生成新的激波; (5) 壁龛之后,由于激波和边界层的相互干扰,形成小的分离区,另外,随着边界层的增厚,壁龛后的等直通道内形成弱激波串; (6) 气流进入扩张段后在转角处有一道强的膨胀波,该膨胀波在上壁面的反射引起边界层的分离。

上述的波系分布表明: 计算域内产生了复杂的波系,这有助于燃料和主流空气的掺混; 而且,由于激波串

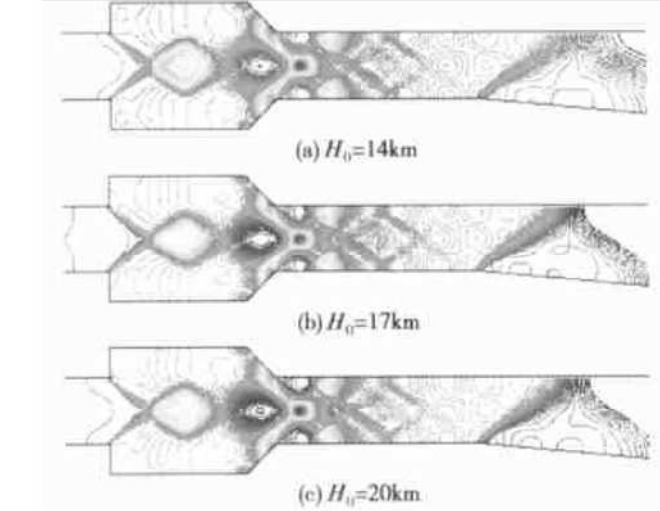


Fig. 2 Contours of static pressure

图 3 是不同飞行高度(H_0)下的流线图。该图显示: (1) 壁龛上方的附面层分离扩展到整个壁龛长度方向并在壁龛后重新贴合,完全符合文献[3]中开式壁龛的基本情况,壁龛上方的剪切层的振动引起壁龛内外的质量交换,一定的质量交换率是稳定燃烧的必要条件^[5]; (2) 壁龛内有大的回流区形成,该回流区几乎充满壁龛的长度方向,回流区的中心在靠近壁龛后角,而且位置基本稳定,相当于稳定的点火源,有利于火焰稳定,设计中可在此安装点火器; (3) 另外,由于边界层的变化核心流区域先收缩后扩张,相当于可变几何的燃烧室结构,这对整个发动机的性能是很有意义的。

对图 3 的分析表明: 在飞行马赫数 $Ma=4$ 时,等直的激波系并没有使主气流速度降到亚声速,文献[5]的试验中存在亚声区的原因可能在于燃烧。

4.2 进口压力的影响

比较图 2(a) ~ (c) 还说明: 如果飞行马赫数相

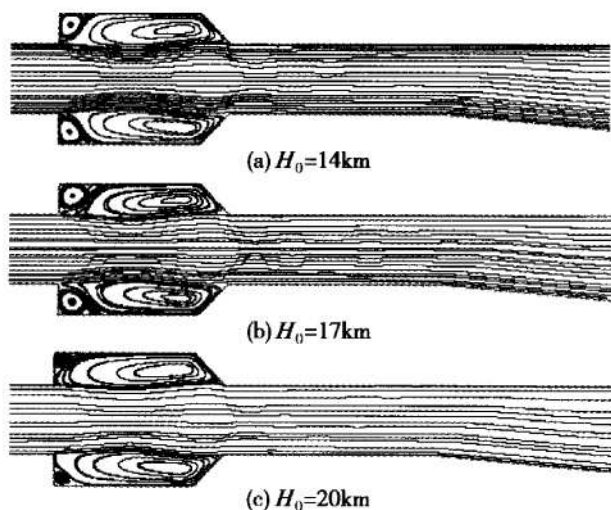


Fig. 3 Streamlines

同,飞行高度对燃烧室内波系的分布影响不大。但比较图 3(a)~(c)可以看出:随着飞行高度 H_0 减小(对应于燃烧室进口压力 p_2 增大),涡的强度有所增加,剪切层位置下移,对回流区的压缩越来越明显,激波的强度也有增加。

4.3 壁面静压分布

图 4 给出了三个模拟状态下的壁面压力分布曲线。比较分析的结果和由流场内波系分布相符:(1)由于弱激波串的作用,壁龛前的等直段内壁面压力有微小升高;(2)在壁龛的前角($x = 0.85\text{dm}$)处形成的压缩波引起此处壁面压力的明显升高;(3)回流区的影响使沿壁龛底面($x = 0 \sim 0.7\text{dm}$)的压力逐渐降低,(4)在壁龛后角($x = 0.7\text{dm}$)剪切层扩散引起的二次压缩使得压强有较大升高;(5)在壁龛后的直通道内,由于形成了膨胀波-压缩波-膨胀波的复杂波系,壁面压力有的地方升高有的地方降低;(6)壁龛之后,由于膨胀,扩张段的壁压呈下降趋势。

图 4 中不同的飞行高度下壁压变化的趋势基本相同,同时,壁面压力的变化趋势与文献[7]的试验和计算结果一致。

4.4 总压损失

对 CFD 计算得到的出口总压分布图进行分析的结果见表 2,可以看出飞行马赫数 $Ma = 4.0$ 时,所有模拟工况的总压恢复系数 σ 均大于 0.85,相对于使用后台阶稳定器超声速燃烧室(一般情况下 $\sigma < 0.7$)来说,安装壁龛的超声速燃烧室的总压损失小得多。

Table 2 Total pressure loss

H_0/km	14	17	20
Total pressure loss/ %	14.42	11.86	9.63

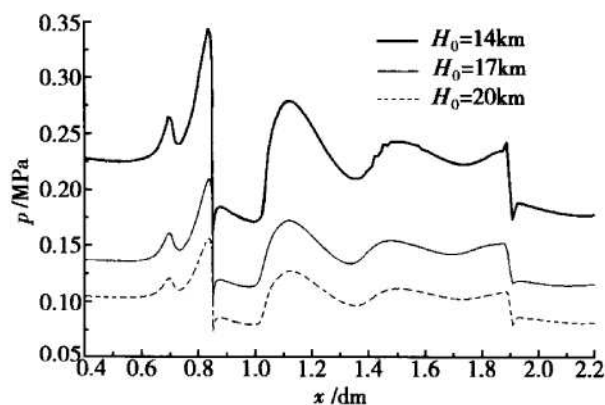


Fig. 4 Wall pressure distribution

5 结 论

(1) 燃烧室内产生膨胀波、压缩波组成的复杂波系,在降低主流流动速度的同时不会引起很大的总压损失。

(2) 壁龛内形成的相对稳定的回流区可以用来点火和稳定火焰,同时,跨越整个壁龛的剪切层的振动有助于燃料和空气的掺混。

(3) 装有壁龛的超声速燃烧室内总压损失较小,而且气流均匀稳定。

参考文献:

- [1] 刘陵,刘敬华,张榛,等. 超声速燃烧和超声速燃烧冲压发动机[M]. 西安:西北工业大学出版社,1993.
- [2] Habeeb K M, Kurian J. Cavity aided mixing enhancement of supersonic streams[R]. ISABE-2001-1189.
- [3] Adela BerrYakar, Ronald K hanson. Cavity flameholders for ignition and flame stabilization in scramjet: review and experimental study[R]. AIAA 98-3122.
- [4] Gruber M R, Hsu K Y, Mathur T. Fundamental studies of cavity-based flameholder concepts for supersonic combustors[R]. AIAA 99-2248.
- [5] 刘小勇. 冲压发动机双模态燃烧的理论及试验研究[R]. 中国国防科学技术报告,2000.
- [6] Yu K H, Wilson K J, Smith R A, et al. Experimental investigation on dual purpose cavity in supersonic reacting flows[R]. AIAA 98-0723.
- [7] Zhang Xin. Compressible cavity flow oscillation due to shear layer instabilities and pressure feedback[J]. AIAA Journal, 1995, 33(8).
- [8] 黄志澄. 高超声速飞行器空气动力学[M]. 北京:国防工业出版社,1995.

(编辑:梅 瑛)