

杨 爱 国

(中国航空计算技术研究所, 西安, 710068)

刘 陵 唐 明

(西北工业大学航空动力与热力工程系, 西安, 710072)

刘 敬 华

(航天工业总公司 31 所, 北京, 100074)

摘 要: 研究了简化模型超音速燃烧室流场和性能的数值模拟方法, 该燃烧室在支板后缘设置一缝隙式喷嘴, 平行于超音速空气流喷射氢气。用椭圆型偏微分方程数学模型, MacCormack 差分格式成功地计算了两种不同后缘尺寸的流场及其性能, 为了对照比较, 还计算了另外两种流场。计算结果表明, 支板后的流场存在回流区, 因喷氢的压力高于超音速空气流的压力和壁面附面层的影响, 燃烧室内将出现斜冲波和膨胀波, 压力沿横向变化明显, 由此证明流场与“边界层流动”有性质上区别。提出了全流场按性质不同分段进行数值模拟的方法, 利用计算得到的流场节点状态参数(如温度、压力等), 积分获得燃烧室的性能参数, 和文献的实验数据对比, 计算结果合理、可靠。

主题词: 超音速燃烧, 数值仿真, 超音速冲压喷气发动机

分类号: V235.213

NUMERICAL STUDIES ON FLOWS AND PERFORMANCES IN SIMPLIFIED SUPERSONIC COMBUSTOR

Yang Aiguo

(Chinese Aeronautics Computing Technique Research Inst., Xi'an, 710068)

Liu Ling Tang Ming

(Dept. of Aeroengine, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Liu Jinghua

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

Abstract: The gas flow field in a simplified supersonic combustor with a slot hydrogen injector mounting behind strut and injecting hydrogen parallelly to air flow is numerically simulated by using elliptical partial differential equation module and MacCormack scheme. The results show that there is a recirculation zone behind the strut. Pressure of injecting H_2 higher than air flow and effects of boundary-layer lead to oblique shock wave and expansive wave in combustor, and pressure will take

place great changes along transverse. It can be concluded that such flow field has an obvious difference from boundary-layer flow in performance. Thus, it is suggested that the whole flow field in supersonic combustor should be separately calculated according to its character. And then, the combustor performance could be obtained by integrating over the given nodes value (such as temperature, pressure). Compared with experimental data of reference [5], the simulated results are reasonable and reliable.

Subject terms: Supersonic combustion, Numrical simulation, Supersonic combustion ramjet engine

1 引言

计算流体力学数值解能够逼真地描述超音速燃烧室整个流场的流动特性, 远比用经验公式或准一元流方法得到的性能数据准确。已发表的文献中, 数值模拟研究大都限于垂直喷嘴附近局部流场计算。本文试图用数值模拟方法研究平行于超音速气流顺向喷射氢燃料燃烧的流场结构, 以及计算总压恢复系数和燃烧效率的方法。等截面简化超音速燃烧室进口设置单个支板, 支板后缘中心有一缝隙式喷嘴, 沿平行主流方向喷射氢气。简化模型近似相当于图 1b 中虚线所示区域, 即支板与壁面之间通道的部分流场。这种简化模型可以节约计算机机时, 同样可以达到研究燃烧室内流场结构及性能数值模拟方法的目的。

2 流场的数学模型及数值解法

模型燃烧室对称形等截面二维通道, 高 $H=0.05\text{m}$, 长 $L=0.25\text{m}$, 进行了多种状态计算。

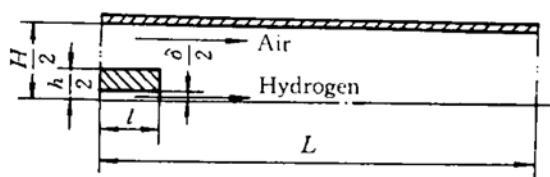


Fig. 1 Schematic model combustor

其中状态 1: 通道中心支板后缘宽 $h=0.02\text{m}$, 支板中心的缝隙式氢喷嘴宽 $\delta=0.3\text{mm}$, 计算域取其上半部流场, 如图 1 所示。空气静压 $p_0=101.3\text{kPa}$, 静温 $T_0=1400\text{K}$, 马赫数 $M_0=2$ 。氢气静压 $p_1=360\text{kPa}$, 静温 $T_1=300\text{K}$, 马赫数 $M_1=1$, 当量油气比 $\varphi=0.2$ 。如果选择 $\varphi>0.2$, 更接近恰当当量比, 但有可能管内发

生热阻塞^[1]。状态 2: $h=0.01\text{mm}$, 为保持 $\varphi=0.2$, $\delta=0.44\text{mm}$ 。用于进行比较, 还作了两股平行流的燃烧与冷混数值计算, 分别为状态 3 和状态 4, 这两种状态的超音速空气流与音速氢气流之间有一极薄的隔板, 当 $\varphi=0.2$, 则 $\delta=0.54\text{mm}$ 。表 1 列出了四种状态的计算条件和性能参数, 其中 ϵ 为堵塞比, 表达式为 $\epsilon=h/H$, σ 为总压恢复系数, η 为燃烧效率。

Table 1 Computational conditions and performance parameters

Case no.	Chemical reaction	ϵ	δ/mm	σ	η
1	Yes	40%	0.3	0.814	0.31
2	Yes	20%	0.44	0.820	0.218
3	Yes	0	0.54	0.830	0.06
4	Yes	0	0.54	0.844	—

超音速流中顺向喷氢, 对称作边界层流动类型的流场, 通常使用单通道坐标计算方法, 数学模型为抛物线型偏微分方程组^[2,3]。然而, 在本文状态 1 和状态 2 的物理模型中, 超音速气

流流过台阶拐弯尖角时,在支板后缘的背风处必定会出现一个低压回流区,支板后缘中心顺向喷氢将改变回流区形状,但是流场仍然具有亚音速回流区嵌入超音速主流中的特点,数值模拟应采用双通道坐标计算方法。本文使用椭圆型偏微分方程组、两步简化化学动力学模型、代数涡粘性湍流模型、MacCormack 显式时间分裂数值技术和非均匀网格^[4]进行数值计算。固体壁面边界条件假设为无滑移、绝热及无渗透;下边界为中心线,采用反射边界条件;出口边界规定为上游节点线性外插;进口边界的超音速空气流参数及喷氢口参数皆为给定值。支板后缘的拐弯尖角亦是计算域的边界,尖角位于网格控制容积的下边界,或位于网格控制容积的左侧,边界值的规定各不相同,即尖角允许有两个值^[2]。支板后缘附近流场的湍流强度同时受到上壁和支板侧壁两者的影响,湍流模型计及了两个壁面的作用。

3 计算结果及分析

3.1 当量油气比分布

图 2 所示为状态 1 的流场结构,图 2a 为当量油气比等值线分布,为表达清晰,在图上只作出 $\varphi=0.1$ 、1.0 和 2.0 三条等值线。

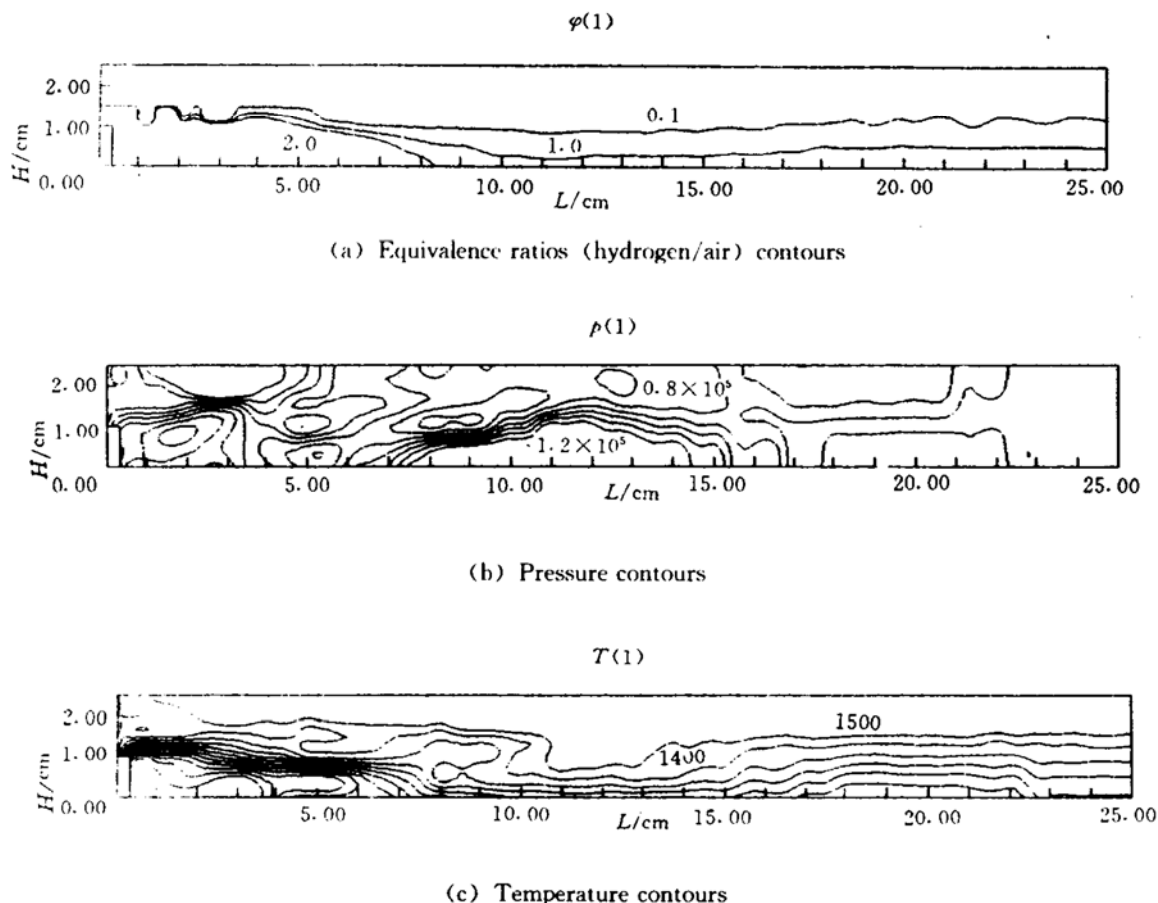


Fig. 2 Isolines line for the flow field case no. 1

$\varphi=1.0$ 为化学恰当比,化学反应速率最快。 $\varphi=0.1$ 和 $\varphi=2.0$ 分别为混气的贫、富油可燃极限,在此两条等值线之间,如果混气压力大于 $0.2 \times 10^5 \text{ Pa}$,温度高于 900 K ,则可自动着火^[2],支板后缘及喷嘴出口附近区域几乎充满 H_2 气,混气浓度超过富油可燃极限,故不能着火。在燃烧室后段直至出口, $\varphi=0.1$ 和 $\varphi=1.0$ 等值线大致与中心轴线平行,简化模型由于长度 L 过短,含有大量 H_2 气的混气流出管外,必然导致燃烧效率下降。计算表明,状态 2 的当量油气

比分布与状态 1 类同。

3.2 压力场

图 2b 为状态 1 压力等值线分布, 在台阶尖角处出现膨胀波, 表明超音速气流流经尖角后, 通道扩大而发生膨胀; 在支板后缘存在低压区, 整个管道压力场沿横向变化比较大, 状态 2 的压力场仍具有这些特点。

图 3 为状态 3 压力等值线分布, 状态 4 基本与之相同, 这种状态因无尖角, 没有膨胀波出现, 但压力在整个管道内沿横向仍有明显变化, 主要因为存在壁面附面层, 以及喷氢压力大于超音速气流压力, 在喷嘴外连续产生膨胀波和压缩波。

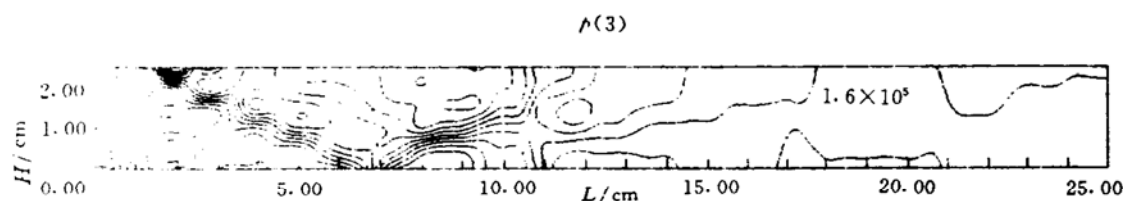


Fig. 3 Pressure contours for the case no. 3

3.3 温度场

图 2c 为状态 1 的温度等值线分布, 支板后缘背风处有一低温区, 在混气贫、富油气比可燃极限两条曲线之间, 混气温度大致高于 900K, 数值计算表明该区域已存在 OH 根及 H_2O 分子, 出现了激烈的化学反应。在燃烧室后段, 温度等值线大致与轴线平行, 温度分布由中心线向壁面呈上升趋势, 状态 2 温度场与之相似。

3.4 速度场

图 4 为状态 1 的速度矢量图, 其中图 4b 为支板后缘附近速度矢量局部放大图。

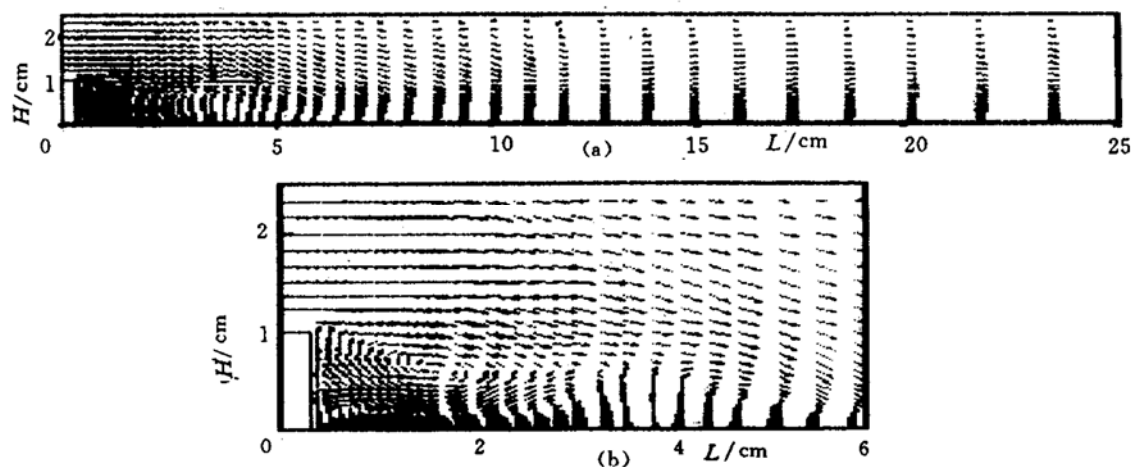


Fig. 4 Velocity vectors for the case no. 1

图 5 为状态 3 速度矢量图, 为表达清晰, 局部放大如图 5b 所示。状态 3 的超音速气流与氢气之间由极薄的隔板分开, 气流的速度方向大体平行于轴线。然而有支板时, 支板后缘明显地出现回流区, 状态 1 比状态 2 支板宽度大, 回流区也大。回流区的长度约为半支板宽度 $\delta/2$ 的 7 倍, 远离支板的下游, 混气速度基本上与轴线平行。

3.5 燃烧效率 η

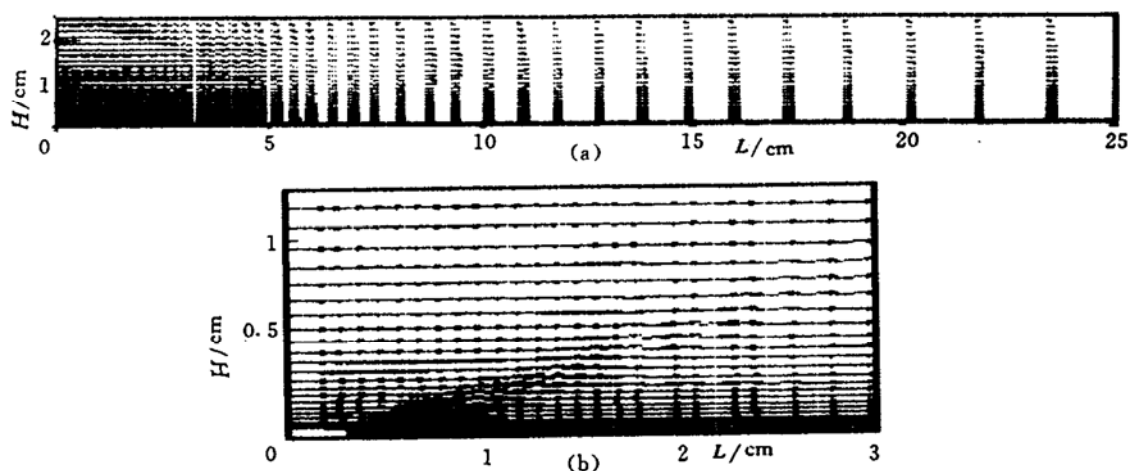


Fig. 5 Velocity vectors for the case no. 3

根据进口静温、当量油气比、静压等值,由文献[5]查得混气完全燃烧的静温,然后换算成出口理论燃气总温 T_{th}^* 。

由表 1 中的计算结果可以看出,支板宽度越大, η 越高,但三种状态的燃烧效率都很低,如前所述,主要因为简化燃烧室长度与进口半通道高度比 L/b 很小,仅为 10~16 所致(其中 $b = (H-h)/2$)。

为了检验本文计算的合理性,借鉴文献[3]的实验结果进行了对照,文献[3]的实验条件是在超音速污染空气中顺喷氢气,两股流之间用极薄的隔板分开,试验器通道高 $H=89\text{mm}$,氢喷嘴缝隙宽 $\delta=4\text{mm}$,两股流的进口参数分别为:污染空气 $M_0=2.44$, $p_0=1\times 10^5\text{Pa}$, $T_0=1270\text{K}$, H_2O 成份含量 $=0.359$; 氢气 $M_1=1$, $T_1=300\text{K}$, $p_1=1\times 10^5\text{Pa}$; 两股流在喷氢截面静压相同。本文计算与上述实验比较,除进口参数略有差异外,其它条件基本相同。文献[3]实验测量与计算得到,在 $L=0.25\text{m}$ 处燃烧效率 $\eta=0.05$,与状态 3 的燃烧效率 $\eta=0.06$ 数据相当接近,说明本文的计算方法与数据结果是可靠的。

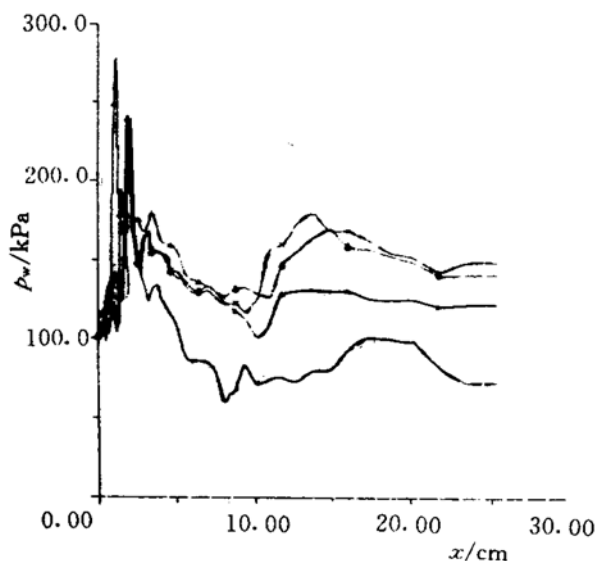
3.6 总压恢复系数 σ

由表 1 所列计算结果可见,状态 4 无化学反应,无台阶时总压损失最小, σ 最大; 状态 1 的支板宽度最大,总压损失最大, σ 最小。

3.7 壁压 p_w

在超燃冲压实验中,经常用壁面静压 p_w 估算其性能,为此,本文作出沿轴向 X 的四种状态 p_w 分布曲线,如图 6 所示。状态 4 壁面静压 p_w 比状态 3 低,其原因是在等截面管道中,气流加热使气流静压上升。又由图可见,两种状态之间壁压差值很小,说明状态 3 即使存在化学反应,燃烧效率仍很低。

状态 1、2、3 的壁压依次上升,因为堵塞比与进口气流突然膨胀依次相对减少,其次由于总压损失相对下降也有一定的影响。(下转至第 32 页)

Fig. 6 Wall static pressure disturbance
for the case no. 1, 2, 3, 4

以两台通用微机(一台用于冗余备份)和数台单片机为核心构成的主从分布式系统,它集现代控制理论、传感器技术、信号采集与处理技术、微机应用于一体,总体上进行优化;该系统还应具备对测点数据的贮存、查询、打印、图文显示、声像等功能,系统应具备自校正网络和失压保护装置。对于常规传感器,应努力提高其精度,其中包括时滞、重复性、非线性、减小零漂等,同时硬件采用多传感器表决方案,该系统经大量模拟试验后再用于地面试车考验。

参 考 文 献

- 1 吴建军,张育林,陈启智.大型泵压式液体火箭发动机故障综合分析.宇航学会液体火箭推进委员会第七届学术交流会,1993
- 2 吴建军,张育林,陈启智.基于模型的推进系统故障检测与诊断.推进技术,1994(5)
- 3 谭松林.SSME 发动机故障监控评述及对大型液体火箭发动机故障检测的初步设想.火箭推进,1994(1)

(上接第5页)

4 结 论

(1)超音速燃烧室内超音速气流流过台阶尖角出现膨胀波,在背风处将形成低压回流区,则数学模型必须使用椭圆型偏微分方程。在远离台阶燃烧室的后半段,气流大体与燃烧室轴线平行,但是沿横向静压变化仍较大,该段数学模型应该采用“不完全抛物线型偏微分方程”。为了减少计算机机时和存储量,在燃烧室内可划分为几个不同性质的流场,各流场采用不同类型的数学模型进行数值模拟。

(2)燃烧效率 η 与总压恢复系数 σ 可以根据流场状态参数用数值积分方法求得,网格取得越细,得到的数据结果越准确,但所需的计算机机时将成倍增加。

(3)有台阶时,在主流与回流区之间的剪流层内,流速越低,湍流强度大,如果混气当量油气比在可燃极限内,温度高于着火温度,混气最容易自动着火。

(4)支板后缘中心喷氢气,将改变支板后回流区的流动状况,应当指出,只要有支板构成的台阶总会有回流区存在。

参 考 文 献

- 1 Billig F S. Desing of supersonic combustors based on pressure-area fields. 11th symposium(International)on Combustion, 1967
- 2 刘陵,刘敬华,张榛.超音速燃烧与超音速燃烧冲压发动机.西安:西北工业大学出版社,1993. 1
- 3 Heiser William H, Pratt David. Hypersonic airbreathing propulsion. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 1994
- 4 胡欲立,刘陵,张榛等.超音速燃烧二元流场的数值模拟.推进技术,1995,16(4)
- 5 Drell Isadore L, Belles Frank E. Survey of hydrogen combustion properties. NACA Report 1383, 1958