

文章编号: 1000-8055(2009)05-0963-07

超燃燃烧室流场计算方法比较分析

王成鹏, 杨永阳, 刘 晨, 王江峰, 程克明, 伍贻兆
(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 采用准一维流动模型、轴对称方程、三维数值模拟方法结合 13 组分、32 反应氢燃料反应机理计算了“等直段+扩张段”燃烧室内超声速燃烧问题。结果表明准一维流动模型与三维数值模拟方法的计算结果反应了主要气动参数变化规律;除预燃激波串区域外,计算数据与试验数据吻合良好;准一维流动模型计算快速、适应性强;三维数值模拟方法给出了详细流场细节,所需计算时间长。针对两种模型特点,在超燃燃烧室设计过程中应有机结合协同工作。

关 键 词: 超声速燃烧; 准一维; 数值模拟; 激波串; 反应流

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

Comparative analysis of computational methods of supersonic combustor flowfield

WANG Cheng-peng, YANG Yong-yang, LIU Chen,
WANG Jiang-feng, CHENG Ke-ming, WU Yi-zhao
(College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The calculation of H_2 /air supersonic combustion flowfield in a typical combustor with “a constant-area section + an expansion section” was carried out with three methods: quasi-one-dimensional flow model, axisymmetric and three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes Solver. The hydrogen/air mechanism of 13 species and 32 reactions was used. The study shows that the quasi-one-dimensional flow model and three-dimensional Navier-Stokes Solver are effective for predicting the distribution of the parameters in the supersonic combustor. Good agreement is achieved between the calculated and experimental static pressure data except the precombustion shock train region. The quasi-one-dimensional flow model coupled with the finite-rate chemistry equations provides a rapid methodology with strong adoptability for performance prediction. The three-dimensional numerical simulation could depict the detailed information in the flow, but it will take up a great deal of time. Given different advantages, these two models would be used in different design phases of supersonic combustor.

Key words: supersonic combustion; quasi-one-dimensional; numerical simulation; shock train; reacting flow

在超声速燃烧室设计、性能评价和超声速燃烧流场诊断以及高速流动与燃烧相互作用机理理

解方面,相关流场的计算模型和数值模拟手段至
关重要。超声速燃烧室流场结构复杂,存在着激波

收稿日期: 2008-05-08; **修订日期:** 2008-08-20

基金项目: 国家自然科学基金(10702029;90716013); 航空科学基金(2006ZB52013)

作者简介: 王成鹏(1978-),男,山东菏泽人,副研究员,博士,主要从事高速内流气动热力学研究。

系、膨胀波系、激波附面层相互干扰结构等,化学非平衡效应强烈。目前,对超声速燃烧流场的研究工作很大程度上还依靠试验手段,这需要高水平的高焓推进试验设备、试验技术和高昂的试验费用,基于试验数据的进一步流场分析和性能估算仍需要依赖一维准一维计算模型或数值模拟等工具。

根据超声速燃烧室流动研究过程中的不同需要,需要采用不同的计算方法来处理相关流场结果。为了理解超声速燃烧室壁面测得静压数据分布所包含的内部流场性质,研究超声速燃烧的物理过程,“一维流场分析模型”被认为在超声速燃烧性能估算方面是一种有力的工具^[1-4],这种模型建立在试验数据基础上,只考虑变量在流向上的变化,可以直观的分析流场结果,计算量小。在超声速吸气式飞行器的初步设计和参数优化阶段,考虑燃烧室内的流动模型精确性的同时,还需兼顾模型的快速分析能力,在这种背景下,Timothy F. O'Brien 等人发展了一种“准一维超燃流场模型”^[5-6],相对“一维流场分析模型”将摩擦、热交换、燃料质量附加作为次要因素忽略^[3],这种准一维模型在考虑了面积变化、壁面摩擦、燃料喷射、油气混合以及向燃烧室内壁传热影响的基础上,又在一维管流控制方程中耦合了有限速率化学反应方程,在一定程度上提高了模型的精度;国内王兰等^[7]将一维含源项的欧拉方程与组元连续方程耦合进行求解,所建立的模型亦属于此类准一维模型。为了进一步获得超声速燃烧室内详尽的流场信息,再现试验中难以观测到的流场细节,需要将计算流体力学的方法引入到超声速燃烧流场的计算中,对于氢燃料和碳氢燃料而言,需要考虑大量的中间化学反应过程,一般采用简化的化学动力学模型进行并行模拟,二维和三维流场计算量均相当大^[8]。

基于上文中一维准一维计算模型和数值模拟方法的特点分析,本文采用考虑超燃流场控制参数较为全面的准一维模型^[5]和二维轴对称、三维数值模拟方法对一种常见的“等直段+扩张段”超燃冲压发动机燃烧室^[9]基本构型进行了流场计算,对所得各项主要气动参数分布进行分析,并与试验数据进行对照,了解各种计算方法的精度、计算量以及改进的方向,为超声速燃烧室不同研究阶段所需计算工具的选择打下基础。

1 计算模型与数值方法

1.1 准一维超燃流场分析模型^[5]

该模型只考虑流动变量在 x 方向上的变化;将燃烧室内流动介质视为化学反应完全气体混合物^[10],每一组元视为热完全气体,各项比热容与比热比为温度的函数;多组分准一维流刚性常微分控制方程组由连续方程(1)、动量方程(2)、状态方程(3)、组分质量分数方程(4)、能量方程(5)组成^[5,11]

$$\frac{1}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} = \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} + \frac{1}{V} \frac{dV}{dx} + \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} \quad (1)$$

$$\frac{1}{p} \frac{dp}{dx} + \frac{\gamma Ma^2}{2V^2} \frac{dV^2}{dx} + \frac{2\gamma Ma^2 G}{D} + \frac{\lambda Ma^2}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{1}{p} \frac{dp}{dx} = \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} + \frac{1}{T} \frac{dT}{dx} - \frac{1}{MW} \frac{dMW}{dx} \quad (3)$$

$$\frac{dY_i}{dx} = \frac{\dot{\omega} MW_i}{\rho V} + \frac{1}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}_{i,added}}{dx} - \frac{Y_i}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} \quad (4)$$

$$\frac{dT}{dx} = \frac{1}{\hat{c}_p} \left[- \sum h_i \frac{dY_i}{dx} + \frac{1}{\dot{m}} \sum \left(h_i \frac{d\dot{m}_i}{dx} \right)_{added} \right] - \frac{1}{\hat{c}_p} \left[\frac{2Gc_p(T_{aw} - T_w)}{Pr^3 DA} + \frac{h_0}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} + V \frac{dV}{dx} \right] \quad (5)$$

公式(1)~(5)中 A 为燃烧室管道截面(m^2); G 为摩擦系数; c_p 为比定压热容($J/(kg \cdot K)$); $\hat{c}_p$ 为 c_p 自变量的函数,详见文献[5]; D 为燃烧室管道直径(m); h 为焓(J/kg); Ma 为马赫数; MW 为分子量($kg/kmol$); MW 为混合物分子量($kg/kmol$); $\dot{m}$ 为质量流量(kg/s); p 为压力(Pa); Pr 为普朗特数; T 为温度(K); V 为矢量速度(m/s); x 为轴向坐标(m); Y 为质量分数; γ 为比热比; ρ 为密度(kg/m^3); $\dot{\omega}$ 为摩尔生成率($kmol/(s \cdot m^3)$)。式中下标 added 为添加的组元; aw 为绝热壁; i 为第 i 种组元; w 为壁面; 0 为滞止状态。

模型的一个显著特点是耦合了有限速率化学反应来考虑燃料燃烧的规律,而不是象以往的一维分析模型采用一个经验性的无量纲总温的有理函数来代表^[1];化学反应生成项使得上述控制方程组成为刚性常微分方程组,方程组的求解采用了一个能解决不同时间尺度的常微分方程组解算器 VODE^[12],不同种化学组分的分子量、比热容、生产热、化学反应速率的值都通过 CHEMKIN- II 源代码^[13] 求解,其中化学反应机制采用 Jachimowski 提出的 13 组分、32 反应的氢气/空

气反应机理^[14]。该模型的另一个特点是采用了 Rogers 和 Anderson 总结的氢气垂直喷射的混合模型^[15-16]来描述准一维意义上的质量添加过程。

1.2 数值模拟方法

数值模拟采用 Fluent 软件求解超声速燃烧室内的流动问题,考虑湍流、化学反应的无量纲可压雷诺平均 N-S 方程的守恒形式的控制方程为

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial x_i} = \frac{\partial G_i}{\partial x_i} + S \quad (6)$$

式中 U 为守恒变量, F_i 和 G_i 分别为无粘通量或粘性通量, S 为源项。

湍流模型采用 SST $k-\omega$ 模型^[17],湍流燃烧模型使用 Eddy dissipation concept (EDC)^[18], H_2/Air 反应机理采用 Jachimowski 提出的 13 组分、32 反应机理,其中省略了与 N 相关的反应,简化为 9 组分 19 反应的 H_2/Air 反应机理^[19]。

2 实验模型

为便于一维分析,所选的实验算例为 Billig 和 Grenleski 研究的一个轴对称的、壁面垂直喷射燃料的超燃燃烧室模型,如图 1 所示,燃烧室的组成:一段长 0.28 m 的截面积为 0.0038 m^2 的圆柱,之后紧接着的是长 0.61 m 的发散型圆台,圆台进出口面积比为 2;在 $x = 0$ 处沿周向均匀分布 8 个直径为 2.64 mm 的燃料喷射口。根据实验条件,确定计算模型与数值模拟的来流条件: $Ma = 3.19$, $p = 54000\text{ Pa}$, $T = 920\text{ K}$,壁温 $T_w = 500\text{ K}$;假定来流空气的体积组成是氮 78%,氧 21%,氩 1%;氢燃料温度 705 K,油气当量比为 0.5,喷流马赫数为 1。

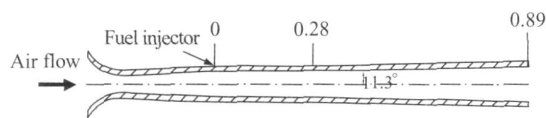


图 1 Billig 超燃燃烧室示意图 (单位: m)

Fig. 1 Schematic illustration of Billig's supersonic combustor (Unit: m)

3 计算结果与分析

3.1 准一维模型计算结果

基于上述准一维的假定条件下,模型计算的壁面压力分布和实验数据在燃烧室的扩张段吻合良好(图 2),且压力峰值与实验值大小相当,该模型还可以预测出燃料着火点^[5];马赫数的沿程变

化趋势与压力相反,最低马赫数在 1 以上;图 3 给出了准一维模型计算出的温度与组分分布,反应了整个超声速燃烧过程和各种组分的变化过程。

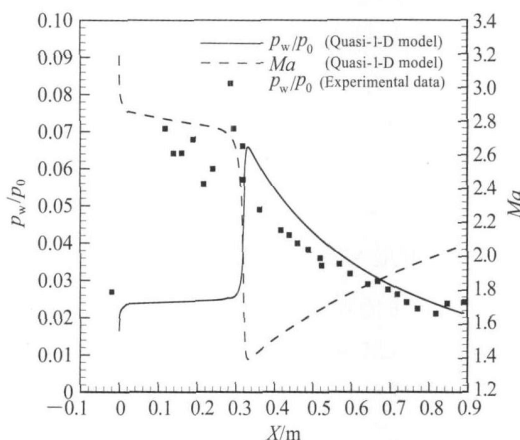


图 2 压力与马赫数沿程分布

Fig. 2 Pressure and Mach number distribution

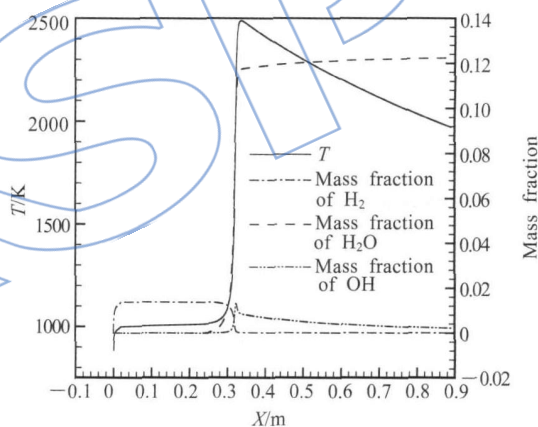


图 3 温度与组分沿程分布

Fig. 3 Temperature and H_2 , H_2O , OH distribution

这里,值得注意的问题有两点:一是这种准一维模型可以计算出燃烧释热达到的压力峰值点,且可以准确计算出扩张段压力值,这就可以在不依赖壁面压力试验数据的情况下,确定超声速燃烧物理模型中膨胀释热段的压力分布;纵观现有的一维超燃流动模型^[3],在膨胀释热的分离流再附点的选择上要么具有一定人为随意性,要么通过实验经验常数来确定,而现在该模型的发展,则可能较好地解决这个问题。第二个问题就是该模型不能准确的预测燃烧造成的预燃激波串区域的压力分布,这将会影响超燃冲压发动机内部压阻的计算;究其原因,在模型构建方程的过程中没有考虑这种燃烧压升造成的附面层分离的激波串流动结构模型,而隔离段内的预燃激波串结构所包含的流动结构非常复杂,目前对激波串结构的实

验认识还很不完全^[20-21],还不能作精确的解析处理,即使采用 CFD 方法准确的数值模拟这一流动结构到目前为止也是一项困难的任务;准一维模型在绝热压缩与等压释热段预测能力的缺乏还有待在借助激波串实验结果和经验方法的基础上进一步改进.最后,计算过程表明在普通 PC 微机上所需时间约为 1 ~ 2 s,这给超燃实验结果的快捷分析、高超声速吸气式发动机的快速设计与参数优化提供了有力的工具.

3.2 数值模拟结果分析

考虑到实验模型为轴对称构型,数值模拟首先进行了二维轴对称流场计算,网格数 26 000,将均匀分布在圆周管壁上的 8 个喷氢孔简化为宽度为 0.2 mm 的缝,以保证与下文三维条件下喷射压力、温度、马赫数不变的工况下,当量比保持 0.5 不变.计算过程采用了动态自适应建表(In-situ adaptive tabulation,简称 ISA T)加速算法^[22],使用 7 个 CPU 并行计算,一个典型工况耗时约 46 h.

图 4 中的点划线给出了二维轴对称数值模拟的计算压力分布,结果表明采用轴对称方程、燃料喷孔简化为一条缝的计算方法不能充分描述这种燃料垂直喷射的三维超声速燃烧流场结构问题,计算壁面压力值明显低于实验值,燃料射流区域后没有得到充分的混合燃烧,较为真实的反应超声速燃烧的物理过程还需进一步的三维计算.图 5 为计算温度、马赫数云图,可见条状燃烧高温区域与形成的斜激波串结构.

三维计算几何构型的大小完全按照实验模型给定,为了减小计算量,按对称面选取 1/4 作为计算区域,包含一个燃料喷孔和两个一半的燃料喷孔结构,其整体网格和喷孔附近网格如图 6 所示,网格数 396 000.来流条件、燃料喷流压力、温度、马赫数、当量比条件均与准一维模型、轴对称方程计算条件相同.计算过程采用了 ISA T 加速算法,使用 23 个 CPU 并行计算,一个典型工况耗时约

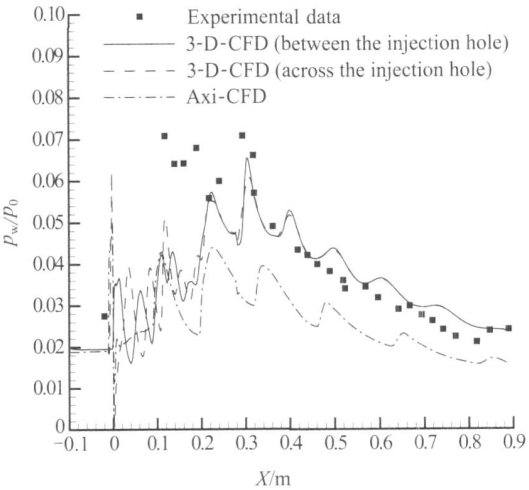


图 4 壁面无因次压力沿程分布

Fig. 4 Wall normalized static pressure plot

340 h.

壁面压力三维计算结果与试验结果的对比见图 4,其中过喷孔中心和介于两个喷孔之间的壁面沿程压力分布都给了出来,可见过喷孔中心的压力在燃料喷流处前端迅速升高,且升高幅度大于介于两个喷孔之间的压力分布,这是由于燃料喷流阻碍了来流导致压力升高,在喷孔的两侧,阻碍作用明显削弱;在喷孔与压力峰值之间的预燃激波串区域,过喷孔中心和介于两个喷孔之间的壁面压力分布由于激波反射的差异计算结果略有不同,但在其后区域重合.

可以发现,相比二维轴对称计算结果,三维计算壁面压力分布与试验数据的吻合性大大提高,除了由燃烧压力升高造成的激波串区域($x = 0 \sim 0.25$ m)外,双方取得很好的一致;仔细查看文献[9],发现文中采用直联风洞进行试验,而文献[9]没有对燃烧室进口(即超声速喷管出口)处附面层进行测量.本文在计算区域从燃烧室进口算起,假设燃烧室进口附面层从零厚度开始发展,从而导致计算附面层厚度较试验附面层厚度要小,而这种激波串前的附面层厚度大小对激波串的压升

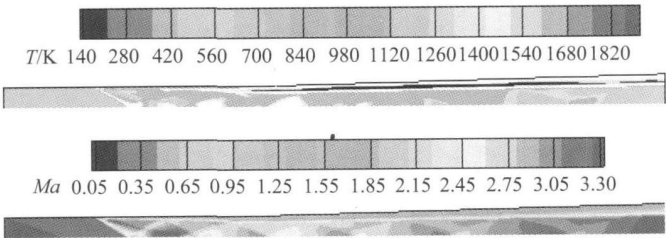


图 5 轴对称数值模拟的温度、马赫数云图

Fig. 5 Temperature and Mach number contours for axisymmetric grids

和长度都有一定的影响^[21],这使得激波串区域计算与试验压力值有一定差别.总的说来,本文所用计算软件在计算这种管内超燃流场具有一定的精度.

图 7 与图 8 分别给出了对称面与截面上的温度、马赫数、OH 和 H₂O 的分布云图,反映了整个燃烧过程中的参数变化过程.图 9 是流量平均参

数沿程变化计算结果,在这个算例中,压力由于燃烧作用先不断升高,在 $x = 0.3\text{ m}$ 附近达到最大点,随后,扩张段的影响占了主导,压力一路呈下降趋势;马赫数的变化基本是压力变化的“镜像”,其值始终在 1 之上;总温和温度的上升主要发生在燃烧释热段,总压沿程一直下降,燃烧室出口燃烧效率 0.944,与试验值 0.94 非常接近.

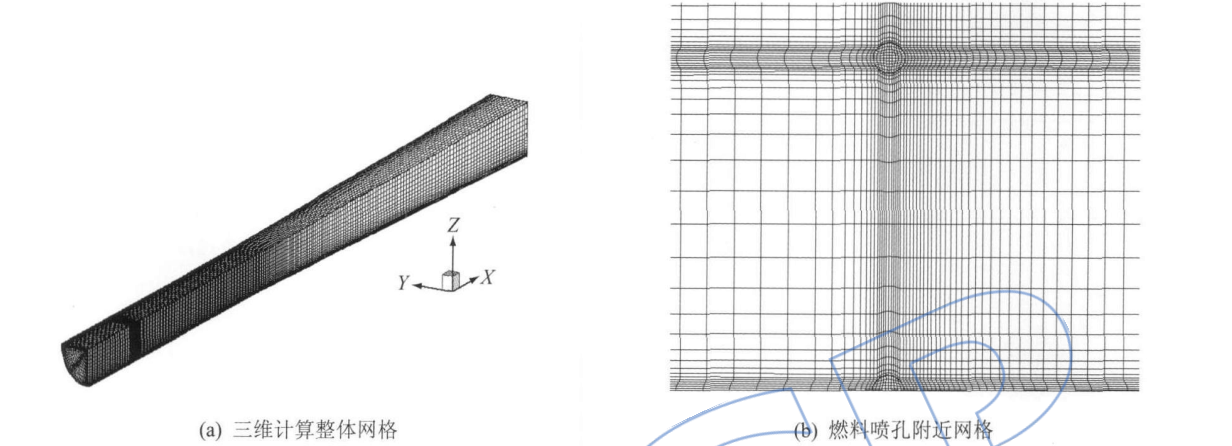


图 6 三维计算网格
Fig. 6 Schematic of 3-D grids

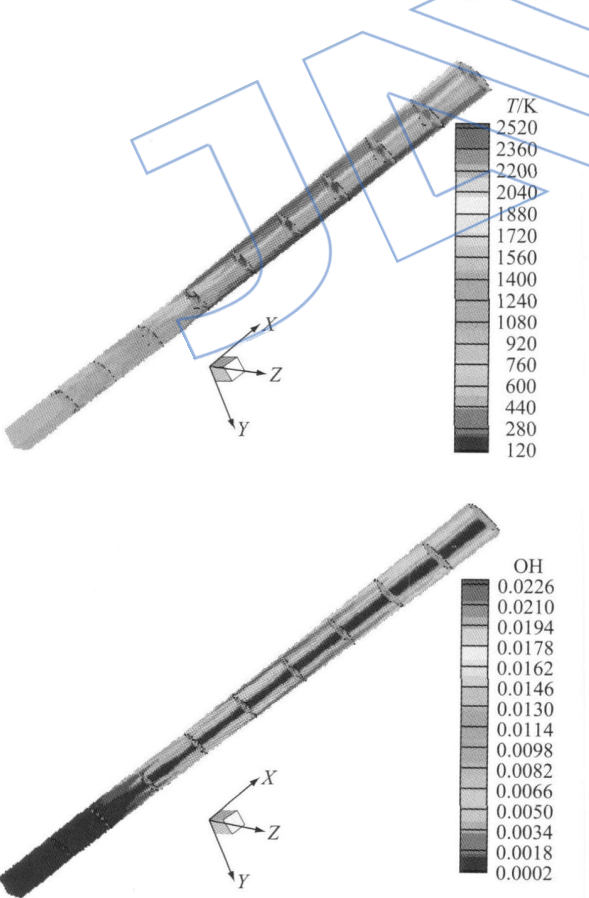


图 7 三维数值模拟的温度与 OH 分布
Fig. 7 Temperature and OH contours for 3-D grids

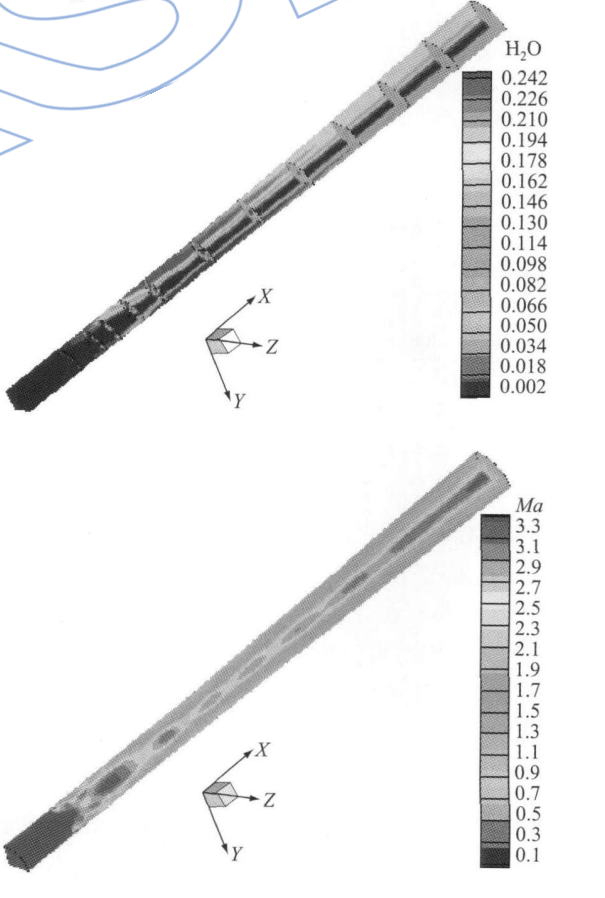


图 8 三维数值模拟的 H₂O 与马赫数分布
Fig. 8 H₂O and Mach number contours for 3-D grids

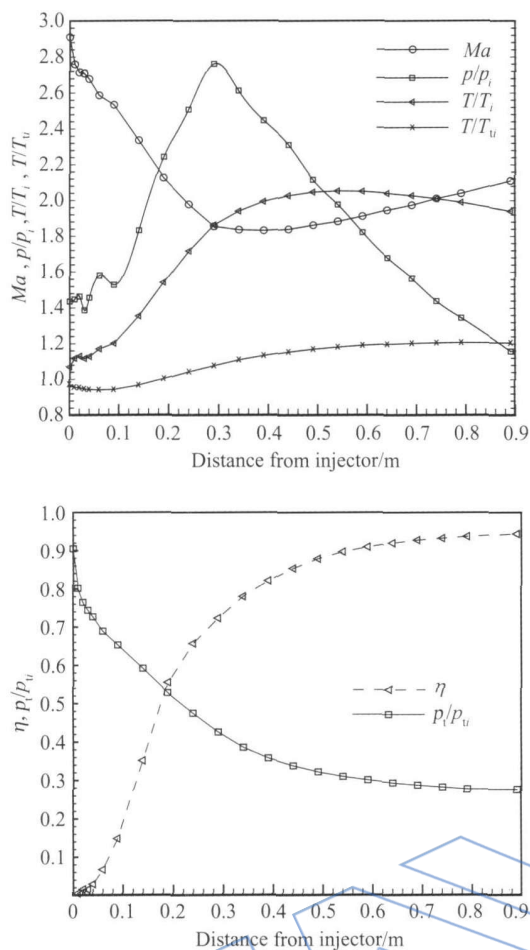


图9 三维数值模拟的流量平均参数沿程分布

Fig.9 Mass-weighted average flow variables distributions in the axial direction for 3-D grids

4 总结

采用“准一维流动模型”、二维轴对称方程和三维 N-S 方程结合 13 组分、32 反应的氢气/空气反应机理计算了一个典型的“等直段+扩张段”燃烧室内氢燃料的超声速燃烧问题,总结如下:

1) 采用“准一维流动模型”与三维数值模拟手段对这种典型燃烧室内超燃问题进行研究是可行的,而二维轴对称方程计算结果不能恰当的描述这种超声速燃烧的物理过程;

2) 耦合了有限速率化学反应的“准一维流动模型”可以快速的计算出燃烧室的沿程参数分布,在进一步改进其在激波串区域计算能力的基础上,将成为一种有力的超燃燃烧室概念设计和参数优化的工具;

3) 三维数值模拟方法可以给出详尽的变量分布,所计算出的总体参数沿程分布具有相当高

的精度,对其在预燃激波串区域的计算精度应该进一步考核;

4) “准一维流动模型”与三维数值模拟方法在耗时和精度上各有长处,应在超燃燃烧室设计过程中有机结合,协同工作。

参考文献:

- [1] Heiser W H, Pratt D T, Mehta U B. Hypersonic air-breathing propulsion [M]. USA: AIAA, 1994.
- [2] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet propulsion [M]. USA: AIAA, 2001.
- [3] 张鹏,俞刚. 超燃燃烧室一维流场分析模型的研究[J]. 流体力学实验与测量, 2003, 17(1): 88-92.
ZHANG Peng, YU Gang. The study of one-dimensional flow analysis model of the combustor in supersonic combustion experiments [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2003, 17(1): 88-92. (in Chinese)
- [4] YU G, LIJ G, ZHAO J R, et al. Experimental studies on H_2 /Air model scramjet combustor [R]. AIAA Paper99-2449, 1999.
- [5] O'Brien F T, Ryan P S, Mark J L. Quasi-one-dimensional high-speed engine model with finite-rate chemistry [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1366-1374.
- [6] Ryan P S, Mark J L. Sensitivity of hydrocarbon combustion modeling for hypersonic missile design [J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(1): 89-97.
- [7] 王兰. 超音速燃烧冲压发动机燃烧室数值模拟[D]. 西安:西北工业大学, 2001.
WANG Lan. The numerical simulation of the combustor of Scramjet [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2001. (in Chinese)
- [8] 徐旭,蔡国飙. 氢/碳氢燃料超声速燃烧的数值模拟[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 398-401.
XU Xu, CAI Guobiao. Numerical simulation on combustion of hydrogen/ hydrocarbon in supersonic airstream [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(5): 398-401. (in Chinese)
- [9] Billig F S, Dugger G L, Waltrup P J. Inlet-combustor interface problems in scramjet engines [R]. Marseille, France: The First International Symposium on Air Breathing Engines, June, 1972.
- [10] 卞荫贵,徐立功. 气动热力学[M]. 合肥:中国科学技术大学出版社, 1997: 44-56.
BIAN Yingui, XU Ligong. Aerothermodynamics [M]. Hefei: China University of Science and Technology Press, 1997: 44-56. (in Chinese)
- [11] Shapiro A H. The dynamics and thermodynamic of compressible fluid flow: Vol. 1 [M]. New York: Ronald Press, 1953: 219-260.
- [12] Brown P N, Byne G D, Hindmarch A C. VODE, a variable-coefficient ordinary differential equation solver [J]. SIAM Journal on Scientific and Statistical Computing,

- 1989, 10(5):1038-1051.
- [13] Kee R J, Rupley F M, Miller J A. CHEMKIN - II: A fortran chemical kinetics package for the analysis of gas phase chemical kinetics [R]. Albuquerque, NM: SAND89-8009B, Sandia National Lab., April, 1989.
- [14] Jachimowski C J. An analytical study of the hydrogen-air reaction with application to scramjet combustion [R]. NASA TP 2791, Feb., 1988.
- [15] Rogers R C. Mixing of hydrogen injected from multiple injectors normal to a supersonic airstream [R]. NASA TN D-6476, Sept., 1971.
- [16] Henry J R, Anderson G Y. Design considerations for the airframe-integrated scramjet [R]. NASA TM X-2895, Dec., 1973.
- [17] 黄生洪,徐胜利,刘小勇. 煤油超燃冲压发动机两相流场数值模拟(I) 数值校验及总体流场特征[J]. 推进技术, 2004, 25(6):484-490.
HUANG Shenghong, XU Shengli, LIU Xiaoyong. Numerical investigation on two phase flow of a kerosene-fueled scramjet with 3-D cavity (I) Numerical calibration and characteristics of general flow [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(6):484-490. (in Chinese)
- [18] 殷悦,俞刚. 乙烯超声速燃烧的数值模拟研究[J]. 实验流体力学, 2006, 20(2):55-57.
YIN Yue, YU Gang. Numerical study of supersonic combustion of ethylene [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(2):55-57. (in Chinese)
- [19] 刘君. 化学动力学模型对 H_2/AIR 超燃模拟的影响[J]. 推进技术, 2003, 24(1):67-70.
LIU Jun. Numerical study on chemical mechanism in supersonic H_2/Air mixture gas flow [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(1):67-70. (in Chinese)
- [20] 王成鹏,张堃元,程克明. 非对称来流隔离段流动特性研究[J]. 推进技术, 2006, 27(5):436-440.
WANG Chengpeng, ZHANG Kunyuan, CHENG Keming. Investigation of flow in isolators under asymmetric incoming airflow [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(5):436-440. (in Chinese)
- [21] Matsuo K, Miyazato Y, Kim H D. Mass-averaging pseudo-shock model in a straight flow passage[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 1999, 213(6):365-375.
- [22] Pope S B. Computationally efficient implementation of combustion chemistry using in situ adaptive tabulation [J]. Combustion Theory Modeling, 1997, (1):41-63.