

超声速补燃的数值模拟和实验研究*

马朝恺, 徐 旭, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 利用富燃料固体推进剂燃烧产生的高温燃气与侧喷空气混合进行了超声速补燃实验。运用有限体积法求解轴对称 N-S 方程和组分方程, 对实验流场进行了数值模拟, 计算中采用了 LU 时间隐式格式、MUSCL 空间离散方法、12 组分 16 反应的化学反应模型, 对化学反应源项进行了点隐式处理。结果表明: 实验方法可行, 计算结果合理、可靠。

关键词: 冲压火箭发动机; 超声速燃烧; 加力燃烧; 燃烧试验; 数值模拟

中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2002) 05-0394-04

Numerical and experimental investigation on supersonic secondary combustion

MA Zhao-kai, XU Xu, CAI Guo-biao

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Supersonic secondary combustion of fuel-rich gases, enhanced by air injection was experimentally investigated. Numerical solutions of the finite volume discretized full Navier-Stokes equations were obtained for the experimental flow fields with chemical reaction flow. Lower-Upper decomposition scheme and MUSCL-type approach were used. A chemical reaction model with 12 species and 16 elementary reactions was presented to describe the supersonic combustion. The chemical source term was treated by the use of a point implicit method. Compared with experimental data, the simulation results are reasonable and reliable.

Key words: Ducted rocket engine; Supersonic combustion; Afterburning; Combustion test; Numerical simulation

1 引 言

实现高效率的超声速燃烧是超燃冲压发动机研制中的一项关键技术。本文采用向固体火箭推进剂燃烧产生的高速富燃料燃气中补充空气(或氧气),使空气与燃气发生超声速补燃反应的方法,进行了超声速补燃实验。这种方法在俄罗斯早期进行的超声速燃烧的研究中得到过应用。这种方式与固体火箭冲压发动机的工作方式极为相似,因此本研究对固体火箭冲压发动机的研制也有一定的借鉴作用。

实验流场,包含燃料的混合、旋涡的生成与破裂、横向喷流与超声速主流的干扰以及有限速率化学反应等一系列复杂的流动、燃烧现象。本文通过求解轴

对称 N-S 方程和组分连续方程,结合有限速率化学反应模型对实验流场进行了数值模拟研究。

2 实 验

实验台由燃气发生器、超声速掺混室、集气室和真空罐组成。其中掺混室中装有喷嘴排,高压空气由此喷入,高压空气流量由空气压强和喷嘴排数目(0~3 个可变)决定。定义高压空气流量与燃气流量之比为 β ,当高压空气总压为 5.0 MPa 时, β 值等于喷管排的数目。

实验时,富燃料固体推进剂“双石-2”在燃气发生器中燃烧,产生高温、高压燃气;该燃气经过拉伐尔喷管进入超声速掺混室;掺混室中,高压空气垂直于燃

* 收稿日期: 2002-05-30; 修订日期: 2002-06-26。基金项目: 国家自然科学基金 (10072010) 及国防预研基金 (99JB.3.1.hk0120) 资助项目。

作者简介: 马朝恺 (1979—), 男, 硕士生, 研究领域为航天推进理论与工程。

气主流方向喷入,与燃气混合,同时发生补燃反应;不断反应的混合气体流经集气室,最后排入真空罐。实验中分别测量了燃气发生器压强 p_c 、高压空气压强 p_a 、两个集气室压强 p_1 、 p_2 和集气室总温 T_1 。

3 数值方法和边界条件

3.1 数值方法

计算求解了轴对称 Navier-Stokes 方程和组分方程,且仅考虑层流情况。计算中采用 LU 隐式格式,与常用的 AF 方法不同,LU 格式无需对块状矩阵求逆,因而具有更高的计算效率。这对包含大量组分方程的化学反应非平衡流计算显得尤为重要。对于化学反应源项则进行了点隐式处理^[1,2],以消除其刚性。

为了获得更高的计算精度,计算中使用了 MUSCL^[3]方法。通量插值时,依据当地马赫数的值分别由上游或下游插值得到原始变量来进行计算。以 i 向为例:

$$E_{i+1/2}^+ = E^+(Q_{i+1/2}^-)$$

$$E_{i+1/2}^- = E^-(Q_{i+1/2}^+)$$

其中 Q 代表原始变量:

$$Q_{i+1/2}^- = Q_i + \frac{l_i}{2} \Phi_{i+1/2}^-$$

$$Q_{i+1/2}^+ = Q_{i+1} - \frac{l_{i+1}}{2} \Phi_{i+1/2}^+$$

计算时用到的一种通量限制器为:

$$\Phi_{i+1/2}^+ = \min \text{mod}(\Delta_i^+, \Delta_i^-)$$

$$\Phi_{i+1/2}^- = \min \text{mod}(\Delta_i^-, \Delta_i^+)$$

式中:

$$\Delta_i^+ = \frac{Q_{i+1} - Q_i}{(l_i + l_{i+1})/2}, \Delta_i^- = \frac{Q_i - Q_{i-1}}{(l_i + l_{i-1})/2}$$

3.2 边界条件

计算域包括喷管、掺混室和集气室。喷管入口根据燃气发生器热力计算结果赋值,对于掺混室喷嘴排入口,总压 $p_{ta} = 5.0 \text{ MPa}$,总温 $T_{ta} = 293 \text{ K}$, $Ma = 1.0$;出口值则根据外推获得。对于固体壁面,采用无滑移、绝热、完全无催化条件以及法向压力梯度为零的条件。在对称轴满足对称条件为

$$\frac{\partial p}{\partial r} = \frac{\partial u}{\partial r} = \frac{\partial T}{\partial r} = \frac{\partial \rho}{\partial r} = 0, v = 0$$

4 化学反应模型与热力学参数

4.1 热力学参数

认为混合气体遵守理想气体状态方程,并满足局部热力学平衡假设,故计算中所用的状态方程为

$$p = \sum p_i = R_0 T \sum \frac{\rho}{M_i} \quad (1)$$

各组分的定压比热容和焓由温度的多项式拟合得到:

$$\frac{C_{pi}}{R} = a_0 + a_1 T + a_2 T^2 + a_3 T^3 + a_4 T^4$$

$$\frac{h_i}{RT} = a_0 T + a_1 T^2 + a_2 T^3 + a_3 T^4 + a_4 T^5 + a_5$$

其中多项式的系数由文献[4]给出。

4.2 化学反应模型

用基元反应模型描述补燃过程中的化学反应。对于涉及 ns 种反应组分, nr 个基元反应的化学反应可表示为:

$$\sum_{i=1}^{ns} \nu_{ij}^f R_i \Leftrightarrow \sum_{i=1}^{ns} \nu_{ij}^b R_i, j = 1, 2 \dots nr \quad (2)$$

由质量作用定律和 Arrhenius 定律,第 i 种组分的生成率为

$$\dot{\omega}_i = M_i \sum_{j=1}^{nr} (\nu_{ij}^b - \nu_{ij}^f) \left(\frac{\rho}{M} \right)^n \left[k_j^f \prod_{l=1}^{ns} \left| \frac{\rho}{M_l} \right|^{\nu_{lj}^f} - k_j^b \prod_{l=1}^{ns} \left| \frac{\rho}{M_l} \right|^{\nu_{lj}^b} \right] \quad (3)$$

“双石-2”的燃烧产物成分比较复杂,本文提出一种 12 组元 16 步反应的模型来描述补燃反应。组元为 H_2O , OH , H_2 , O_2 , H , O , NO_2 , NO , N_2 , N , CO_2 , CO ; 16 步反应为



各反应的正、逆反应速度常数见文献[5]。

5 结果与分析

本文分别对 β 为 0~3 的工况进行了实验和计算。计算域如图 1 所示,集气室由两部分焊接而成。轴线和壁面边界进行了加密。高压空气入口数目为 0~3 个,为了适应不同工况对所有的入口进行了加密。

实验中,在装两排喷嘴的情况下,控制空气压强,使得空气和燃气的流量比等于 2,此时各组分的摩尔

分数接近于完全反应的情况。

图 2 是分别在没有空气掺混和用两排小喷嘴掺混空气的情况下,实验流场中等马赫数线对比图,明显看出,无论是哪种情况,在整个流场的主流区内都是超声速流动。由于采用了高精度的算法,在一个网格间隔内捕捉了激波,整个流场中的激波清晰可见。

有掺混空气吹入时,掺混室内发生了明显的化学反应,其温度场分布如图 3 所示。喷嘴排吹入的空气温度较低,接近于室温;而在喷嘴排前形成了回流区,化学反应较充分,该区域的温度接近于完全反应的理论温度;另外喷嘴排下方形成了带状的反应区,化学反应也较明显。

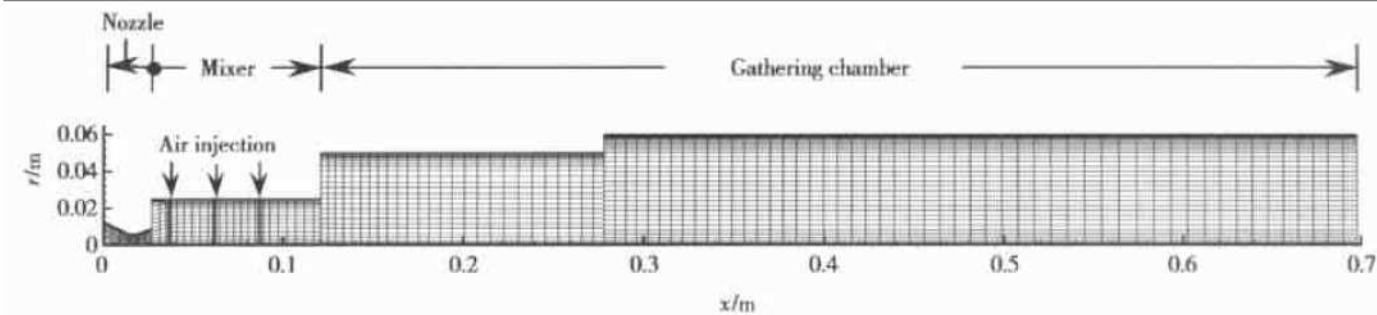


Fig. 1 Grids of computational domain (Every other grid line shown)

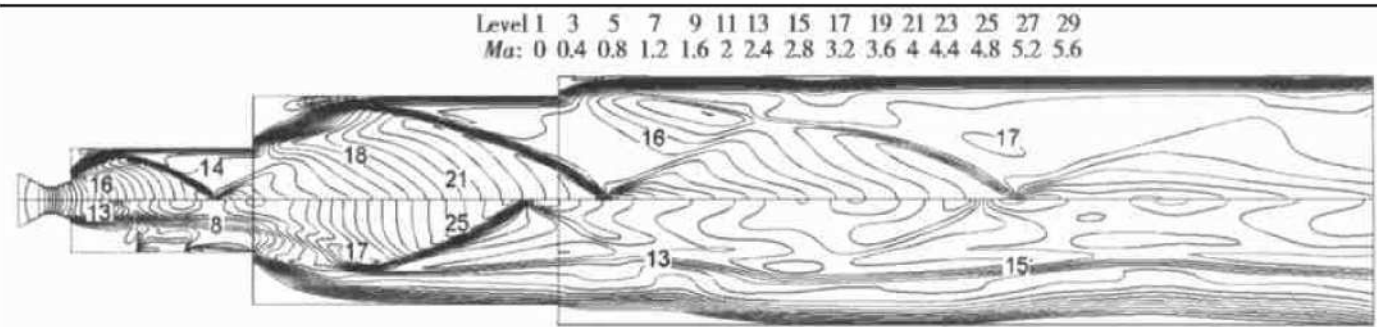


Fig. 2 Comparison of *Ma* contours under different condition
Upper: non air injection Lower: air injection

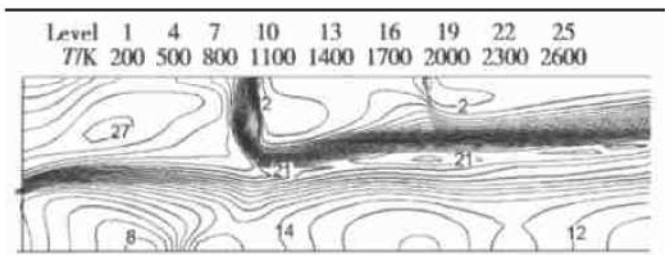


Fig. 3 Temperature contours in mixer

图 4 对比了有无化学反应情况下,整个流场的温度分布。可以看出,考虑化学反应时各点温度都有明显升高。由此可见,补燃产生了明显效果,补燃方式是可行的。

图 5 是化学反应流场中,CO₂ 质量分数的分布图。图中看出,在掺混室的回流区,CO₂ 的浓度最高,沿着流动方向反应不断进行,在集气室中化学反应已经基本完成,CO₂ 的质量分数变化很小。

图 6 是实验得到的压强值和数值解的比较,每次实验中,喷嘴排前空气总压略有变化,为使不同总压下的实验结果有一定可比性,采用该总压为参考压力 (p_{ref}) 对实验结果进行了无量纲处理。图中可以看出,壁面压力随 β 值增加而增大,但不同工况下,激波的位置不同, β 值越大,激波越向来流方向偏移。因此,也不排除实验流场与模拟流场有一定相位偏差的可能性。整体上讲,计算解与实验值误差在 $\pm 10\%$ 左右,计算较好地反映了实验情况。

表 1 为实测总温值和计算值的比较,实验值根据文献[6]的方法进行了修正。实验值与计算值有一定的偏差,但基本在 $\pm 5\%$ 范围内。在 $\beta=1$ 工况下,数值解的收敛程度略逊于其它工况,实验测得的信号也不够稳定,而且计算值和实验值之间的差别也较大,有待进一步的研究。

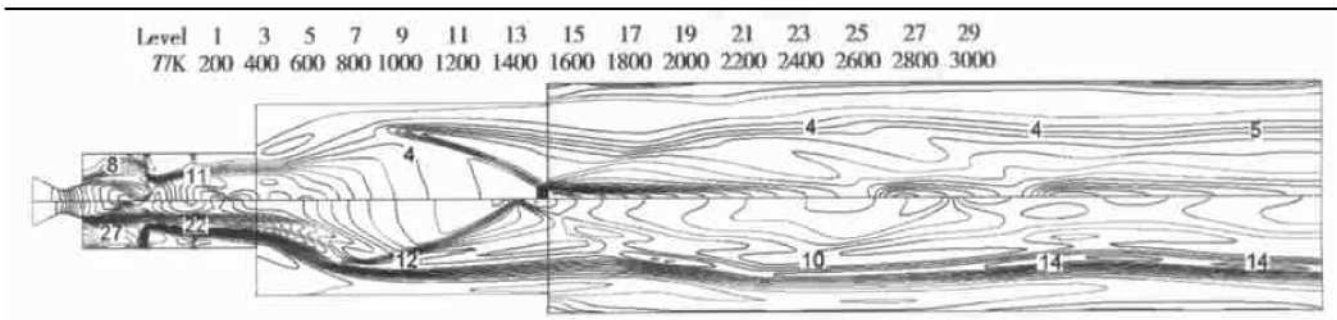


Fig. 4 Comparison of temperature contours under different condition
Upper: non reaction Lower: reaction

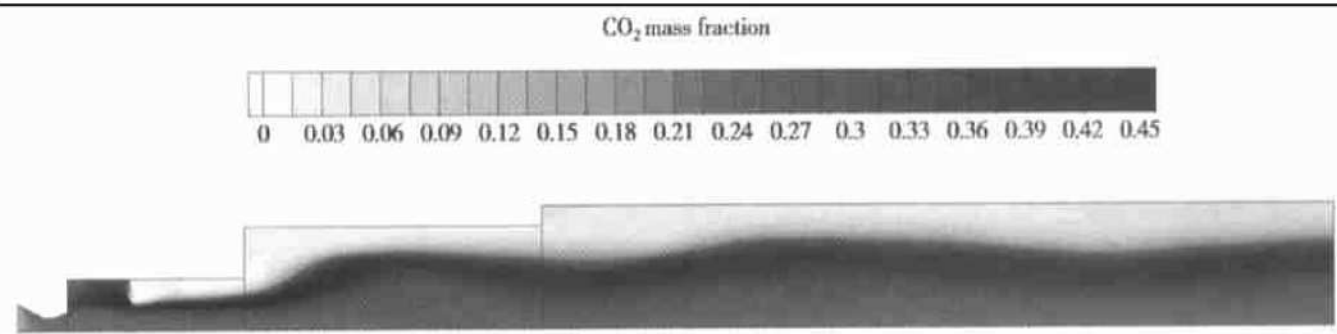


Fig. 5 Mass fraction distribution of CO₂

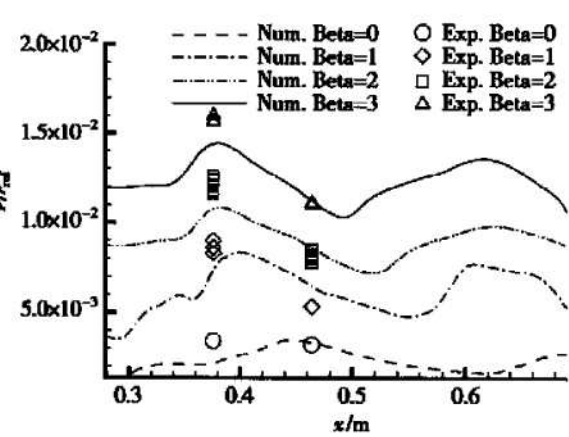


Fig. 6 Pressure comparison of experimental data and numerical result

Table 1 Comparison of total temperature

Condition β	Experimental T_t/K	Numerical T_t/K
0	2 121	2 180
1	2 495	2 297
2	2 473	2 487
3	2 430	2 543

6 结 论

计算解给出了实验流场的详细信息,初步验证了实验的可行性。同时实验结果说明计算值合理、可靠,较好地反应了实验流场的情况。

从计算结果看出,含氮元素的组分对化学反应的贡献很小。同时,NO,NO₂,N 的质量分数也很小,在10⁻⁴~10⁻¹⁰量级。简化起见,在今后的三维计算中可不考虑含氮组元的化学反应,也不求解NO,NO₂,N 的连续方程。

参考文献:

[1] Shuen Jiar shun. Upwind differencing and LU factorization for chemical non equilibrium Navier-Stokes equation[J]. *Journal of Computational Physics*, 1992, 99: 233~ 250.

[2] Ju Yiguang. Lower-upper scheme for chemically reacting flow with finite rate chemistry[J]. *AIAA*, 1995, 33(8).

[3] 朱自强, 吴子牛, 等编著. 应用计算流体力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998.

[4] Gordon Stanford, McBride Bonnie J. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions, rocket performance, incident and reflected shocks, and champarr jouguet detonations[R]. *NASA SP-273*, 1971.

[5] Evans John S, Schexnayder Charles J Jr. Influence of chemical kinetics and unmixedness on burning in supersonic hydrogen flames[J]. *AIAA*, 1980, 18(2).

[6] 朱麟章. 高温测量原理与应用[M]. 北京: 科学出版社, 1991.

(编辑: 朱立影)