

三维侧面突扩燃烧室 冷态气流场的数值模拟

胡梦觉 刘敬华

(航空航天部三院31所)

摘要: 本文对四侧30°进气并带有进气管道和尾喷口的突扩燃烧室冷态气流场进行了数值模拟。对这种复杂非规则边界的计算区域,首次采用分段算法进行计算。结果表明:分段算法可以提高网络利用率,缩短机时,消除虚假扩散,提高计算准确度,计算结果与试验结果基本符合。

主题词: 整体式火箭冲压发动机, 突扩型燃烧室, 流场, 计算方法

符 号 表

D 燃烧室直径	v y, r 向速度
k 湍流动能	ε 湍流动能耗散率
M 马赫数	λ 速度系数
p 压力	ρ 密度
$\vec{V}$ 速度矢量	σ prandtl数
w Z 向速度	ϕ 控制参数
Γ_ϕ 控制参数 ϕ 的输运系数	下标
R 进气管半径	h 燃烧室出口
S_ϕ 源项	i 进气管进口
T_0 总温	1 笛卡尔坐标系
u x, θ 向速度	2 圆柱坐标系

一、引 言

侧面突扩燃烧室作为整体式火箭冲压发动机的关键部件,具有良好的工作性能和发展前景。这类燃烧室没有常规的火焰稳定器,主要依靠进气道和燃烧室之间面积的突然扩张所形成的回流区,来稳定火焰和高效率的燃烧。本文对四侧30°进气并带有进气管道和尾喷口的突扩燃烧室冷态气流场进行了数值模拟,这种侧面突扩燃烧室的结构如图1所示。国内已有学者对这种燃烧室头部部分进行过数值模拟,本文的计算区域包括进气弯管和尾喷口(从*i*截面到*h*截面),以便比较真实地模拟燃烧室内流场。

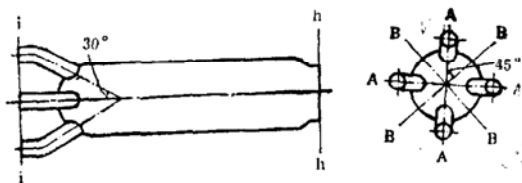


图1 四侧30°进气突扩燃烧室结构

对这种复杂非规则边界的计算区域,有些学者用整段算法进行过计算。结果是:在进气管的弯曲部分出现虚假扩散。解决虚假扩散方法之一是对弯曲部分进行网格加密,这样,对这种非规则边界形状的计算区域,整个积分区域内无用网络结点(指流场区域以外的网络结点)占总网络结点的比例将成倍增加,可高达50%。显然,这种方法的收益不高,浪费机时。为此,本文采用分段算法予以解决。结果表明:分段算法可以提高网格利用率,缩短机时,消除虚假扩散,进而提高计算准确度。

二、控制方程

1. 基本假设

(1) 流动时均、定常、可压,满足Navier-Stokes方程;(2) 流动绝能;(3) 湍流各向同性;(4) 不计流体体力。

2. 控制方程

时均、定常、三维流动的控制方程的通用守恒形式:

$$\text{div}(\rho \bar{V} \phi) = \text{div}(\Gamma_{\phi} \text{grad} \phi) + S_{\phi}$$

本文计算中涉及到笛卡尔坐标系和圆柱坐标系及其转换,采用Spalding, D.B.的 $k-\varepsilon$ 双方程湍流模型^[1]模型方程中及其他有关的六个经验常数^[2]给定如下:

$$C_{\mu} = 0.09, C_D = 1.0, C_1 = 1.47, C_2 = 1.92, \sigma_K = 1.0, \sigma_{\varepsilon} = 1.3$$

本文模拟的流场中,气流的速度较高($M > 0.3$),须考虑密度 ρ 的变化,为此,还利用了完全气体状态方程。

3. 定解条件

这种燃烧室内流场可以分成关于轴平面A-A对称的四个部分,而每部分流场又可分成关于轴平面B-B对称的两个部分。为了使计算区域简化,考虑到流场的对称性,选择子午面从OA至OB,横截面从i-i至h-h之间的流场区域作为计算区域,如图1所示。计算的边界条件是:给定进气管进口流速 w_i ,进口总温 T_{0i} ,燃烧室出口反压 p_h 。

三、分段算法

本文将整个积分区域分成两段,一段是进气管部分,采用笛卡尔坐标系;另一段是燃烧室部分,采用圆柱坐标系。

1. 进气管部分

采用笛卡尔坐标系,积分区域的选择以及网格化如图2(上)所示。图中虚线表示进气管出口面位置(也就是燃烧室进口面位置),积分区域延伸到使进气管内流动充分发展为止,可以认为,图示的出口边界处流动已充分发展;图中的网格是控制容积面上的网格,而主网格结点则在这些控制容积的中心。

边界条件如下:

$$\text{进口: } u = 0, v = w_i \sin 30^\circ, w = w_i \cos 30^\circ, k = 0.005 w_i^2, \varepsilon = 0.09 k^{3/2} / r_i$$

$$\text{出口: } \partial u / \partial z = \partial v / \partial z = \partial w / \partial z = \partial k / \partial z = \partial \varepsilon / \partial z = 0$$

固壁：壁面函数处理

对称面： $u = 0$ ， $\partial v / \partial x = \partial w / \partial x = \partial k / \partial x = \partial \varepsilon / \partial x = 0$

2. 燃烧室部分

采用圆柱坐标系，积分区域的选择以及网格化如图 2 (下) 所示。图中的网格仍是控制容积面上的网格。

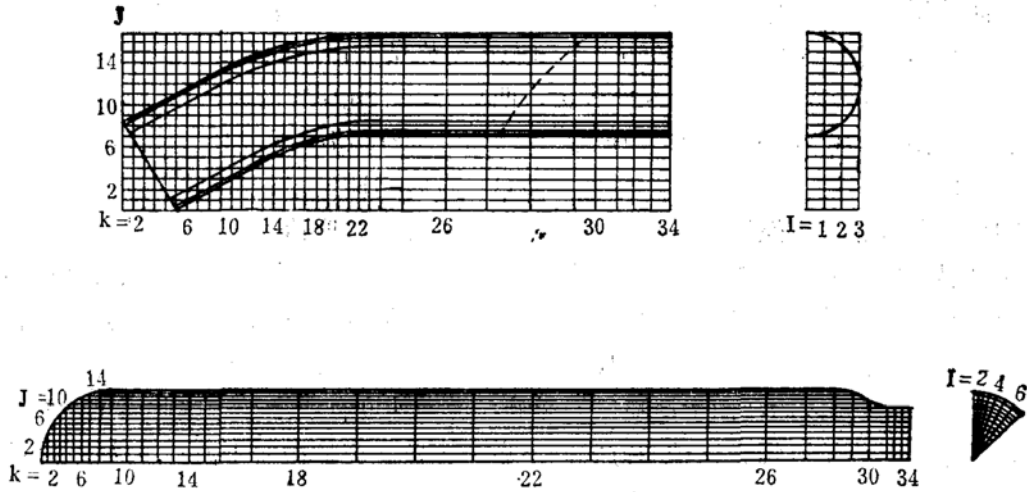


图 2 进气管 (上) 和燃烧室 (下) 计算网格的划分

边界条件如下：

进口： $\phi = \phi_{in}$ ；出口： $p = p_h$ ，

固壁：壁面函数处理

对称面： $u = 0$ ， $\partial v / \partial \theta = \partial w / \partial \theta = \partial k / \partial \theta = \partial \varepsilon / \partial \theta = 0$

对称轴： $u = v = 0$ ， $\partial w / \partial r = \partial k / \partial r = \partial \varepsilon / \partial r = 0$

3. 两部分耦合

本文通过在燃烧室进口面上参数插值，来实现两部分物理量耦合。具体地，先对进气管部分进行计算，将计算结果中进气管出口面附近网格点上的流动参数进行插值，得出在进气管出口面上的参数值，将其作为燃烧室进口参数 ϕ_{in} ，然后对燃烧室进行计算，这样，最后可得到整个流场计算结果。

由于进气管和燃烧室采用不同的坐标系，插值得到的三个速度分量是在笛卡尔坐标系的坐标方向上的，必须将其转换到圆柱坐标系的坐标方向上来，然后才能作为燃烧室进口面上的速度参数。速度分量的坐标转换关系如下：

$$u_2 = u_1 \cos \alpha + (v_1 \cos 30^\circ - w_1 \sin 30^\circ) \sin \alpha$$

$$v_2 = v_1 \sin \alpha + (v_1 \cos 30^\circ - w_1 \sin 30^\circ) \cos \alpha$$

$$w_2 = v_1 \sin 30^\circ + w_1 \cos 30^\circ$$

式中 α 是主网格结点在切向偏离进气管轴线与燃烧室轴线所成轴平面的角度。

4. 可压缩性的考虑

根据流动绝能假设, 流场中任何位置的总温 T_0 保持不变, 即:

$$T_0 = T_{0i} = \text{常数}$$

在迭代计算中, 根据每一次扫描得到的速度场, 可求出相应的速度系数场 λ , 进而可求出温度场及密度场。

5. 最后采用包含SIMPLE算法^[3] 在内的PHOENICS程序^[4] 进行计算。

四、计算结果及讨论

本文计算用进气管部分网格结点 $3 \times 17 \times 34(x, y, z)$, 燃烧室部分网格结点 $7 \times 14 \times 34(\theta, r, z)$ 。这样, 网格结点总数为5066个, 而无用网格结点占总网格结点的14.6%, 在UNI-VAC-1100机器上运行, 迭代600次左右收敛, 两部分共消耗CPU380分钟。

在进气总温 $T_{0i} = 288\text{K}$, 出口反压 $p_h = 1.013 \times 10^5 \text{Pa}$ 情况下, 对三种进口流速的内流场进行了数值模拟。图3是进气管部分轴平面($I=1$)内的速矢图。可见, 在进气管出口, 速度沿径向呈某种分布进入燃烧室。由于进气管弯曲, 外侧速度值较大。

图4是燃烧室部分各横截面($r-\theta$)内的速矢图。图中可见, 横截面内存在着涡旋流动, 这是由于进气射流的抽吸而产生切向压差造成的。在突扩截面附近, 旋涡较强, 随着流动向下游发展, 旋涡很快衰减下来。在 $k=18$ 截面以后, 旋涡基本消失, 而且径向、切向速度明显减小; 在 $k=27$ 截面以后, 由于尾喷口的影响, 径向速度有所增加。由此可见, 四股射流撞击后, 是相互对称地以螺旋运动的方式向下游流去, 在突扩截面下游 $1.5D$ 以后趋于均匀。

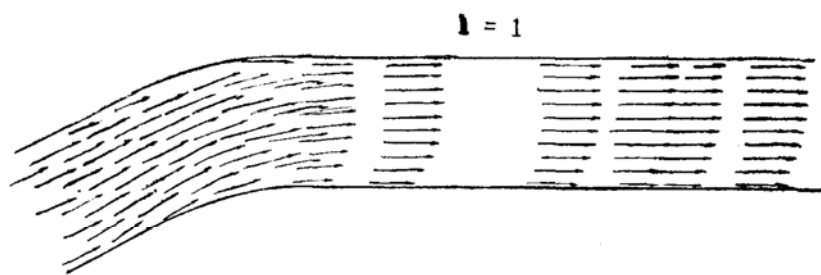


图3 进气管部分 $y-z$ 平面内的速矢图

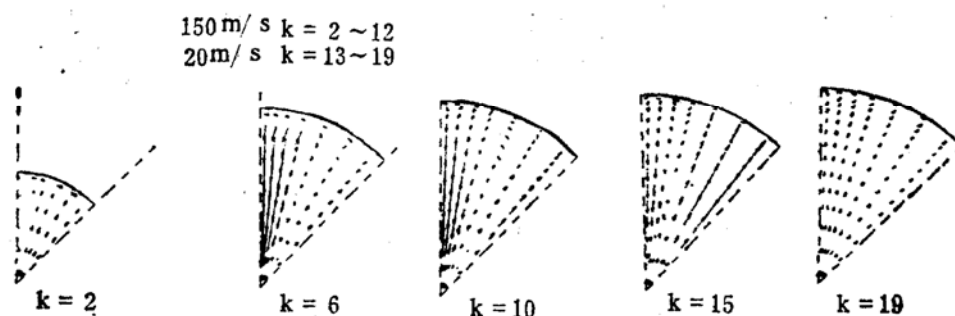


图4 燃烧室部分横截面($r-\theta$)内的速矢图

图5是燃烧室部分各子午面($r-z$)内的速矢图。图中可见, 在燃烧室头部存在着明显的涡旋回流, 这也是由于进气射流的抽吸作用, 在头部产生一个低压区, 部分射流在压差作用

下往头部回流。头部回流区具有明显的涡心，随着 $I_1 \rightarrow 7$ ，涡心向远离头部的方向移动，头部回流区内速度是相当低的。

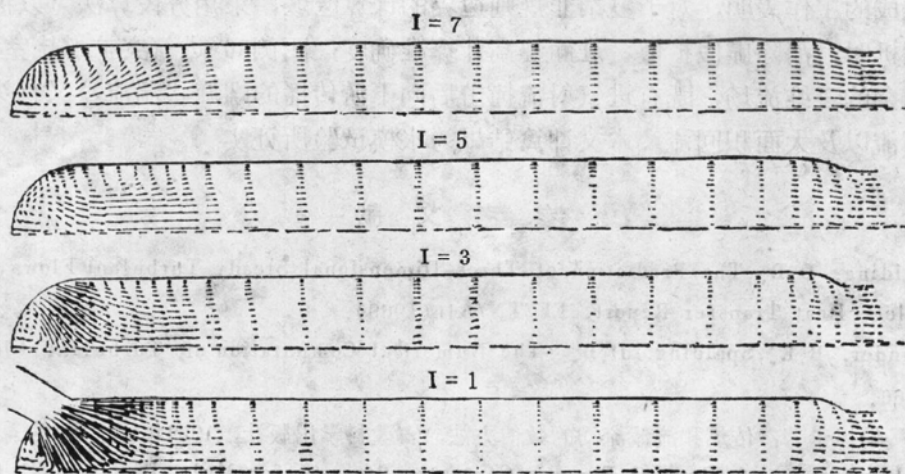


图5 燃烧室部分 $r-z$ 平面内的速矢图

图中可见，在 $I=1$ 至 $I=3$ 的三个子午面内，突扩截面下游近壁区没有出现回流；在 $I=4$ 和 $I=5$ 的二个子午面内，下游近壁出现回流，且具有明显的涡心，在 $I=6$ 和 $I=7$ 的二个子午面内，即当靠近与燃烧室两个进气管道对称的轴平面时，下游近壁回流与头部回流相汇合，形成大面积回流，而且在这两个子午面内靠近轴线的地方出现一个点源，该点源向四周发射流线，大面积回流是由该点源发出的。出现这种现象也是由于进气射流抽吸作用造成的，还由于四股射流的撞击效应，使大部分射流偏转方向朝下游流去，小部分射流向头部以及近壁区域回流，并形成大面积回流。这个大面积回流区的形成，为点火和稳定燃烧提供了有利条件。

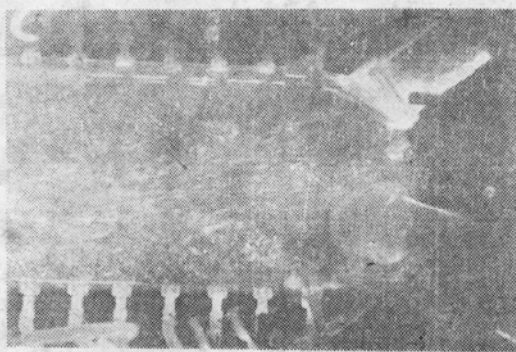


图6 流量场显示图

图6是作者用空气泡为示踪粒子的水模试验的轴平面上流场显示照片。射流撞击后的螺旋流动、近壁涡流回流及大面积回流现象都清晰可见。

从 $k=21$ 至 $k=27$ 截面之间的流场速矢分布可见，该区域内流动已趋于均匀，在 $k=27$ 截面以后，由于尾喷口的影响，速度沿径向呈抛物型分布流出。

五、结 论

现已完成的工作表明,对于复杂非规则边界的计算区域,采用分段算法可以提高网格利用率,缩短机时,消除虚假扩散,进而提高计算准确度;四侧 30° 进气突扩燃烧室冷态气流场是一个复杂的三维流场,既有进气射流撞击后向下游传播的螺旋状湍流,又有头部、下游近壁涡旋回流以及大面积回流。本文计算结果为水模试验所证实。

参 考 文 献

- (1) Spalding, D.B., The Prediction of Three-Dimensional Steady Turbulent Flows, Imperial College Heat Transfer Report, EF/TN/A16(1969).
- (2) Launder, B.E., Spalding, D.B.: The Numerical Computation of Turbulent Flows, N74-12066.
- (3) S.V.帕坦卡著: 传热和流体流动的数值方法, 安徽科学出版社, 1984年.
- (4) Spalding, D.B.: A General-Purpose Computer Program for Multi-Dimensional One-and-Two Phase Flow, Imperial College, London, 1981.

(上接第30页)

- (5) 王松柏: 喷管喉部沉积层温度场与沉积速度分析, 《推进技术》, 1986年第二期.
- (6) 王松柏: 凝相粒子在喷管喉部沉积规律的理论预示, 《宇航学报》, 1987年第四期.
- (7) 贾林群: 固体火箭发动机喷管沉积传热分析的积分法, 《哈尔滨船舶工程学院学报》1985年第二期.
- (8) 孙敏, 方丁酉等: 二维喷管两相流流动的实验研究, 中国宇航学会学术交流会, 1987年宁波, CSA PR-87-FC01.
- (9) 赵湘恒, 方丁酉: 颗粒碰壁的喷管两相流场的计算, 航天部第三情报网第八次交流会7032-055, 1987年10月.
- (10) 赵湘恒, 方丁酉: 三氧化二铝颗粒在喷管内的沉积研究, 航天部第三情报网第七次交流会论文汇编, 1986年10月.
- (11) AIAA 74-199.
- (12) 伊增欣译: 粘性流体力学, 海洋出版社, 1984年北京.
- (13) 赵学瑞, 廖其冀: 粘性流体力学, 机械工业出版社, 1983年北京.
- (14) 王元有: 固体火箭发动机设计, 国防工业出版社, 1984年11月.
- (15) 方丁酉, 常青等: 含铝推进剂在收集杯中的燃烧效率和凝相的尺寸分布, 中国宇航学会学术交流会, 1987年宁波, CSA PR-87-RP01.

NUMERICAL SIMULATION OF COLD FLOW FIELD IN A THREE-DIMENSIONAL SIDE-DUMP COMBUSTOR

Hu Mengjue Liu Jinghua

(The 31st Research Institute)

Abstract: A numerical simulation of cold flow field in a dump combustor with four 30-degree side inlet and a nozzle is presented in this paper. The segment calculation method is first used for this kind of calculation with complex configuration boundary. The research shows that the segment calculation method can increase the grid utilization, reduce the computation time, eliminate the false diffusion and raise the computational precision. Computational results are fundamentally in accordance with the experimental data.

Keywords: Integrate rocket ramjet, Dump combustion chamber, Flow field, Calculation method

THEORETICAL CALCULATION ON STRESS FIELD OF NOZZLE INSERT IN SOLID ROCKET MOTOR

Sun Jufang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

Abstract: The finite-element method is used to analyse and to calculate the transient stress field of graphite insert of composite nozzle under pressure and transient temperature loads in solid rocket motors. The mechanical models, basic methods and computation examples are presented in this paper. The anisotropy of materials is considered in the computation. A compress technique of variable bandwidth is used for the integral stiffness matrix in order to save the main storage. The computation results are compared with the experimental data and they accord with each other well.

Keywords: Rocket engine nozzle, Nozzle throat, Stress analysis, Engine test, Solid rocket engine