

环流喷管的轴对称湍流流场计算*

俞 峻

何 洪 庆

(陕西动力机械研究所, 西安, 710000) (西北工业大学航天工程学院, 西安, 710072)

摘 要: 对火箭发动机环流喷管进行了二维数值仿真, 用数值方法求解 Navier-Stokes 方程, 数值格式为显格式时间推进格式, 湍流模型选择可靠性较好的两层代数湍流模型。由于所研究的流场边界形状复杂, 计算中采用了分区的方法。通过多个算例的对比, 确定了使环形喷管推力效率较高的几何形状。画出了环流喷管内部的计算网格图、速度矢量图、等马赫线图、等压线图及喷管上壁面及轴线的压力分布图。

主题词: 环流喷管⁺, 喷管气流, 纳维尔-斯托克斯方程, 网格生成, 流场仿真, 数值仿真
分类号: V435.23

TURBULENT FLOWFIELD CALCULATION IN ANNULAR NOZZLES

Yu Jun

(Shanxi Inst. of Power Machinery, Xi'an, 710000)

He Hongqing

(Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Abstract: This paper is about numeric imitation of annular-flow nozzles of rocket motors. Navier-Stokes equations are solved by numerical methods. The numerical scheme is MacCormack time forward-push scheme. Zero-equation which has more reliability is selected to apply to turbulent model. Because of complex boundary condition of flowfields region-dividing is used in the calculation. Through contrasting a lot of calculation examples, geometric parameters of annular-flow nozzles with higher efficiency are found. The final results of flowfield calculation is steady. The graph of equal Mach numbers, the isobar graph, and the graph of pressure distribution along nozzle wall and the centric line of nozzle are drawn with computer. The drawing of computing grid and the vectorial drawing of velocity of annular-flow nozzle are obtained.

Subject terms: Annular-flow nozzle⁺, Nozzle flow, Navier-Stokes equation, Grid generation, Flow field simulation, Numerical simulation

1 引 言

目前得到最广泛应用的传统轴对称喷管虽然具有一系列的优点, 然而, 它也存在喷管长度长、质量大、非设计点效率差等缺点。为此, 人们提出了环流喷管(亦称环形喷管)的概

* 收稿日期: 19960301, 修回日期: 19960920, 为国防科技预研基金资助项目

念,即在传统的喷管内插入一轴对称中心体。这样,在相同的喷管长度内,由于插入中心体,使得喉部面积变小,从而大大地提高了膨胀比。与普通喷管相比,环流喷管的长度可大大缩短,从而减轻发动机的质量。另外,环流喷管可实现喉部面积可调及燃烧室压力可调。大量试验还发现,环流喷管随高度变化还能具有最好的推力特性。

近年来,美国研制的强制偏转喷管就是环流喷管的一种。通用动力公司提出的采用塞式喷管液体火箭发动机的垂直起降单级入轨的运载器,也为环流喷管的进一步研究增添了新的活力。研究表明,强制偏转喷管另一种结构——独立喷喉(一个抛物线型出口锥和一个具有 6 个独立喷喉的喷管塞),是一种比环状喷喉更具实用性的结构。因为,在目前的技术水平下,环状结构喷管具有固定中心体比较困难的问题。但是,分离喉部的流场是个很复杂的三元流场,要计算这样的流场,难度很大。然而实验发现,环状结构和分离结构喷管的壁面压力分布尽管不同,但它们的净推力却是一样的,喷管效率的差别也极小^[1]。因此,通过计算环状结构喷管的轴对称二维流场,便可推知一个相应的分离结构喷管内的流动特性。

2 环流喷管的数值计算

环流喷管内的高压气体经喉部突然进入到压力低、膨胀区域大的扩散段时,气体在径向或圆周方向上迅速发生剧烈膨胀,气体的密度和压力会随之降低,并在中心体底部形成一个略低于环境压力的低压区,同时,气体各参数会在扩散段的膨胀区域内随着环境压力的不同而不同。因此,环流喷管的扩散段内就形成了一个流动参数变化非常剧烈、附面层、超音速区及亚音速区共存的复杂流场。针对环流喷管的复杂情况,本文选择了显格式时间推进格式,显格式虽然受 CFL 数限制,收敛速度慢,但它的收敛趋势却很好。

2.1 基本控制方程

描写粘流运动的基本方程组是 Navier-Stokes 方程组。单相、绝热、轴对称可压缩 Navier-Stokes 方程的矢量形式:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial z} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial r} + \mathbf{H} = 0$$

经转换得轴对称坐标下的控制方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{u}{J} \right) + \frac{\partial}{\partial \xi} [(\xi_z \mathbf{F} + \xi_r \mathbf{G})/J] + \frac{\partial}{\partial \eta} [(\eta_z \mathbf{F} + \eta_r \mathbf{G})/J] + \frac{\mathbf{H}}{J} = 0$$

其他变化:

$$\frac{\partial T}{\partial z} = \frac{\partial T}{\partial \xi} \xi_z + \frac{\partial T}{\partial \eta} \eta_z; \quad \frac{\partial T}{\partial r} = \frac{\partial T}{\partial \xi} \xi_r + \frac{\partial T}{\partial \eta} \eta_r$$

对 u, v 等类推。对湍流流动,以上方程是不封闭的,必须引入湍流模型。

2.2 湍流模型

在工程实际中,对于湍流,都是求解平均的 Navier-Stokes 方程。为了解决方程的封闭性问题,使方程能够求解,用湍流涡粘的概念描述湍流输运,这就要用适当的湍流模型,去确定粘性系数 μ_t 并结合分子粘性系数 μ 来计算总应力。本文采用由 Baldwin-Lomax 提出的两层代数湍流模型^[2]。

2.3 定解条件

(1) 进口条件:按特征线分析的方法,亚音速情况下须指定 3 个参数值,一个补充关系式。认为进口均匀,指定参数值:总温,总压,径向速度 $v=0$ 。

补充关系式: $\frac{\partial p}{\partial \xi} = 0$

(2) 壁面条件: 无滑移: $u = 0, v = 0$

压力条件: $\frac{\partial p}{\partial n} \Big|_w = 0$; 绝热条件: $\frac{\partial E}{\partial n} \Big|_w = 0$; W 代表壁面, n 是法向

(3) 对称轴条件: $\frac{\partial u}{\partial \eta} = 0, \frac{\partial p}{\partial \eta} = 0, \frac{\partial E}{\partial \eta} = 0, v = 0$

(4) 出口边界条件: 超音速出口, 参数全部内推。亚音速出口, 指定压力等于背压, 其余内推。

2.4 差分格式:

网格间距 $\Delta\eta = 1$ 。用 MacCormack 时间推进预报-校正二步格式, 其中预报步用向前差分。校正步用向后差分。

预报步:

$$u_{i,j}^{n+1} = u_{i,j}^n - \Delta t_{i,j} [(\xi_z F + \xi_r G)_{i+1,j}^n J_{i,j}/J_{i+1,j} - (\xi_z F + \xi_r G)_{i,j}^n + (\eta_z F + \eta_r G)_{i,j+1}^n J_{i,j}/J_{i,j+1} - (\eta_z F + \eta_r G)_{i,j}^n + H_{i,j}^n - DA^n]$$

校正步:

$$u_{i,j}^{n+1} = \frac{1}{2} \{ u_{i,j}^n + u_{i,j}^{n+1} - \Delta t_{i,j} [(\xi_z F + \xi_r G)_{i,j}^{n+1} - (\xi_z F + \xi_r G)_{i,j-1}^{n+1} J_{i,j}/J_{i-1,j} + (\eta_z F + \eta_r G)_{i,j}^{n+1} - (\eta_z F + \eta_r G)_{i,j-1}^{n+1} J_{i,j}/J_{i,j-1} + H_{i,j}^{n+1} - DA^{n+1}] \}$$

式中 DA 为人工粘性项, $\Delta t_{i,j}$ 为当地时间步长, 上式 n 表示时间。

3 算例与结论

选取算例的出发点是: (1) 研究几何参数的变化对环流喷管推力性能的影响。首先, 在其他条件相同情况下, 选取几种典型的中心体形状进行计算。然后, 对扩散段型面进行研究, 比较了国外做过冷流试验的半球型面、椭球 (1.6 : 1) 型面、长抛物型面和短抛物型面。(2) 改变初始进气角、偏转角及压力比等实际影响环流喷管设计和运行的因素, 研究流场的变化。

为了便于比较, 本文的所有算例 (除作了说明外) 都是在总压为 1M Pa, 总温为 1100K, 背压为 10kPa, 气流介质为空气, $\gamma = 1.4$ 这种条件下进行的。

3.1 选择中心体的算例

以下 4 例喷管的外型结构均相同, 膨胀比为 44.5, 扩散段为抛物型面, 进气角为 70° , 出口角为 10° 。

中心体为长管形 (图 1a)、长圆锥 (图 1b)、短圆锥 (图 1c) 及横截面为菱形 (图 1d) 的情况进行了计算。典型的压力分布图、网格图、速度矢量图和等马赫线图分别示于图 2~5。从速度矢量图可看出, 气体几乎在整个扩散段内进行膨胀, 壁面边界层的速度明显较低, 这是因气体的粘性效应造成的。中心区的气体速度比外部的低, 但由于为大膨胀比喷管, 因此强引射作用也使中心区达到了较高的速度。

推力由喷管压力和动量积分获得, 为 $F = 2\pi \int_0^{r_e} (p + \rho u^2) r dr$ 。计算得出的推力见表 1。

Table 1 The calculated results of thrust

Thrust	Example 1	Example 2	Example 3	Example 4
F/kN	662.351	652.819	648.937	602.373

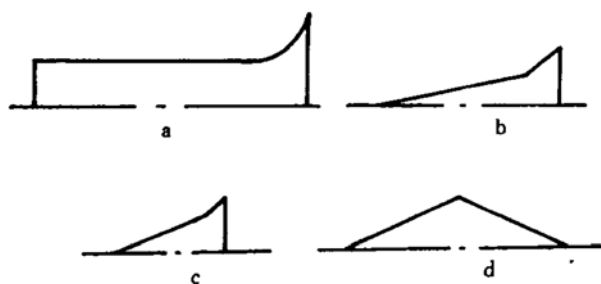


Fig. 1 The shape of the centre bodies

从计算出的推力值可看出, 例 1 这种中心体推力效率最高; 例 4 这种中心体推力效率最低; 长圆锥中心体比短圆锥中心体效率高。从图 2 的压力分布看, 壁面压力值在扩散段下游都有不同程度的上升, 轴线压力值没有明显的上升。

理论分析: 气流偏转膨胀后, 形成了一个环形的膨胀波系, 这样在中心体后壁就会有一个自由气流区, 其压力比膨胀波区的压力高, 这样会有一个附加推力。前 3 例的推力明显高于例 4, 从例 4

的速度矢量图也可看出, 气流通过喉部时, 气流方向变化比前 3 例的要小。

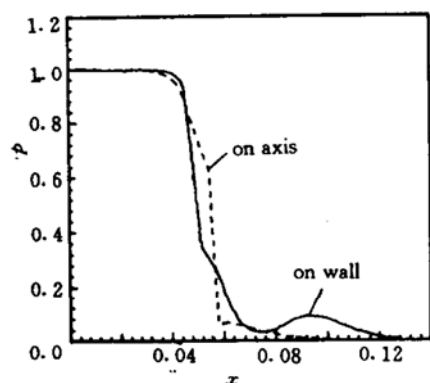


Fig. 2 Pressure distribution for example 1

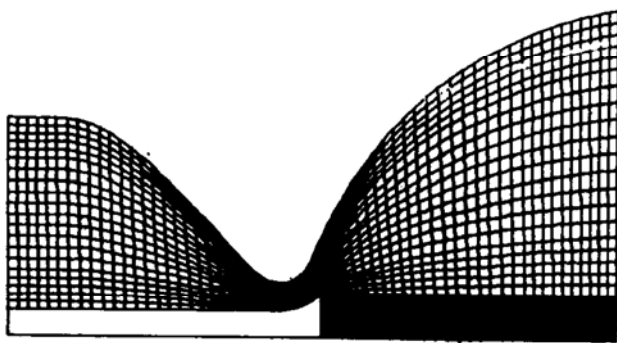


Fig. 3 Network for example 6

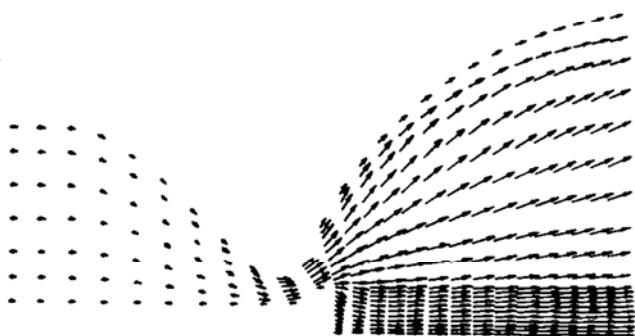


Fig. 4 Velocity vector for example 6

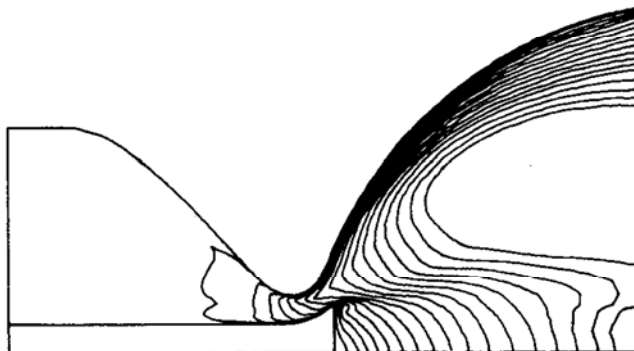


Fig. 5 Constant Mach number line for example 6

3.2 选择扩散段的算例

首先看扩散段的长短对推力性能的影响。例 5 与例 1 扩散段入口及其上游的流动情况相同, 只是扩散段长度为例 1 的 50%, 这样例 5 的膨胀比比例 1 的小。从计算结果可看出, 扩散段缩短 50%, 推力段缩短 50%, 推力只减少不到 5%, 由此可知, 短抛物型比长抛物型效

