

两相流喷管扩散段型面优化计算

国防科学技术大学 方丁酉

摘 要

本文论述了用两相喷管流动计算程序按直接优化法寻找两相流喷管最佳扩散段型面的方法,着重讨论了两相超音速流场计算中的网格结点、颗粒阻力系数和传热系数。算例中给出了抛物线、圆弧线和三次曲线喷管的计算结果。算例指出:喷管扩散段采用不同的曲线族,其最佳型面的初始膨胀角是不同的。

为了提高能量和压抑不稳定燃烧,大型固体火箭发动机推进剂都含有铝粉。铝粉燃烧后生成三氧化二铝。燃气中三氧化二铝的质量分数,通常为30%左右,有的发动机可高达40%。因此,为了提高喷管效率必须按两相流动来设计喷管型面。

二十多年来,关于喷管扩散段最佳型面的理论计算已有许多研究。Hoffman曾把Rao的变分法^[1]推广到两相流喷管^[2],但由于过于复杂,提出了直接优化的方法^[3]。Daines^[4]和Davis^[5]等进一步研究了两相流最佳喷管型面。

许多研究表明,在给定喷管长度和面积比条件下,喷管扩散段型面的变化对喷管边界层损失和化学动力学损失的影响很小,但对喷管扩散损失和两相流损失的影响很大。因此,只需研究扩散损失和两相流损失随喷管型面的变化,无须计算其它损失,不仅简化了计算程序,也大大减少了计算机时。本文利用二维两相喷管流动计算程序来选择二维两相流比冲损失最小(即最佳)的喷管扩散段型面。

一、两相跨音速喷管流场计算

两相跨音速喷管流场计算由坐标变换、两相平衡跨音速流场计算和两相跨音速流场计算三部分组成。坐标变换采用贴体坐标系统,把复杂的喷管流域变换为利于有限差分法计算的矩形域^[6]。两相平衡跨音速流场计算为两相流场计算提供气相流场初值。用一相流控制方程的数值解方法来求解两相平衡跨音速流场。计算用时间相关法^[7]。由此确定两相混合物通过喷管的流量,并为两相超音速喷管流场计算提供精确的初始线上的流动参数。由于定常、无粘跨音速两相喷管流动控制方程是混合型的,故采用时间相关法来求解气相控制方程,用特征线方法求解定常颗粒相控制方程。

由图2可见,等马赫线形状在无颗粒区和两相区截然不同,这是由于两相间动量传递和

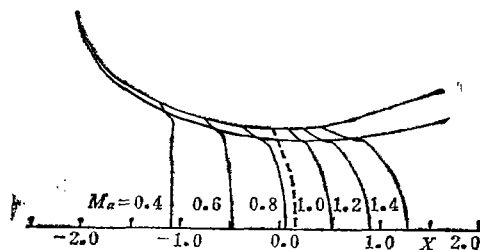


图1 两相流中气相等马赫线分布和两相平衡流中声速线

热量传递的耦合结果。由于沿壁面附近的气相受到颗粒相的影响较少,气相得到较充分的膨胀,而在喷管轴线附近,受颗粒相的影响,两相流中的气相音速线远在两相平衡流音速线的下游。因此,开始超音速计算的初始线不宜取等马赫线,也不宜取垂直于X轴的直线。对于后者,主要是因为直线与壁面的交点往往在扩散段与喉部圆弧壁相切点的下游,这样的初始线只适用于计算给定的喷管形状,不适用于喷管扩散段优化的计算。

二、两相超音速喷管流场计算

两相超音速喷管流动的控制方程是双曲型的,可用特征线方法来求解^[8]。

1. 特征线网格和壁上结点分布

两相超音速喷管流场中每一点有四条特征线:气相流线、颗粒流线和左、右马赫线,其中任两条特征线都可以用来构成特征线网格。本文对内部点采用左、右马赫线来构成网格(称为步进法),而对壁上点采用逆壁法,即壁上结点坐标是事先给定的。考虑到喷管喉部附近流动参数变化剧烈,结点分布应该密一些,壁上*i*结点坐标按下式计算(坐标原点在喷管几何喉部的轴上):

$$x_i = \frac{1}{A} \text{Sh} \left\{ \frac{i-1}{N_w-1} [\text{Sh}^{-1}(Ax_e) - \text{Sh}(Ax_1)] + \text{Sh}^{-1}(Ax_1) \right\}$$

$$y_i = f(x_i) \text{ (喷管壁面曲线方程)}$$

式中 N_w 代表壁上的结点数; x_1 和 x_e 分别代表计算段喷管壁入口和出口的坐标; A 是伸缩因子,用来调节结点分布, A 越大喉部附近分布的结点越密;

2. 典型的网格结点

对于一相超音速流动,特征线法的计算结点很简单,只有内部点、轴上点和壁上点。但对于两相超音流,由于流场中存在一条(颗粒尺寸单分散情况)或几条(颗粒尺寸多分散情况)极限颗粒流线,把流场分成几个区域,使计算结点的情况非常复杂。图2示出了颗粒尺寸单分散时流场中可能出现的十种网格结点。图3示出了极限颗粒流线碰壁点附近可能出现的七种网格结点。图2中的结点2和3是两相区和无颗粒区的内部点,5和4是两相区和无颗粒区的壁上点,1是轴上点,6—10诸点是极限颗粒流线附近可能出现的结点。图3中所示的壁面是一条气相流线, C_+ 是左马赫线,线32是过壁上点3的右马赫线,带有箭头的是极限颗粒流线,点4是壁上解点。

在编制程序时,这十七种网格结点都要考虑。但典型的只有五种——内部点、轴上点、壁上点、极限颗粒流线上点和极限颗粒流线碰壁点,其它情况都可分解成典型结点来计算。

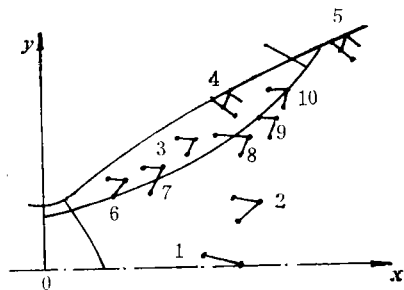


图2 流场中的十种网格结点(a——极限颗粒流线)

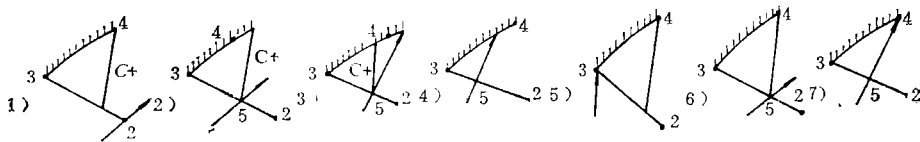


图3 极限颗粒流线碰壁点附近的七种网格结点

3. 颗粒阻力系数和传热系数

图 4 中示出了喷管中颗粒雷诺数 Re 、相对马赫数 Mar 和努德曾数 Kn 沿喷管轴向的变化。这些相似准则数的定义分别为:

$$Re = 2r_p \rho_g |\vec{V}_g - \vec{V}_p| / \mu_g$$

$$Mar = |\vec{V}_g - \vec{V}_p| / a_g$$

$$Kn = \bar{\lambda} / 2r_p$$

式中 ρ_g 、 $\vec{V}_g$ 、 μ_g 和 a_g 分别为气相密度、速度矢量、粘性系数和音速;

r_p 和 $\vec{V}_p$ 分别为颗粒半径和速度矢量;

$\bar{\lambda}$ 为气相分子的平均自由行程。

由图 4 可见, 在喷管扩散段的两相流动, 惯性力、可压缩性和稀薄效应的影响都是很显著的, 两相流动计算中采用斯托克斯流或仅考虑惯性力影响的颗粒阻力公式和传热公式是不合适的, 而应该采用考虑这三项影响的公式。本计算中采用参考文献^[9]所使用的公式。

三、喷管扩散段型面的优化计算

最佳喷管型面是指发动机比冲或推力最大的喷管型面。本文用两相喷管流动计算程序按直接优化法寻找二维两相流损失最小的喷管型面。

直接优化法是在给定的一族曲线中寻找最优者。因此, 它所得到的结果是相对的。为了使设计的喷管型面更为合理, 通常要对几族曲线进行计算, 从中找出最优者。用作喷管扩散段型面的曲线通常有二次曲线和三次曲线等。本文对主轴与喷管轴线平行的抛物线、圆弧线和三次曲线喷管型面进行了计算。

抛物线型面的曲线方程为:

$$y = a + \sqrt{b(x-c)}$$

圆弧线型面的曲线方程为:

$$y = \sqrt{R^2 - (x-x_0)^2} + y_0$$

式中 R 、 x_0 和 y_0 分别为圆弧线的半径和圆心坐标。

三次曲线型面的曲线方程为:

$$x = ay^3 + by^2 + cy + d$$

上述诸式中的 a 、 b 、 c 、 d 、 R 、 x_0 和 y_0 确定于喷管初始膨胀点 (喉部圆弧与扩散段相切点) 的坐标、初始膨胀角 α_0 和喷管出口点的坐标、出口角 α_e 。对于抛物线和圆弧线喷管型面, 当喷管几何喉部、喷管长度和面积比给定时, 扩散段型面完全由 α_0 确定; 对于三次曲线喷管型面, 当 α_e

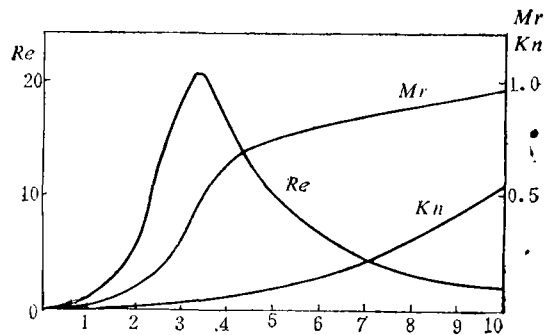


图 4 Re 、 Mar 和 Kn 沿喷管轴向的变化

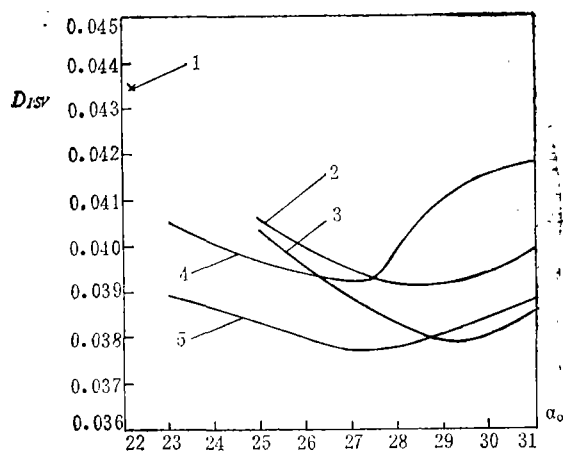


图 5 二维两相流真空相对比冲损失随 α_e 的变化

1 — 锥形喷管 2 — 抛物线喷管
3 — 圆弧线喷管 4 — 三次曲线喷管 ($\alpha_e = 18^\circ$)
5 — 三次曲线喷管 ($\alpha_e = 15^\circ$)

也给定时, 扩散段型面也完全由 α_0 确定。因此, 对于这些曲线, 最佳喷管型面的计算可用一维搜索的方法。下面给出算例喷管的计算结果。

算例喷管的面积比为15, 当扩散段为锥形时, 其出口角为 22.2° 。

由图5可见: 1) 锥形喷管的二维两相流损失最大。2) 当初始膨胀角较小时, 三次曲线喷管的比冲损失较小; 当初始膨胀角较大时, 圆弧线喷管的比冲损失较小。3) 对于不同族的曲线, 对应于最小比冲损失的初始膨胀角不同, 对于抛物线约 28.5° , 对于圆弧线约 29.5° , 对于三次曲线约 27° , 它们相对应的相对比冲损失 D_{ISV} 列于表1。4) 最佳曲线喷管的相对比冲损失约比锥形喷管小0.5%。

对于抛物线和圆弧线喷管, 当初始膨胀角 α_0 变化时, 喷管出口角 α_e 也在变化, 相应于最佳曲线的出口角也列于表1中。由表可见, 圆弧线喷管损失较小是由于其出口角较小引起的。

由表2可见, 在相近的初始膨胀角范围内 (例如 $26-30^\circ$), 喷管出口角相同的各类曲线, 其喷管的比冲损失相近。

表1 最佳曲线喷管的真空相对比冲损失 D_{ISV}

	D_{ISV}	α_{opt}	α_e
锥 形	0.0435	22.2°	22.2°
最佳抛物线	0.0391	28.5°	17.9°
最佳圆弧线	0.0379	29.5°	14.6°
最佳三次曲线	0.0392	27.0°	18°
最佳三次曲线	0.0377	27.0°	15°

表2 相同 α_0 时各曲线喷管的相对比冲损失 D_{ISV}

喷管出口角 α_e	18°		15°	
	D_{ISV}	α_0	D_{ISV}	α_0
抛物线喷管	0.0391	28.4		
圆弧线喷管	0.0392	26.3	0.0379	29.1
三次曲线喷管	0.0392	27.0	0.0377	27.0

四、结 论

1. 从比较扩散段型面对发动机性能的影响来看, 用二维两相流程序来进行扩散段型面的优化计算是可行的。

2. 本程序采用了较精确的两相超音速喷管流动数值解方法, 为两相超音速流动计算提供了精确的初始线上流动参数, 提高了计算的精确度。

3. 喷管扩散段采用不同的曲线族, 其最佳型面的初始膨胀角不同; 在相近的初始膨胀角范围内, 不同曲线族的喷管扩散段的出口角相同时, 其二维两相流损失也相近。

参 考 文 献

1. Rao, G. V. R., "Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust." Jet Propulsion, Vol. 28, No. 6, June 1958.
2. Hoffman, J. D. and Thompson, H. D., "Optimum Thrust Nozzle contour for Gas-Particle Flow." AIAA Journal, 5, No. 10, 1967.
3. Aliman, J. G. and Hoffman J. D., "Design of Maximum Thrust Nozzle Contour by Direct Optimum Techniques." AIAA Paper 78-1048.
4. Daines, W. L. and Boyd, D. L., "Nozzle contour Optimization for Solid Propellant Rocket Motors." AIAA Paper 77-944.
5. Davis, D. K., "Investigation of Optimization Techniques for Solid Rocket Motor Nozzle contour." AIAA Paper 82-1188.
6. Thompson, J. F., Thames, F. C. and Mastin, C. W., "Boundary-Fitted Curvilinear Coordinates Systems for Solution of Partial Differential Equations on Field Containing Any Number of Arbitrary Two-Dimensional Bodies." NACA CR 2729, July 1977.
7. 方丁酉, "用时间相关法计算喷管跨声速流场." 空气动力学学报, 1985. 2.
8. Zucrow, M. J. and Hoffman, J. D., "Gas Dynamics." Volume II, JOHN WILEY AND SONS, 1976.
9. Hunter, S. C., Cherry, S. S., Kliegel, J. R. and Waldman, C. H., "Gas-Particle Nozzle Flows with Reaction and Particle Size Change." AIAA Paper 81-0037.

(责任编辑 王慧玉)

dary layer may be slightly separated near the trailing edge. The inviscid flow was calculated by means of AF2 finite-difference scheme on a newly constructed H-type grid system[3], and the viscous flow by the aid of an integral method for laminar and turbulent boundary layers[6]. An integration calculation was then carried out to determine the blade deviation angle and the total pressure loss coefficient. One of the authors has been involved in the recent transonic experimental work of one set of MCA cascades in Sichuan. The numerical predictions obtained have been compared with test data on four different transonic cascades in reasonably good agreement.

OPTIMUM COMPUTATION FOR EXIT CONE CONTOUR OF NOZZLE WITH TWO-PHASE FLOW

Fang Dingyou

(National University of Defence Technology)

Abstract

To simplify the computational procedure and minimize the expensive computer time, the optimum calculation for exit cone contour of nozzle with two-phase flow is carried out by the procedure of two-dimensional two-phase (2D-2-phase) nozzle flow. This procedure consists of computations of both transonic and supersonic two-phase flow. The former provides an exact data at the initial line for the latter.

The computation of supersonic two-phase flow is completed by characteristics method. The direct marching method is applied to the interior points and axis points, and the inverse marching method to the wall points. There are seventeen finite difference grids in the flowfield, but the typical grids are only five, the others can be divided into several typical grids.

The influences of inertia, compression and rarefaction must be considered in the particle drag and heat transfer formulae for computing the supersonic two-phase flow.

The 2D-2-phase specific impulse losses have been computed by the present procedure, and the results illustrate that the optimum initial expansion angles are about 28.5° , 29.5° , and 27.0° for parabolic, circular and cubic contours respectively. The 2D-2-phase specific impulse losses of these three nozzle configurations are almost the same when the exit angles are equal and the initial angles are close for the above curves.