

小突片强化混合结构三维流场数值模拟^{*}

王 强, 额日其太, 杨 勇

(北京航空航天大学 动力系, 北京 100083)

摘 要: 采用 Roe 通量差分分裂格式对带有小突片的轴对称收-扩喷管内流场进行了数值模拟。小突片形状有三角形和梯形, 数目为 2 个或 4 个, 堵塞比为 0.02, 0.04 和 0.06, 相对高度为 0.08 和 0.16, 安装角分别为 120°, 135° 和 150°。计算结果表明: 在喷管出口安装 2 个或 4 个小突片能使得喷管下游内外流掺混时间及掺混距离大为缩短, 而对喷管的推力系数影响不大。采用小突片对于降低喷流噪声和抑制尾喷流红外辐射是非常有利的。

关键词: 小突片; 射流喷管; 喷射混合流; 强化混合; 三维流; 数值仿真

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2001) 03-0215-04

Numerical simulation on three dimensional nozzle flow field with tabs

WANG Qiang, Eriqitai, YANG Yong

(Dept. of Jet Propulsion, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100083, China)

Abstract: The Reynolds-averaged Navier-Stokes equations were solved numerically by Roe's flux difference splitting scheme for three-dimensional nozzle flow field with tabs. Several geometrical changes of tabs, such as tab shapes, areas, heights and azimuthal angles, are considered. Use of tabs clearly has significant potential to reduce supersonic jet noise and infrared radiation.

Key words: Small tabs; Jet nozzle; Jet mixing flow; Mixing enhancement; Three dimensional flow; Numerical simulation

1 引 言

小突片是指安装在喷管出口处有一定几何形状的小片(三角形、梯形或矩形等), 它的高度约与喷管出口处的附面层厚度相当, 一般堵塞面积在喷管出口面积的 1%~2% 以内, 但它强化喷流混合的效果却十分明显^[1,2]。由于它的尺寸和堵塞面积小, 故安装小突片对喷管的推力性能影响不大。在保证喷管具有良好推力性能的同时, 小突片能强化喷流与环境气体的掺混, 可以用来降低喷流噪声^[3,4] 和抑制尾喷流红外辐射^[5,6]。本文以轴对称收-扩喷管为研究对象, 采用数值模拟的方法, 研究小突片的主要几何参数(形状、尺寸、安装角等)对喷管内外三维流场结构的影响, 以期小突片强化混合结构在发动机上成功应用提供一种数值分析手段。

2 数值计算格式及湍流模型

采用的 Roe 通量差分分裂格式^[7] 对激波的分辨

率较高, 激波宽度的捕获在 1~2 网格之间; 在物理边界上满足离散熵条件, 在粘性流计算中能达到较高的数值模拟精度。在一般曲线坐标系下, 积分形式的 Navier-Stokes 方程组可写为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V Q dV + \iint_S E \cdot n dS = 0 \quad (1)$$

式中 V 为控制体的体积, S 为控制体的界面, Q 为守恒变量, n 为曲面的单位外法矢量。其中:

$$E = (F - F_v) i + (G - G_v) j + (H - H_v) k \quad (2)$$

式中 F, G, H 为无粘通量, F_v, G_v, H_v 为粘性通量。

对 N-S 方程的无粘项 F, G, H 采用 Roe 的通量差分分裂方法, 以 i 方向的通量 F 为例, $i+1/2$ 边界上的通量可写为

$$F_{i+1/2} = \frac{1}{2} [F_{i+1/2}^+ + F_{i+1/2}^- - |\mathbf{A}| (U_{i+1/2}^+ - U_{i+1/2}^-)] \quad (3)$$

式中 $|\mathbf{A}|$ 为 Roe 平均 Jacobian 矩阵。这里需要说明的是, 由于 Roe 格式对 Jacobian 平均矩阵的线性化处理失

* 收稿日期: 2000-09-04; 修订日期: 2000-11-28。

作者简介: 王 强 (1964—), 男, 工学博士, 副研究员, 研究领域为航空宇航推进理论及工程。

掉了中心稀疏波的信息,对于存在如激波等一类间断面的流场,会造成非物理解。为此本文的计算程序中,采用了 Harten 的熵修正方法:

$$| \lambda | = \begin{cases} | \lambda |, & \text{if } | \lambda | \geq \delta \\ (\lambda^2 + \delta^2) / (2\delta), & \text{if } | \lambda | < \delta \end{cases} \quad (4)$$

其中, $0.05 \leq \delta \leq 0.25$ 为常量。通过数值离散,方程组(1)变成了一个关于时间的常微分方程组,本文采用了四阶 Runge-Kutta 方法^[8]对离散方程组进行迭代求解。

对于湍流问题,引入了涡粘性概念。采用 Baldwin-Lomax 等人提出的代数模型,对喷管内外壁面流动及喷管下游混合流场进行了分别处理^[9]。

3 网格生成与边界条件

本文所使用的计算网格为采用代数方法生成的轴对称收-扩喷管内外流场三维贴体网格。带内外流的轴对称收-扩喷管三维流场 XY 平面或 XZ 平面计算网格图如图 1 所示。不带小突片、带 2 个小突片和带 4 个小突片的轴对称收-扩喷管三维物面网格图如图 2~4 所示。

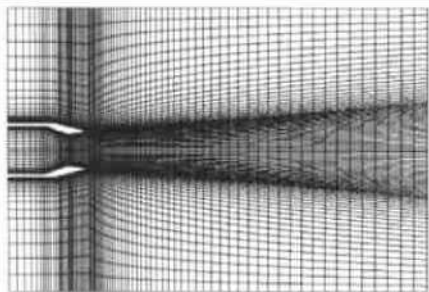


Fig. 1 Computational grid of the axis-symmetric C-D nozzle in XY or XZ plain



Fig. 2 3-D grid of the axis-symmetric C-D nozzle without tabs



Fig. 3 3-D grid of the axis-symmetric C-D nozzle with two tabs

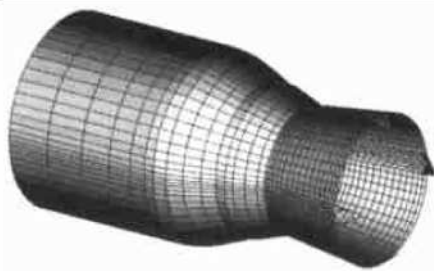


Fig. 4 3-D grid of the axis-symmetric C-D nozzle with four tabs

滞止状态确定,即给定总压 p_0 , 总温 T_0 , 以及速度方向,速度大小由下游流场外插给出,然后计算入口处的静压 p 及静温 T ;

(2) 出口边界条件: 出口截面条件将根据亚、超声速出口流态分别考虑。在时间推进过程中,每一迭代步都必须首先判别出口流态,再根据流态给出出口条件。对亚声速状态,给定反压,其余参量则通过外插给出;对超声速状态,则外插给出所有 5 个流场参数。

(3) 壁面边界条件: 对于粘性流,壁面的速度为零,即 $u = v = w = 0$ 。壁面压力通过物面法向动量方程求出。

(4) 对称边界条件: 为减少计算工作量,取全流场的一半进行数值模拟;在对称面上,没有通量传输,因此法向速度为零,即 $w = 0$,其它参数采用一阶外推近似处理。

4 算例及结果分析

不带小突片的基准轴对称收-扩喷管喉道面积为 0.3374 m^2 , 出口面积为 0.4757 m^2 , 收敛片长度 210 mm, 扩张片长度为 480 mm, 喷管进口总压为 0.13 MPa, 喷管进口总温为 1980 K, 飞行高度为 10 km, 飞行马赫数为 0.8。所带小突片形状为两种(三角形和梯形), 数目为 2 个或 4 个, 堵塞比 B (小突片面积与喷管出口面积的比值) 为 0.02, 0.04 和 0.06, 相对高度 H/D (高度与喷管出口直径的比值) 为 0.08 和

流场计算的边界条件为:

(1) 入口边界条件: 来流为亚声速, 热力学参数由

0.16, 安装角 $\bullet$ (内表面与喷管扩张片的夹角) 为 120° , 135° 和 150° 。

不带小突片和带两个三角形小突片(小突片堵塞比 $B=0.04$ 、相对高度 $H/D=0.16$ 、安装角 $\bullet=135^\circ$) 的轴对称收-扩喷管内外流场 XZ 平面等温线图如图5和图6所示。图中可见, 由于流场中存在两个三角形小突片, 带小突片和不带小突片的 XZ 平面等温线图出现很大不同。在没有小突片的情况下, 喷管内外冷热气流在经过6倍喷管直径后认为完全混合, 冷热气流的边界非常明显; 在带两个三角形小突片的情况下, 喷管下游高温区的范围明显缩小, 喷管内外冷热气流掺混距离缩短为2~3倍喷管直径。出现这种现象的原因可由图7和图8得到说明。

不带小突片、带两个三角形小突片(小突片堵塞比 $B=0.04$ 、相对高度 $H/D=0.16$ 、安装角 $\bullet=135^\circ$) 和带4个三角形小突片(小突片的堵塞比、相对高度及安装角同2个三角形小突片) 的轴对称收-扩喷管内外流场 YZ 平面等温线图如图7所示(图示 YZ 平面的位置为喷管下游1.5倍喷管)。图中可见, 在没有小突片的情况下, 喷管内外冷热气流的掺混边界是完全对称的; 在带2个或4个三角形小突片的情况下, 喷管内外冷热气流的掺混边界出现变形, 喷管外

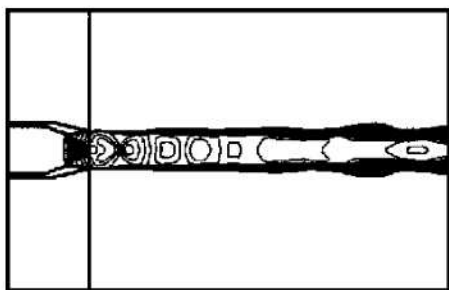


Fig. 5 Temperature contour map of the axis-symmetric C-D nozzle without tabs in XZ plane

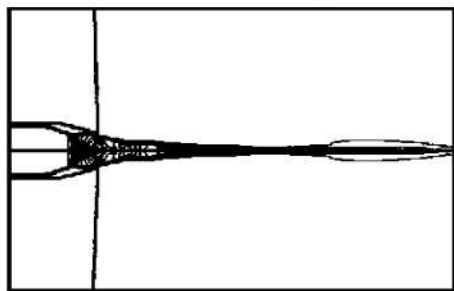


Fig. 6 Temperature contour map of the axis-symmetric C-D nozzle with two tabs in XZ plane

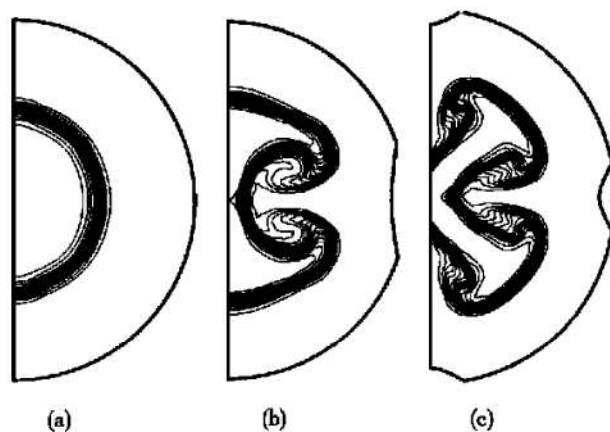


Fig. 7 Temperature contour map of the axis-symmetric C-D nozzle without tabs, with two tabs and with four tabs in YZ plane
(a) Without tabs; (b) With two tabs; (c) With four tabs

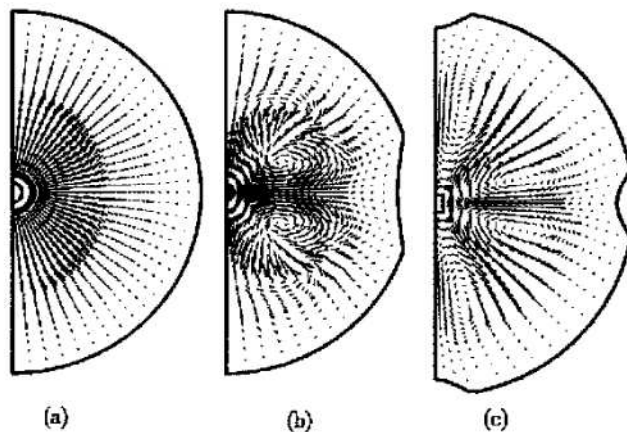


Fig. 8 Velocity vector map of the axis-symmetric C-D nozzle without tabs, with two tabs and with four tabs in YZ plane
(a) Without tabs; (b) With two tabs; (c) With four tabs

部的冷气流在小突片的作用下向热气流的中心逐步穿透, 从而使得喷管下游高温区的范围缩小。在带2个小突片的情况下, 喷管外部的冷气流由两侧对热气流进行穿透; 在带4个小突片的情况下, 喷管外部的冷气流由四周对热气流进行穿透。由此可见, 小突片的作用不可低估。

在相同条件下, 轴对称收-扩喷管内外流场 YZ 平面速度矢量图如图8所示。由图8可见, 在没有小突片的情况下, 喷管下游流场没有旋涡出现; 在带2个或4个三角形小突片的情况下, 喷管下游流场出现2对(2个小突片情况) 或者4对旋涡(4个小突片情况)。由此解释了在小突片的作用下, 喷管内外流场 XZ 平面等温线图和 YZ 平面等温线图出现变化的原因。以上计算结果定性来看与国内外类似研究的实验结果^[1-6]是一致的。

在完成不带小突片和带小突片的轴对称收-扩喷管内外流场计算之后,还进行了不带小突片和带小突片的轴对称收-扩喷管内特性计算。表 1 给出的是三角形小突片对轴对称收-扩喷管内特性影响的计算结果,由表 1 可见,在喷管出口安装小突片,对喷管流量系数 C_D 的影响不大,而小突片几何参数的变化对喷管推力系数 C_F 的影响比较明显。小突片的堵塞比越大,小突片的相对

高度越大,小突片的安装角越小,喷管的推力系数 C_F 越小。在相同的小突片几何参数情况下,小突片的数目变化对喷管推力系数 C_F 的影响不大。

表 2 给出梯形小突片对轴对称收-扩喷管内特性影响的计算结果。由表 1、表 2 对比可知,在相同的小突片几何参数情况下,小突片的形状变化对喷管推力系数 C_F 的影响不大。

Table 1 Inter performance of the axi-symmetric C-D nozzle with delta tabs

Tab's parameters			With two tabs		With four tabs		Without tabs	
H/D	B	Φ	C_D	C_F	C_D	C_F	C_D	C_F
0.08	0.02	135°	0.964 146	0.961 601	0.969 427	0.955 899	0.962 697	0.975 186
0.08	0.04	135°	0.966 909	0.952 299	0.965 269	0.955 210		
0.08	0.06	135°	0.964 179	0.951 121	0.966 277	0.948 715		
0.08	0.04	120°	0.967 109	0.947 423	0.967 742	0.947 567		
0.08	0.04	150°	0.967 475	0.957 269	0.969 756	0.956 281		
0.16	0.04	135°	0.967 009	0.945 293	0.967 482	0.945 850		

Table 2 Inter performance of the axi-symmetric C-D nozzle with echelon tabs

Tab's parameters			With two tabs		With four tabs		Without tabs	
H/D	B	Φ	C_D	C_F	C_D	C_F	C_D	C_F
0.08	0.04	135°	0.967 248	0.951 730	0.967 453	0.952 786	0.962 697	0.975 186
0.16	0.04	135°	0.967 120	0.945 139	0.965 150	0.955 586		

4 结束语

本文采用 Roe 通量差分分裂格式,成功地对带有小突片的轴对称收-扩喷管内外流场进行了数值模拟。计算结果表明:在喷管出口安装 2 个或 4 个小突片能使得喷管下游流场产生 2 对或 4 对流向涡,从而加剧了喷管内外冷热气流的掺混,使得喷管下游内外流掺混时间及距离大为缩短,并使射流核心区的温度分布显著改变,而小突片的几何参数、形状和数目变化对喷管的推力性能影响不大。计算结果定性来看与国内外类似研究的实验结果是一致的。采用小突片强化混合结构对于降低喷流噪声和抑制尾喷流红外辐射是非常有利的。

参考文献:

[1] Ahuja K K. Mixing enhancement and jet noise reduction through tabs plus ejectors[R] . AIAA Paper 93-4347.
[2] Zaman K B M Q, Reeder M F, Samimy M. Supersonic jet mixing enhancement by delta tabs[R] . AIAA Paper 92-3548.

[3] Greta W J, Smith C R. The flow structure and statistics on a passing mixing tab[J] . J. Fluid Eng. , Trans. ASME, V. 115, pp. 255-263, 1993.
[4] Reeder M F, Zaman K B M Q. Impact of tab location relative to the nozzle exit on jet distortion[J] . AIAA J. , V. 34, No. 1, 1996.
[5] 黄 勇, 吴建航, 吴寿生. 小突片强化混合研究[J] . 推进技术, 1999, 20(5) .
[6] 黄 勇, 郭志辉, 魏福清, 等. 小突片对热射流红外辐射的影响研究[J] , 推进技术, 2001, 22(2) .
[7] Roe P L. Approximate riemann solvers, parameter vectors and difference schemes[J] . Journal of Comp. Phys, V. 43, pp. 357 ~ 372, 1981.
[8] Jameson A, et al. Numerical solution of euler equations by finite volume method using runge-kutta time stepping schemes [R] . AIAA Paper 81~ 1259.
[9] Baldwin B S, Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separate turbulent flows[R] . AIAA Paper 78-0257.

(编辑: 盛汉泉)