

文章编号:1000-8055(2011)01-0141-07

二元保形非对称膨胀喷管流场特性

谢文忠, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 利用数值模拟方法对一种与无人飞行器后体一体化设计的二元保形大宽高比非对称膨胀喷管在地面状态的流场特性进行了研究, 获得了尾喷管推力性能和三维流动特征随落压比的变化趋势. 结果表明: 虽然二元保形非对称膨胀喷管沿横向存在非等强度膨胀, 但在研究范围内最佳落压比仍主要取决于上方短膨胀面结束位置面积与喉道面积之比; 沿横向不等强度膨胀诱发的二次流及旋涡流动能够增强环境冷流与喷流之间的掺混; 在研究的落压比范围内, 随着落压比的增加喷管的推力性能变化很缓慢.

关 键 词: 非对称膨胀喷管; 二元保形喷管; 流场特性; 二次流; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Flow field characteristics of a two-dimensional integrated asymmetry-expansion nozzle

XIE Wen-zhong, GUO Rong-wei

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The flow field characteristics of a two-dimensional uninhabited combat air vehicle (UCAV) aft-body integrated asymmetry-expansion nozzle in ground condition were simulated using a numerical approach which has been validated by NASA (National Aeronautics and Space Administration) experimental data. This study was conducted at NPR (nozzle pressure ratios) from 2.0 to 5.5. Results indicate: (1) In spite of nonuniform expansion at different transverse slices of the UAV (unmanned aerial vehicle) aft-body integrated nozzle, the maximum propulsive performance strongly lies on area ratio of upper shorter ramp end location to the throat. (2) The mixture of internal jet and external cold air can be enhanced by secondary flow and vortex, which are induced by the nonuniform expansion at different transverse slices of the UAV aft-body integrated nozzle. (3) As the NPR increases within this study, the propulsive performance of the nozzle varies a little.

Key words: asymmetry-expansion nozzle; two-dimensional integrated nozzle;
flow field characteristics; secondary flow; numerical simulation

基于无人作战飞行器 (uninhabited combat air vehicle, 简称 UCAV) 高隐身的性能需求, 其尾喷管的设计必须综合考虑气动、红外隐身和电磁隐身三者的相容性^[1]. 有关研究表明, 采用大宽高比的二元喷口截面形状能够增强喷出热流与外

界冷流之间的掺混, 降低喷流温度, 从而降低红外辐射^[2-5]. 另一方面, 从电磁隐身的角度出发, 要求喷口与后机身进行一体化设计, 且上下后缘与机身后缘平行. 上述两方面要求结合起来即为大宽高比二元保形非对称膨胀喷管, 这也是现阶段乃

收稿日期: 2010-07-01; 修订日期: 2010-10-10

作者简介: 谢文忠 (1981-), 男, 安徽黄山人, 讲师, 博士, 主要从事内流空气动力学及流场控制研究.

至未来飞行器尤其是无人作战飞行器尾喷管发展的一种趋势。

二元保形非对称膨胀喷管在气动型面上与单边膨胀喷管具有相似性,由于喷口处单侧气流边界的存在,使得其气动性能在一定的落压比范围内变化相对比较平缓,所以对于飞行包线仅为亚声速的飞行器,固定几何的单边膨胀喷管是可行的^[6]。不仅如此,单边膨胀喷管的较长下腹板对仰视红外探测器具有一定的遮蔽效果,减少被发现概率,类似的原理在美国的 B-2 隐形轰炸机和未来无人作战飞行器验证机 X-45A, X-47B 上都得到了广泛的应用。

从目前公开发表的文献来看,对于低速飞行器而言,国内外绝大多数研究主要集中于单边膨胀喷管的气动性能及流场特性的实验和数值仿真研究以及几何设计参数的选取等等。文献[6-9]通过实验研究了几何设计参数对单边膨胀喷管推力性能、后体阻力以及俯仰矢量角等的影响规律。文献[10]通过数值仿真研究了单斜面膨胀喷管几何参数对流场和性能的影响。

然而,上述研究都只是孤立地研究喷管型面,并没有带飞行器后体,且流场描述及分析也大多基于二维流态。但是可以预想,与飞行器后体保形设计的非对称尾喷管在不同横向位置切面内的面积扩张比是不同的,尾喷口附近流动将呈现较为显著的三维流动特征,所以仅基于二维分析研究喷管型面的气动性能及流场特性似乎是不够的。鉴于此,本文开展一种带后机体的大宽高比保形非对称膨胀喷管在地面静止冷喷流状态(通常实验是该种状态)的数值仿真研究,并对其三维流动特性进行了描述与分析。

1 物理模型

图 1 给出了本研究与飞行器后体融合设计的二元非对称膨胀喷管型面主要几何尺寸示意图(1/2 模型),该喷管的设计落压比 $\gamma_{\text{np},d}=4.2$ 。其中,内通道的几何型面过渡均采用“S 形”规律进行控制,喉道截面为 6:1 的矩形,尾缘后掠角与飞行器后体相平行,尾喷口上方短膨胀面结束位置面积与喉道面积之比为 1.216,尾喷口后缘轮廓与轴向垂直平面内的投影面积与喉道面积之比为 1.320。

图 2 给出了尾喷管计算域网格示意图,总网格数约 300 万,为了减小边界条件设置对计算结果的影响,自尾喷口向上游流场区域延伸了 9D,

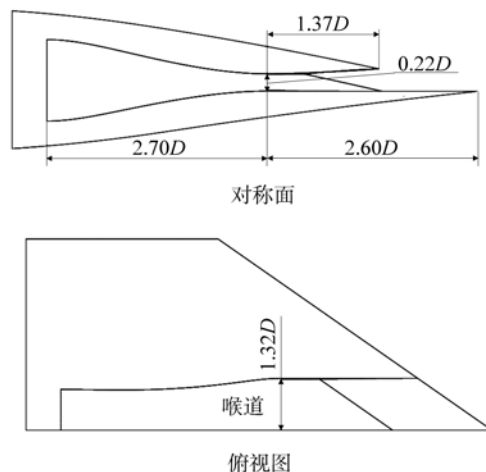


图 1 尾喷管及后体型面主要几何尺寸示意图(1/2 模型)

Fig. 1 Model of nozzle and aft-body (1/2 model)

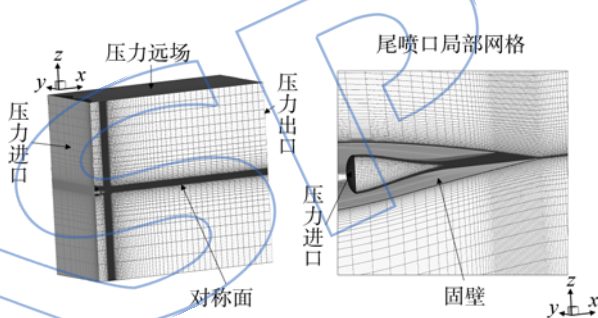


图 2 尾喷管计算域网格示意图

Fig. 2 Grid of nozzle

向下游流场区域延伸了 116D,后机身上、下及侧部均延伸了 58D(D 为喷管进口直径)。

边界条件包含压力进口、压力远场、压力出口、对称面和固壁等,主要边界条件输入参数详见表 1。

表 1 喷管主要计算参数

Table 1 Flow conditions of nozzle

参数	数值
高度/km	0
飞行马赫数	0
外界环境压力/Pa	101325
外界环境温度/K	288
喷流温度/K	288
喷管落压比范围	2.0~5.5

鉴于单边膨胀喷管出口截面形状比较复杂,本文在 CFD(计算流体动力学)中采取如下方式

计算喷管实际推力,选取喷管出口截面 A_e ,总的实际推力计算公式如下:

$$\mathbf{F} = \int_{A_e} [\rho \mathbf{V}(\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) + (p - p_a)\mathbf{n}] dA \quad (1)$$

具体在三维坐标中按式(2)分别在喷管出口截面 A_e 上沿 x, y, z 三个方向上进行积分得到相应方向的作用力

$$\begin{cases} F_x = \int_{A_e} [\rho V_x V_n + (p - p_a)n_x] dA \\ F_y = \int_{A_e} [\rho V_y V_n + (p - p_a)n_y] dA \\ F_z = \int_{A_e} [\rho V_z V_n + (p - p_a)n_z] dA \end{cases} \quad (2)$$

其中 $\mathbf{V}$ 为喷管出口截面微元面的速度矢量, $\mathbf{n}$ 为微元面单位外法矢, n_x, n_y, n_z 为微元面外法矢的方向余弦, V_n 为微元面法向速度, $V_n = V_x \cdot n_x + V_y \cdot n_y + V_z \cdot n_z$.

则实际推力 $F = \sqrt{F_x^2 + F_y^2 + F_z^2}$.

2 数值方法验证

在文献[11]中提取了其中一种单边膨胀喷管的型面数据,该喷管喉道截面处的宽高比为4:1,进行了三维造型和网格划分.数值仿真使用的是 Fluent 求解器进行求解.具体在求解过程中,本文采用 MacDormack 等人提出的有限体积法对雷诺平均后的三维 N-S (Navier-Stokes) 方程进行离散.其中无黏对流通量采用基于 MUSCL (monotone upstream-centered scheme for conservation laws) 插值的 Roe 格式进行裂解,黏性通量采用二阶中心差分格式进行离散,而时间推进则使用 LU-SGS (lower-upper symmetric Gauss-Seidel) 隐式方法.研究中的湍流模型选用了 S-A (Spalart-Allmaras) 模型.涉及到的边界条件包含压力进口、压力远场、压力出口、对称面和固壁等.计算参数选取与实验设置相同,即在地面静止(无外流)状态下温度为 288 K 的干燥冷空气喷出,环境压力为大气压.

图 3 给出了算例喷管轴向推力系数 F/F_i 和推力俯仰角 δ_p 随落压比 γ_{npr} 变化趋势的仿真与实验结果对比,可以看出,仿真结果的性能参数随着落压比的变化趋势与实验结果一致,并且幅值非常相近,其轴向推力系数最大相对误差仅为 0.83%.因此本研究所采用的算法对模拟该类尾喷管

的有效仿真技术手段.

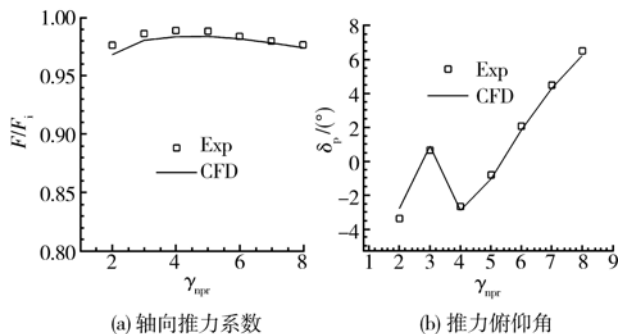


图3 算例喷管性能参数的仿真与实验结果对比

Fig. 3 Differences of nozzle performance between simulation and experiment

3 计算结果及分析

通过数值仿真获得了图1所示的大宽高比保形非对称膨胀喷管在地面状态轴向推力系数 F/F_i 和推力俯仰角 δ_p 随落压比 γ_{npr} 的变化曲线,并对其流场特性进行了分析.

3.1 性能曲线

图4给出了二元非对称单边膨胀喷管轴向推力系数随落压比的变化曲线,可以看出,随着落压比从2增加到5.5,轴向推力系数先增加后缓慢减小,且总的变化幅度在1.8%以内,说明在研究落压比范围内,该喷管的轴向推力系数变化较为平缓.其中,在设计落压比 $\gamma_{npr}=4.2$ 时,轴向推力系数为0.9846.

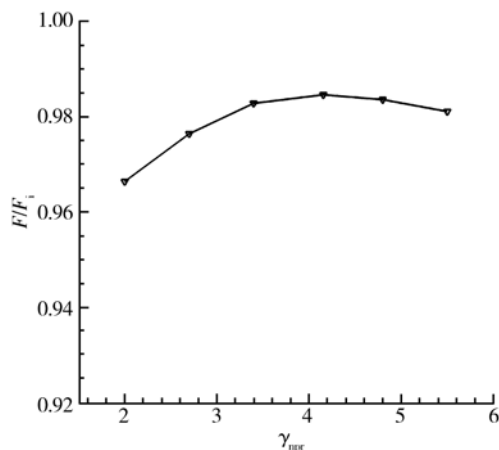


图4 轴向推力系数随落压比的变化曲线

Fig. 4 Thrust along body axis versus nozzle pressure ratio

图5给出的是推力俯仰角随落压比的变化曲线,由图可知,随着落压比的增加,推力俯仰角的

绝对值先减小后增加,在设计落压比 $\gamma_{npr} = 4.2$ 时, δ_p 的绝对值最小,仅为 0.02° ,且最大变化幅度不超过 3° . 通过与文献[6]对比可知,本研究方案推力俯仰角的绝对值变化幅度较小,有利于总体力矩配平.

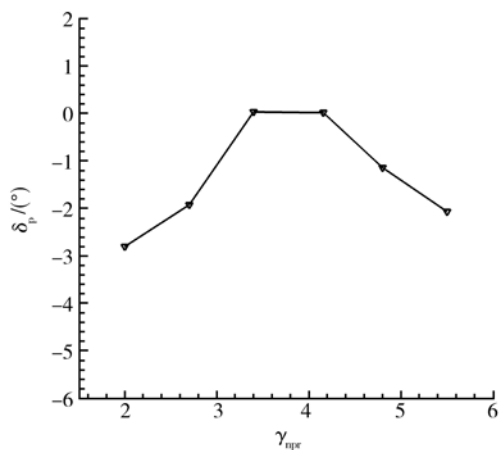


图5 推力俯仰角随落压比的变化曲线

Fig. 5 Pitch-vector angle versus nozzle pressure ratio

3.2 流场特性分析

3.2.1 低落压比 $\gamma_{npr} = 2.0$

图6给出了低落压比 $\gamma_{npr} = 2.0$ 时喷口附近对称面马赫数分布,图中显示,此时喷管处于过膨胀状态,在喉道之后的扩张内型面上存在一结尾激波,其形态接近于正激波,结尾激波根部存在激波/边界层干扰,使得边界层厚度增加,由于波前马赫数仅约为 1.39,激波强度较弱,并未引发边界层分离,但激波/边界层干扰导致边界层厚度明显增厚,并且边界层内低能流所占的比例增加,使得近壁区气流在喷出喷口之前就形成了一定厚度的剪切层,这直接导致了图6中喷流剪切层厚度的快速增长.

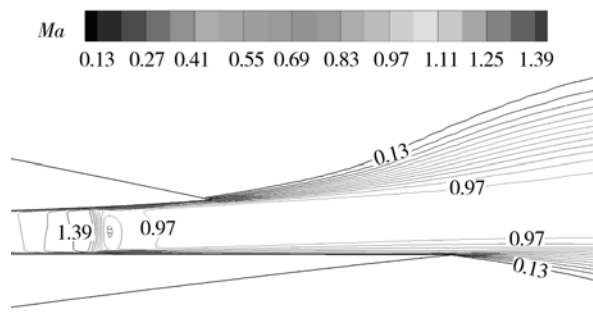


图6 $\gamma_{npr} = 2.0$ 时喷口附近对称面马赫数分布

Fig. 6 Contours of Mach number at symmetry when $\gamma_{npr} = 2.0$

图7给出的是 $\gamma_{npr} = 2.0$ 时喷口沿横向不同切面内的马赫数分布,从图中可以看出,因为喷口尾缘后掠,使得结尾激波的横向位置也存在一定程度的后掠(与 y 轴相比),但是其后掠角远小于喷口尾缘后掠角. 由于与飞行器后体一体化设计,在上方短膨胀面结束位置,从对称面至侧壁方向的面积扩张比依次减小,结尾激波的波前马赫数也由 1.39 逐渐减小到 1.32,且结尾激波的形态由对称面上接近于正激波退化为最边上(0.924 倍喉道宽度)截面的弱斜激波(参见图8),所以过膨胀程度从对称面至侧壁依次相应减小.

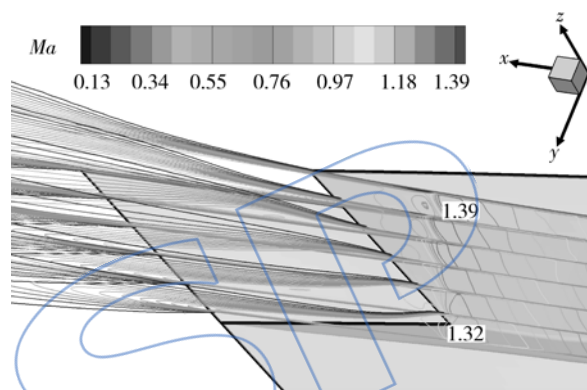


图7 $\gamma_{npr} = 2.0$ 时喷口沿横向不同切面内的马赫数分布

Fig. 7 Contours of Mach number at transverse slices when $\gamma_{npr} = 2.0$

在 0.924 倍喉道宽度切面上的结尾激波形态为弱斜激波(如图8所示),其原因在于:由于喷口后掠,从顺流方向看,上方短膨胀面上角区结束位置最先暴露在外流场,并且此时喷管处于过膨胀状态,外界环境的压力也在此处最先影响到喷流的激波形态,再加上此时最边上切面结尾激波位置恰好位于喷口附近,所以形成了图示中的弱斜激波形态.

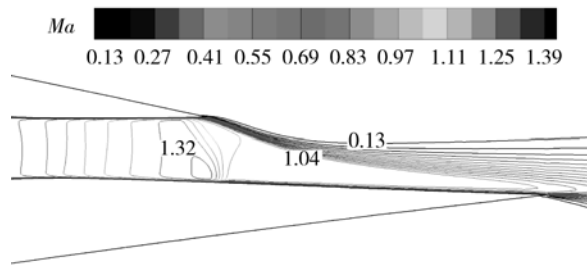


图8 $\gamma_{npr} = 2.0$ 时喷口 0.924 倍喉道宽度的切面内马赫数分布

Fig. 8 Contours of Mach number at side slice when $\gamma_{npr} = 2.0$

图 9 给出的是 $\gamma_{\text{npr}} = 2.0$ 时尾喷口沿程横截面马赫数及二次流分布(各截面相对于后缘点的轴向站位依次是 $-1.5D$, $-0.5D$, $0.5D$ 和 $1.5D$, 其中二次流图谱的轴向站位为 $-1.5D$ 处, 下文同)。由图可以看出, 在过膨胀状态下, 尾喷流的横截面形状由出口前的矩形逐渐过渡到“桃子”状, 发生这样的变化与上膨胀面结束位置的二次流分布有关。由相对于后缘点轴向站位为 $-1.5D$ 处横截面二次流分布可以看出, 在喷口侧部机身表面存在大量气流向对称面附近迁移, 且在约 0.5 倍宽度附近处存在一个沿顺流向观察为逆时针旋转的旋涡流动, 在该二次流作用下尾喷流在靠近对称面处上方的气流快速堆积。此外, 该二次流及旋涡流动的存在能够增强真实飞行状态下外界环境冷空气和发动机热喷流之间的掺混, 有望较快地降低喷流的温度, 对红外隐身有利^[12]。

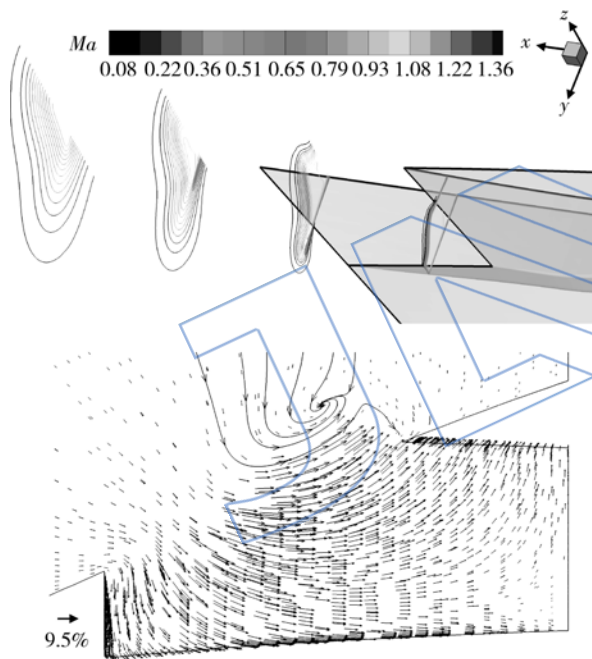


图 9 $\gamma_{\text{npr}} = 2.0$ 时尾喷口横截面马赫数及二次流分布图谱

Fig. 9 Contours of Mach number and secondary flow of cross sections around nozzle exit when $\gamma_{\text{npr}} = 2.0$

3.2.2 设计落压比 $\gamma_{\text{npr}} = 4.2$

图 10 给出了设计落压比 $\gamma_{\text{npr}} = 4.2$ 时全局及喷口附近对称面马赫数分布, 由图可知, 喷流相对于上方短膨胀面结尾之前的喷管型面而言, 由于对称面上上方短膨胀面结尾位置出口高度与喉道高度之比为 1.297 大于落压比 4.2 所对应的设计面积比 1.244 , 所以在对称面上气流仍处于过膨胀状态。从上方短膨胀面结尾之前产生一道斜激

波对上游的过膨胀气流进行压缩, 此后下腹长膨胀面上后压缩节和膨胀节交替出现, 核心流的压力也相应呈现起伏变化, 且共有一个压缩节加一个膨胀节再加 0.5 个压缩节位于下腹长膨胀面上, 使得喷管最终由于喷流引起的 z 向受力几乎为 0 。

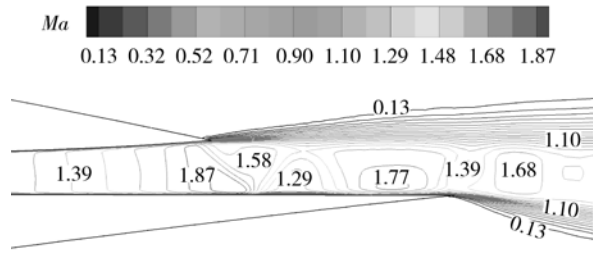


图 10 $\gamma_{\text{npr}} = 4.2$ 时喷口附近对称面马赫数分布
Fig. 10 Contours of Mach number at symmetry when $\gamma_{\text{npr}} = 4.2$

与低落压比时(参见图 6)相比, 设计落压比下喷流剪切层厚度的增长相对较慢。主要是因为: 虽然在设计落压比时下腹长膨胀面上也存在斜激波/边界层干扰, 按图 10 所示第一道斜激波波前马赫数为 1.87 和斜激波角约为 42° 来计算得到其前后压力比值为 1.675 , 而图 6 中按波前马赫数为 1.39 的正激波计算得到的前后压力比为 2.087 , 说明设计状态下斜激波引起的当地逆压力梯度要小于低落压比状态, 那么相应的边界层厚度增加相对较慢, 从而使得两者在后续喷流剪切层厚度的增长上表现出差异。

图 11 给出的是 $\gamma_{\text{npr}} = 4.2$ 时喷口沿横向不同切面内的马赫数分布, 从图中可以看出, 上方短膨胀面结束位置附近的马赫数依次减小, 这是喷口尾缘后切以及尾喷口在不同横向站位上的面积比不同所致。仔细观察第四个切面 (0.554 倍喉道宽度), 由于上膨胀面结束位置高度与喉道高度之比为 1.222 略低于落压比 4.2 所对应的设计面积比 1.244 , 所以该切面上的气流处于弱欠膨胀状态, 且接近于完全膨胀状态。而对于最侧向切面 (0.924 倍喉道宽度), 由于上膨胀面结束位置出口高度与喉道高度之比为 1.084 小于落压比 4.2 所对应的设计面积比 1.244 , 所以该切面上的气流处于欠膨胀状态。从平均意义上来看, 由于所设计尾喷管在上膨胀面结束位置出口面截面在轴向垂面内投影面积与喉道面积之比为 1.216 , 略小于设计落压比 4.2 所对应的设计面积比 1.244 , 其差值由上方短膨胀面之后的下腹膨胀面与自由

气流边界之间的继续膨胀得以弥补,使得该尾喷管方案在设计压比 4.2 时具有最佳性能.这一点与文献[6]所论述的观点“单边膨胀喷管第一个性能峰值主要取决于短膨胀面结束位置的面积与喉道面积之比”是基本一致的.

图 12 给出的是 $\gamma_{\text{npr}}=4.2$ 时尾喷口沿程横截面马赫数及二次流分布.从图中可以看出,在 $\gamma_{\text{npr}}=4.2$ 时,尾喷流的横截面形状由出口前的矩

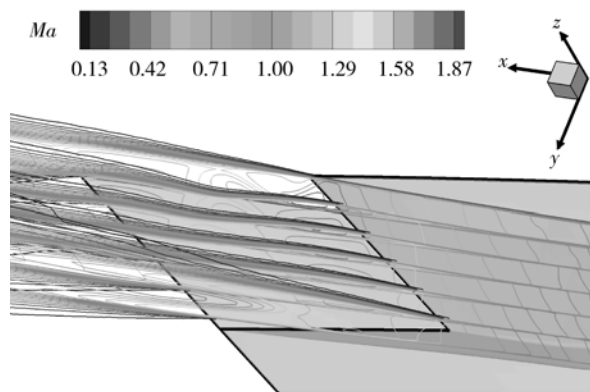


图 11 $\gamma_{\text{npr}}=4.2$ 时喷口沿横向不同切面内的马赫数分布

Fig. 11 Contours of Mach number at transverse slices when $\gamma_{\text{npr}}=4.2$

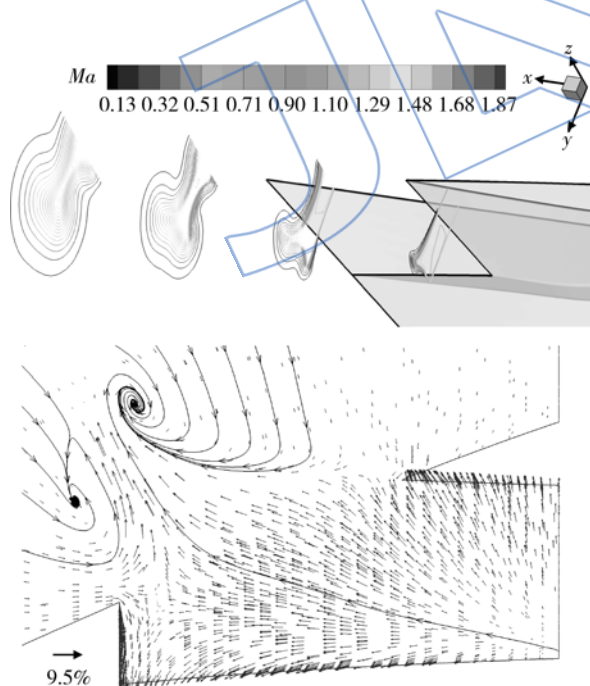


图 12 $\gamma_{\text{npr}}=4.2$ 时尾喷口横截面马赫数及二次流分布图谱

Fig. 12 Contours of Mach number and secondary flow of cross sections around nozzle exit when $\gamma_{\text{npr}}=4.2$

形逐渐过渡到“领结”状,这可由相对于后缘点轴向站位为 $-1.5D$ 处横截面二次流分布得到解释,由图可知,存在大量喷流气流向侧上方角区的外流场迁移,且形成一对旋涡流动,在该二次流作用下尾喷流形成的射流在侧边上的厚度快速增加.此外,该二次流及旋涡流动的存在同样能够增强外界环境冷空气和热喷流之间的掺混,从而较快地降低喷流的温度,对红外隐身有利.

3.2.3 高落压比 $\gamma_{\text{npr}}=5.5$

图 13 给出了高落压比 $\gamma_{\text{npr}}=5.5$ 时全局及喷口附近对称面马赫数分布,虽然对称面上上方短膨胀面结尾位置出口高度与喉道高度之比为 1.297 小于落压比 5.5 所对应的设计面积比 1.409,但是此时影响气流膨胀程度的不仅仅局限于上膨胀面结尾位置的当地面积,还受到下腹延伸膨胀面和自由气流边界的影响,使得在对称面上气流仍处于过膨胀状态,只是与 $\gamma_{\text{npr}}=4.2$ 状态相比,上方短膨胀面结束位置的斜激波角度有所减小.此外,喷流核心流平均偏转角度约 2.0° ,仔细与 $\gamma_{\text{npr}}=4.2$ 状态的流动图谱(参见图 10)进行对比,可以发现该气流偏转角的来源与下方长膨胀面上压缩节和膨胀节的分布似乎有关,由于此时在长膨胀面上恰好是一个压缩节加一个膨胀节,而在长膨胀面结束处的自由气流界面上生成一道压缩斜激波,从而使气流在此处发生向上偏转.

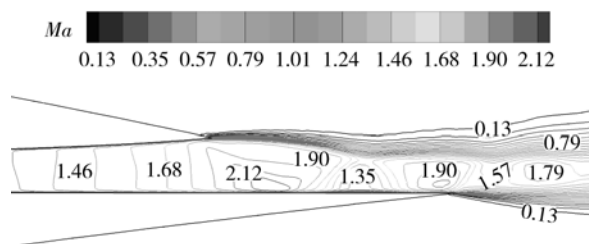


图 13 $\gamma_{\text{npr}}=5.5$ 时喷口附近对称面马赫数分布

Fig. 13 Contours of Mach number at symmetry when $\gamma_{\text{npr}}=5.5$

由于其他相关流场图谱与 $\gamma_{\text{npr}}=4.2$ 总体上相似,此处不再赘述.

4 结 论

通过对一种与无人飞行器后体一体化设计的二元非对称膨胀喷管方案在地面冷喷流状态流场特性的仿真研究,得出如下主要结论:

1) 尽管与飞行器后体保形设计的非对称尾喷管在不同横向位置切面内的面积扩张比不同引起的气流膨胀程度不同,但研究范围内最佳性能对应落压比仍主要取决于上方短膨胀面结束位置的面积与喉道面积之比。

2) 与飞行器后体一体化设计的尾喷口形式造成的沿横向不等强度膨胀诱发的二次流及旋涡流动增强了环境冷流与喷流之间的掺混,对真实飞行状态下降低红外辐射有利。

3) 随着落压比从 2.0 增加到 5.5,轴向推力系数总的变化幅度在 1.8% 以内,推力俯仰角的绝对值最大变化幅度不超过 3° ,有利于总体力矩配平。其中,在设计落压比 $\gamma_{\text{upr}}=4.2$ 时,轴向推力系数为 0.9846,推力俯仰角的绝对值仅为 0.02° 。

参考文献:

- [1] Johansson M. Propulsion integration in an UAV [R]. AIAA Paper 2006-2834, 2006.
- [2] 理查森 D. 现代隐身飞机 [M]. 魏志祥, 顾维征, 李景忠, 等, 译. 北京: 科学出版社, 1991.
- [3] 郑礼宝. 全尺寸二元喷管红外辐射特性研究 [J]. 航空学报, 2002, 23(2): 140-142.
ZHENG Libao. Infrared emissions from turbojet with two dimensional nozzle [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(2): 140-142. (in Chinese)
- [4] 张勃, 吉洪湖. 大宽高比矩形喷管的射流与外流掺混特性的数值研究 [J]. 航空动力学报, 2005, 20(1): 104-110.
ZHANG Bo, JI Honghu. Numerical investigation of mixing characteristics of jets from rectangular nozzles with large aspect ratio [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1): 104-110. (in Chinese)
- [5] 张勃, 吉洪湖, 罗明东. 宽高比对尾向可见明火矩形喷管红外抑制特性影响研究 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(11): 1820-1825.
ZHANG Bo, JI Honghu, LUO Mingdong. Research of the influence of aspect ratio on infrared suppressing characteristics of rectangular nozzles [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1820-1825. (in Chinese)
- [6] Capone F J, Re R J, Bare E A. Parametric investigation of single-expansion-ramp nozzles at Mach numbers from 0.60 to 1.20 [R]. NASA-TP-3240, 1992.
- [7] Berrier B L, Leavitt L D. Static internal performance of single-expansion-ramp nozzles with thrust-vectoring capability up to 60° [R]. NASA-TP-2364, 1984.
- [8] Capone F J, Re R J, Bare E A. Parametric study of single expansion ramp nozzles at subsonic/transonic speeds [R]. AIAA Paper 87-1836, 1987.
- [9] MacLean M K. Static internal performance tests of single expansion ramp nozzle concepts designed with LO considerations [R]. AIAA Paper 93-2429, 1993.
- [10] 汪维娜, 王占学, 乔渭阳. 单斜面膨胀喷管几何参数对流场和性能的影响 [J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 280-284.
WANG Weina, WANG Zhanxue, QIAO Weiyang. Investigation of the influence of single expansion ramp nozzle geometric parameters on flow field and performance [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 280-284. (in Chinese)
- [11] Capone F J, Schirmer A W. Static internal performance of a single expansion ramp nozzle with multiaxis thrust vectoring capability [R]. NASA-TM-4450, 1994.
- [12] 黄宏艳, 王强. V 形尾缘喷管流场与红外特性的数值模拟 [J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(2): 158-161.
HUANG Hongyan, WANG Qiang. Numerical simulation on flow field and infrared characteristics [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(2): 158-161. (in Chinese)