

二次流引射对保形非对称喷管性能的影响*

马松^{1,2}, 谭建国¹, 张志伟², 朱伟^{1,2}, 姜浩²

(1. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073;

2. 沈阳飞机设计研究所, 辽宁沈阳 110035)

摘要: 发动机与飞机后体结构设计合理与否直接影响发动机的部件匹配和性能。利用三维雷诺平均 N-S 方程和 $k-\omega$ SST 湍流模型对飞翼布局无人机保形非对称喷管在典型飞行状态下开展了内外流场特性的数值分析, 获得了后体尾喷管推力性能和三维流动特征随二次流压力比的变化趋势。结果表明: 发动机喷管落压比条件一定的前提下, 通过合理优化二次流通道、增大二次流压力比, 可以有效改善后体/喷管主流流场特性; 当二次流与主流的流量比在 0.2% ~ 1.86% 内时, 后体尾喷管轴向推力系数的变化幅度大约为 3%, 在一定程度上能够减弱发动机主流的过膨胀程度, 减小发动机推力损失, 无人机后体尾喷管性能得到显著提高。

关键词: 非对称喷管; 数值分析; 流场特性; 二次流; 落压比

中图分类号: V221 文献标志码: A 文章编号: 1001-2486(2018)06-044-08

Influence of secondary flow ejection on the performance of conformal asymmetric nozzle

MA Song^{1,2}, TAN Jianguo¹, ZHANG Zhiwei², ZHU Wei^{1,2}, JIANG Hao²

(1. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: The reasonability of the structure design of aircraft engine and after-body directly affects the components matching and performance of the engine. The numerical analysis for the internal and external field characteristics of the conformal asymmetric nozzle of flying-wing unmanned aerial vehicle in the typical flight condition was carried out by adopting the 3D Reynolds-averaged N-S equation and $k-\omega$ SST turbulence model. The thrust performance of after-body nozzle and also the variation trend of the 3D flow characteristics against the blow-down ratio of secondary flow were obtained. The results show that under a fixed blow-down ratio of the engine nozzle, the main flow field characteristics of the after-body nozzle can be effectively improved by reasonably optimizing the secondary flow channel and increasing the blow-down ratio of secondary flow; when the flow rate of secondary flow and main flow is within the range of 0.2% to 1.86%, the changing range of nozzle axial thrust coefficient is about 3%. Overexpansion of the engine's main flow is weakened to a certain extent and thrust loss of the engine is decreased. Therefore, the blow-down ratio of secondary flow has great influence on the performance of the after-body nozzle of unmanned aerial vehicle.

Key words: asymmetric nozzle; numerical analysis; field characteristics; secondary flow; blow-down ratio

隐身无人作战飞机(Uninhabited Combat Air Vehicle,UCAV)一般采用翼身融合设计的无尾飞翼布局形式,发动机嵌入在飞机机体内部^[1],其本身的喷管与后体结构采用一体化设计,无法直接通到机体之外,需要通过一段连接发动机喷口和后机身表面的延伸尾喷管完成排气功能。喷管的型面设计以及性能参数随飞行条件的不同会有很大的变化,对喷管落压比和排气速度会存在很大的影响,最终会影响后机身表面气流和附面

层^[2]的流动。由于UCAV需要满足高隐身性的要求,其尾喷管与后体结构必须综合考虑气动性能、电磁隐身以及红外隐身三者之间的相容性设计。有关研究表明:采用大宽高比的二元喷管是一种有效抑制高温排气尾流红外辐射的手段,其圆转矩形的过渡段和矩形尾喷口能够强化发动机喷流与冷却气流的掺混作用,有利于降低发动机核心喷流的温度,减少喷管内部高温壁面的投影面积,从而降低发动机喷流的红外辐射^[3];二元

* 收稿日期:2017-09-11

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11272351)

作者简介:马松(1984—),男,湖北荆州人,博士研究生,E-mail:masonghit@sina.com;

谭建国(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:jianguotan@nudt.edu.cn

喷管相较于轴对称喷管,会引起部分的推力损失,喷管效率下降1%,发动机推力下降大于1%且随着飞行马赫数的增加而增加。采用引射喷管能够有效地改善低落压比范围工作的尾喷管的性能,减小喷管过度膨胀引起的损失,改善发动机部件与飞机后体的匹配特性。

对于带二次流引射流动的非对称保形尾喷管的设计,需要从发动机与飞机后体一体化设计的角度考虑,将喷管壁面冷却、壁面遮挡、引入二次流实现主动掺混以降低排气尾焰温度等技术措施进行综合优化设计。国内外研究主要集中于单膨胀斜面喷管(Single Expansion Ramp Nozzle, SERN),此类喷管属于非对称排气喷管,在进行总体方案设计时必须考虑几何参数变化对其内部特有的流动结构、内外流场耦合等的影响。SERN出口处单侧气流射流边界的存在会使得气动性能在一定的落压比范围内变化相对平缓,同时其较长的膨胀边可遮挡某些重要方位的高温喷口和热喷流红外辐射,由于二元非对称保形尾喷管在气动型面上与SERN具有相似性,可利用引射的二次流对喷管的高温尾流和壁面结构进行冷却,提升隐身性能。李书等^[4]从飞发一体化的角度,引入横向掺混技术进行尾喷管构型设计,分析了圆形喷管和矩形喷管流场温度分布情况,提出矩形喷口的主动冷却效果明显高于圆形喷口的。Greathouse等^[5]研究了主流压比、次流压比、直径比等参数变化对轴对称收敛喷管引射性能和推力系数的影响。张堃元等^[6]通过风洞试验研究了平面二维非对称大膨胀比喷管跨声速飞行时的喷管特性,通过引入二次流引射能够有效地抑制喷管膨胀面的气流分离从而显著改善低压比范围工作的SERN性能。刘爱华等^[7]数值模拟了SERN内外流场,研究了二次流喷射对SERN非设计状态性能的影响,提出喷射流量和喷射角度是影响喷管性能的主要因素。王强等^[8]对基于流体注入控制的轴对称矢量喷管内流场进行了数值模拟,提出二次流流量和压强以及注入位置会影响喷管矢量角。Gamble和Haid^[9]采用数值模拟的方法首次将基于二次流喷射形成激波的流动控制技术应用于SERN中,发现二次流喷射产生的斜激波可以使SERN的上膨胀斜面处的气流分离,增大上膨胀斜面的压力,喷管性能得到较大程度地提高。以上文献对于SERN的研究很多都是孤立地研究喷管型面,流场特性描述是基于二维流态,并且二次流引射未考虑发动机舱实际的流动换热效应。与飞行器后体进行保形设计的非对称

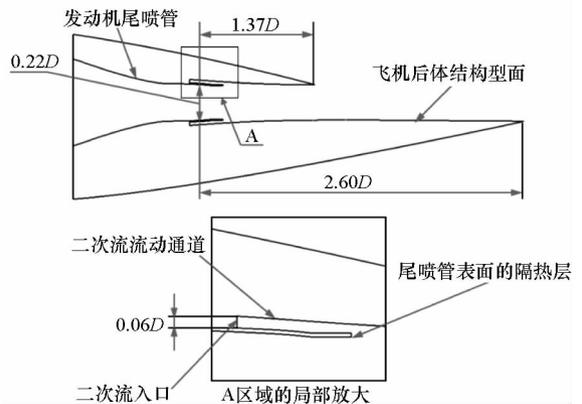
尾喷管在不同横向位置切面内的面积扩张比是不同的,其附近流动将呈现较为显著的三维流动特征。本文开展一种飞翼无人机后体的大宽高比保形非对称膨胀喷管在典型飞行状态下的数值仿真研究,综合考虑二次流的流动换热效应,对喷管及后体进行了三维流动特性计算和分析,为无人机的喷管和后体一体化综合设计提供参考。

1 物理模型

本研究采用一种与飞翼无人飞行器后体融合设计的二元非对称膨胀喷管构型,尾喷管内通道的几何型面过渡均采用“S形”规律进行控制,基于隐身和保形的总体要求,不破坏原翼身光滑表面,喉道截面采用椭圆形设计。图1给出了二元非对称膨胀喷管型面主要几何尺寸示意图,尾喷管上方短膨胀面出口面积与发动机喉道面积比 $Ar = 1.24$ 。为了满足后体保形设计要求,尾喷口前后边线与飞机前后缘平行,侧边线分别向左右倾斜扩张,尾喷口后缘轮廓线均从机身翼面上截取,不破坏原气动型面,喷管设计落压比 $NPR = 4.16$,尾喷口后缘轮廓在轴向垂直平面内的投影面积与喉道面积之比为1.320。二次流进口截面距离上方短膨胀面结束位置为 $1.42D$ (D 为喷管进口直径)。



(a) 非对称保形尾喷管模型局部结构示意图
(a) Schematic diagram of partial structure of asymmetric conformal nozzle model



(b) 尾喷管及后体二维结构示意图
(b) Two-dimensional structure diagram of nozzle and after-body

图1 尾喷管及后体型面结构简图

Fig. 1 Schematic diagram of nozzle and after-body structure

图2 给出尾喷管及后体局部网格示意图,由

于计算模型具有对称性,为减少计算量,采用半模进行计算,计算域包括喷管的内外流场。为了减小边界条件设置对计算结果的影响,自尾喷管进口截面向上游流场区域延伸了 $6D$, 向下游区域延伸了 $102D$, 外流上、下边界与喷管外壁面的距离分别为 $18.2D$ 和 $17.4D$ 。取总网格数约 360 万, 计算采用多面体网格进行区域离散处理, 考虑黏性计算需要, 在喷管壁面处对网格进行了加密处理, 物面第一层网格距物面约 2.5×10^{-5} m。

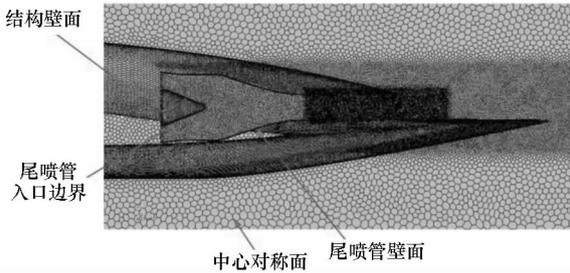


图 2 尾喷管及后体局部网格示意图

Fig. 2 Grid diagram of nozzle and after-body

2 基本控制方程

2.1 计算方法

计算中忽略流体质量力, 不考虑燃烧过程计算中的化学反应以及热辐射的影响, 假设气流为纯气相的理想流体, 基于求解强守恒三维雷诺平均 N-S 方程^[10-14]对黏性流场进行数值模拟。对于湍流流动采用 Boussinesq 假设, 则在 Cartesian 坐标系下, 雷诺平均 N-S 方程可以写成如下形式:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F_{inv}}{\partial x} + \frac{\partial G_{inv}}{\partial y} + \frac{\partial H_{inv}}{\partial z} = S + \frac{\partial F_{vis}}{\partial x} + \frac{\partial G_{vis}}{\partial y} + \frac{\partial H_{vis}}{\partial z} \quad (1)$$

其中: Q 表示独立变量; F_{inv} 、 G_{inv} 、 H_{inv} 分别表示无黏性通量项; F_{vis} 、 G_{vis} 、 H_{vis} 分别表示黏性通量项; S 表示源项。

2.2 参数定义

喷管落压比 $R_{np} = p_{noz}^*/p_a$, 二次流压力比 $R_{sp} = p_{sec}^*/p_{noz}^*$, 其中, p_{noz}^* 表示喷管进口总压, p_a 表示环境压力, p_{sec}^* 表示二次流入口总压。

鉴于 SERN 出口截面形状的复杂性, 在数值仿真结果后处理过程中, 选取喷管出口截面 A_e , 采取如式(1)所示实际推力计算公式进行性能参数分析:

$$F = \int_{A_e} [\rho \mathbf{V}(\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) + (p - p_a)\mathbf{n}] dA \quad (2)$$

其中, ρ 为气体密度, p 为气体压力, \mathbf{V} 为喷管出口截面微元面速度矢量, \mathbf{n} 为微元面单位外法矢, A 为喷管出口面积。

推力系数 C_{fg} 为实际推力与理想推力(主流与二次流理想推力之和)之比:

$$C_{fg} = F / (F_{ip} + F_{isec}) \quad (3)$$

理想推力可由一维等熵流动方程确定:

$$F_{ip} = \sqrt{\frac{2\gamma R}{\gamma-1}} W_p \sqrt{T_p^* \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_{noz}^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (4)$$

$$F_{isec} = \sqrt{\frac{2\gamma R}{\gamma-1}} W_{sec} \sqrt{T_{sec}^* \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_{sec}^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (5)$$

其中, γ 为气体比热比, R 为气体常数, T_p^* 为气流总温, T_{sec}^* 为二次流总温。

总质量流量系数 C_D 为主、二次流实际流量之和与理想流量之比:

$$C_D = (W_p + W_{sec}) / (W_{ip} + W_{isec}) \quad (6)$$

2.3 计算边界条件

选取高度 $H = 5$ km、 $Ma = 0.6$ 为典型状态点对比分析不同二次流出口对主喷流的影响规律, 主要边界条件输入参数详见表 1。

表 1 喷管主要计算参数

Tab. 1 Main parameters of nozzle

序号	喷管特性参数		二次流出口参数		面积比
	落压比	总温/	落压比	总温/	
	R_{np}	K	R_{sp}	K	
1	3.66	996	0.267 7	300	2.941
2	3.66	996	0.284 4	300	2.941
3	3.66	996	0.301 2	300	2.941
4	3.66	996	0.317 9	300	2.941
5	3.66	996	0.334 6	300	2.941

2.4 数值计算方法验证

为了验证算法的有效性, 分别采用 3 套不同构型的 S 弯尾喷管模型进行风洞吹风试验研究, 试验模型主要尺寸参数如图 3 所示。3 套风洞试验模型主要区别在于喷管喉道出口面积比不同, 如表 2 所示。由于不同湍流模型对具有复杂分离流动特点的模型计算存在不同的效果, 采用 $k-\omega$ SST (shear stress transport) 两方程湍流模型进行数值模拟及试验对比。 $k-\omega$ SST 两方程湍流模型对分离的模拟精度更高, 且 SST 湍流模型综合了 $k-\omega$ 在近壁模拟和 $k-\varepsilon$ 在外部模拟的优点, 既能模拟大分离流动, 又能克服

模拟对自由来流条件较敏感的缺陷,从而提高模型稳定性,故适用于本文数值模拟。本文采用四阶龙格-库塔法进行时间推进求解,空间离散采用二阶迎风格式离散求解,黏性项采用中心差分格式。

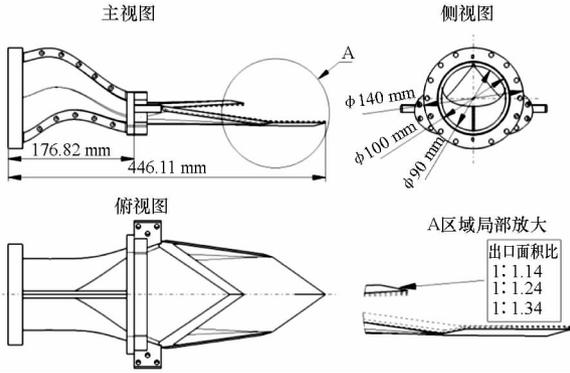


图3 试验用S弯喷管模型主要尺寸参数
Fig. 3 Main parameters of the S-nozzle model

表2 二元喷管模型参数

Tab. 2 Parameters of the 2-D nozzle model

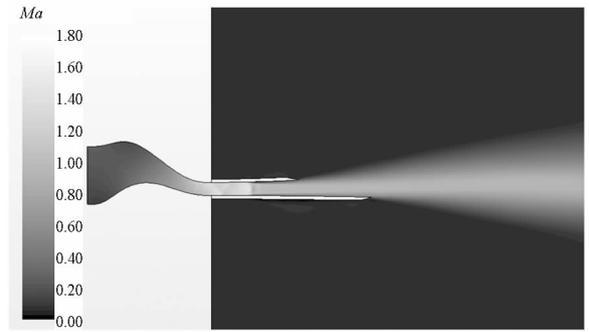
序号	S弯喷管 $A_8 : A_9$	模型比例	备注
1	1 : 1.14	1 : 9.44	1#Noz
2	1 : 1.24	1 : 9.44	2#Noz
3	1 : 1.34	1 : 9.44	3#Noz

注: A_8 、 A_9 分别表示喷管最小喉道面积和喷管出口面积。

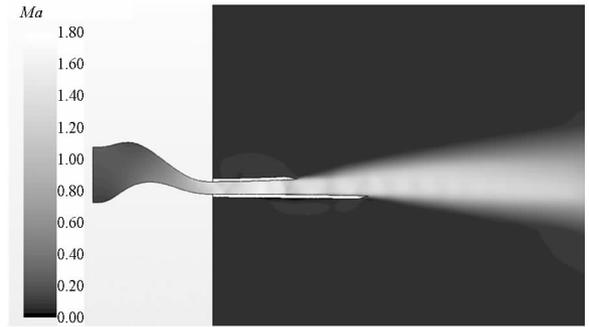
在计算中,假定喷管壁面为无滑移、非穿透、绝热壁面,边界条件包括:喷管主流进口边界、二次流进口边界、远场边界、喷管后远方出口边界及壁面边界。以3#Noz为例说明,其喷管出口流场 Ma 分布如图4所示。从图4中可以看到,当 $R_{np} = 2$ 时在喷管喉道下游处出现一道明显的正激波,气流经过正激波后处于亚音速状态,并且后体射流角度向外扩张。随着 R_{np} 进一步的增大,正激波消失,喷口处膨胀波相互作用并延伸至喷流边界产生了一系列压缩波,后体射流角减小,激波和膨胀波叠加在一起形成马赫盘。

将S弯尾喷管模型试验结果与计算结果进行对比,结果分析如图5所示。由图5可以看到,仿真计算结果的性能参数随着落压比的变化趋势与试验结果吻合程度较高,并且幅值非常接近,其轴向推力系数最大相对误差仅为 1.83%,流量系数最大相对误差为 2.17%。因此本研究所采用

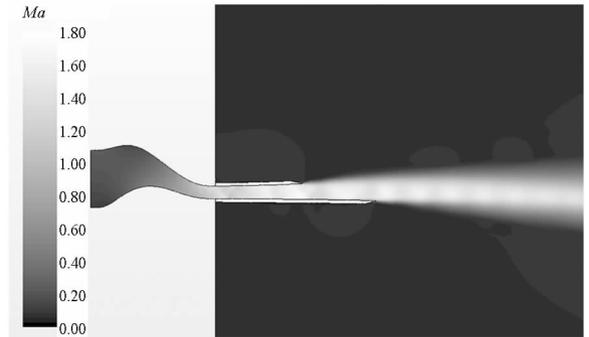
的算法对该类型尾喷管流场具有较高的模拟精度,能够作为该类尾喷管有效的计算仿真手段^[15]。



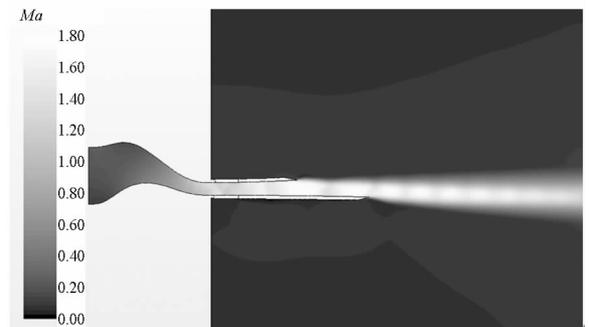
(a) $R_{np} = 2$



(b) $R_{np} = 3$

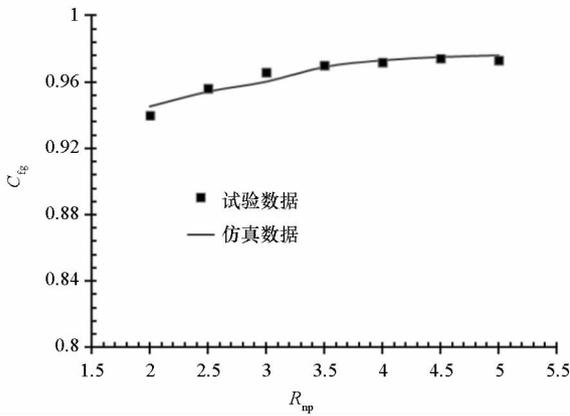


(c) $R_{np} = 4$

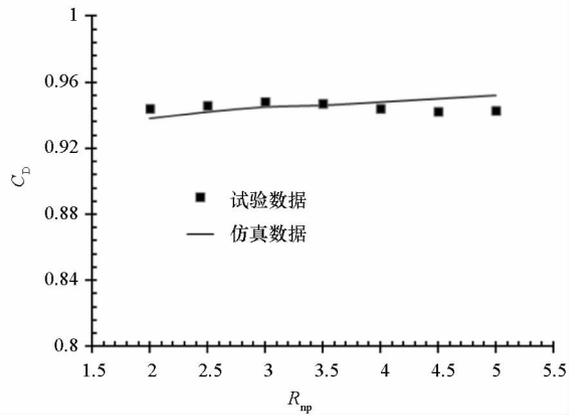


(d) $R_{np} = 5$

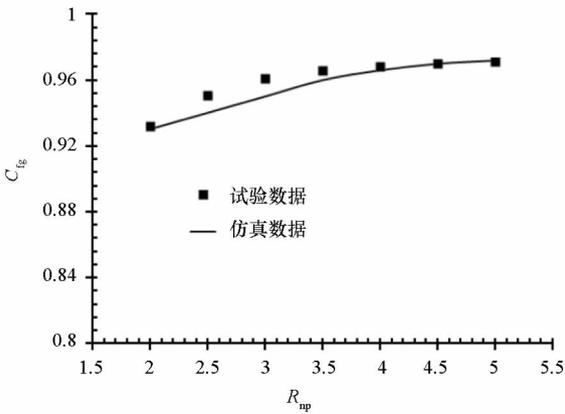
图4 不同 R_{np} 条件下S弯喷管流场 Ma 分布
Fig. 4 Mach number distribution of S-nozzle flow field under different R_{np} conditions



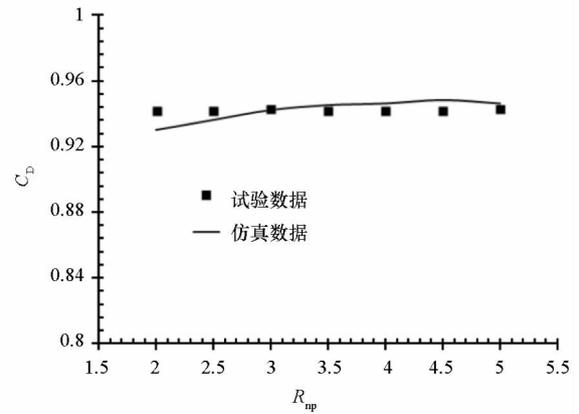
(a) 1#Noz 轴向推力系数对比
(a) Comparison of thrust coefficient of 1#Noz



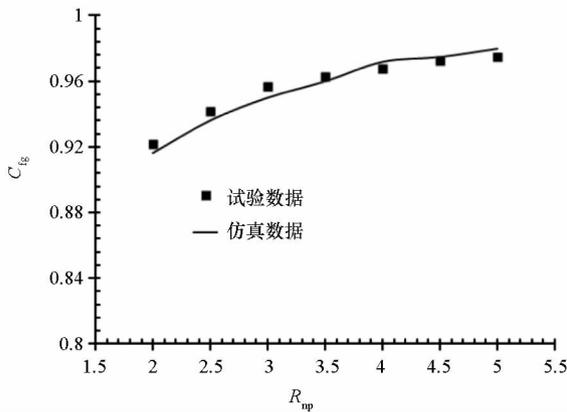
(b) 1#Noz 流量系数对比
(b) Comparison of flow coefficient of 1#Noz



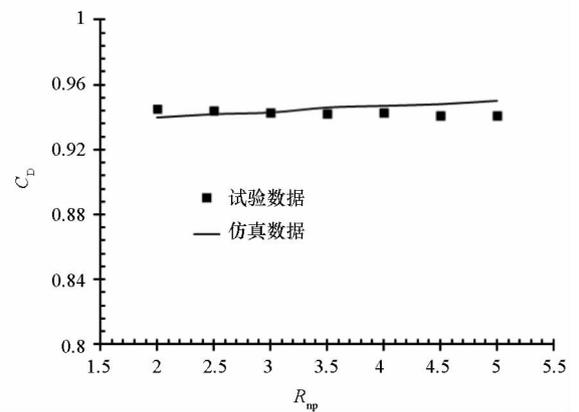
(c) 2#Noz 轴向推力系数对比
(c) Comparison of thrust coefficient of 2#Noz



(d) 2#Noz 流量系数对比
(d) Comparison of flow coefficient of 2#Noz



(e) 3#Noz 轴向推力系数对比
(e) Comparison of thrust coefficient of 3#Noz



(f) 3#Noz 流量系数对比
(f) Comparison of flow coefficient of 3#Noz

图 5 不同构型 S 弯喷管性能参数的仿真与试验结果对比

Fig. 5 Comparison of performance parameters for S-nozzle by simulation and experimental results

3 数值计算结果和分析

3.1 流场特性分析

3.1.1 低落压比后体尾喷管原型状态流场特征

图 6 给出了在低落压比 $R_{np} = 3.66$ 时,无引射状态喷管出口附近对称面马赫数分布,从图中可以看出,此时喷管处于过膨胀状态,在内流道喷

管出口段位置存在两道交叉的斜激波,斜激波经过不规则反射后与后体扩张段边界层相互作用,激波/边界层干扰导致边界层厚度明显增加。尾喷流经过反射激波后马赫数由 1.60 逐渐减小到 1.00,经过后体下壁面膨胀加速,尾喷流膨胀波与外流相互作用形成剪切层,在下游处受后体下壁面的影响形成一道较强的斜激波,引起壁面附面

层分离,沿着后体下壁面下游位置出现不规则的湍流流动,喷流剪切层厚度有明显的增加。

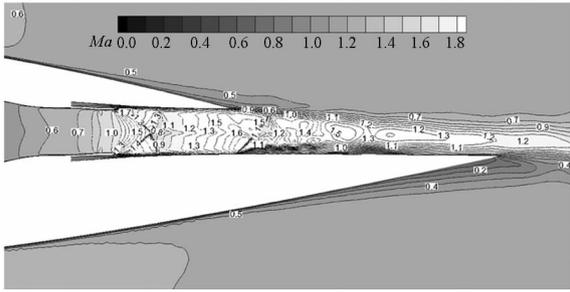
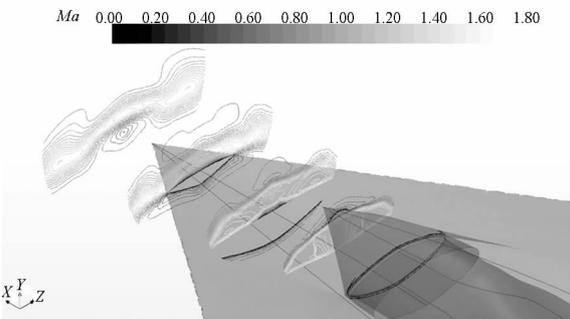


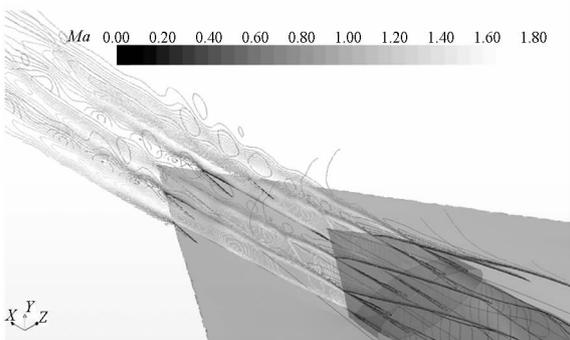
图6 $R_{np} = 3.66$ 时后体尾喷管对称面马赫数分布
Fig. 6 Mach number distribution of after-body nozzle symmetry plane at $R_{np} = 3.66$

图7给出的是 $R_{np} = 3.66$ 时无二次流引射状态下喷口横截面及沿横向不同切面内的马赫数分布。从图中可以看到,上方短膨胀面结束位置附近的马赫数呈现出先增加后减小的趋势,主要是喷口尾缘后切以及喷口不同横向站位上的面积比所致。在过膨胀状态下,尾喷流横向截面形状由出口前的椭圆形逐渐过渡到两头大中间细的“哑铃”形状。



(a) 喷口横截面马赫数分布

(a) Mach number distribution of nozzle cross section



(b) 喷口沿横向不同切面内马赫数分布

(b) Mach number distribution of nozzle in different tangent planes

图7 后体尾喷管横向截面及切面马赫数分布

Fig. 7 Mach number distribution of the cross section and tangent planes of after-body nozzle

3.1.2 二次流喷射对后体尾喷管流场影响

在 $H = 5 \text{ km}$, $Ma = 0.6$ 飞行状态下,发动机喷管落压比为 $R_{np} = 3.66$,在发动机喷管收敛段与飞机后体结构夹层空间区域喷射二次流,二次流压力比 R_{sp} 分别为 0.2677 、 0.3346 ,喷射角度 $\alpha = 0^\circ$ 不变,二次流与主流的流量比在 $0.2\% \sim 1.86\%$ 范围内变化,研究不同流量比对后体尾喷管性能的影响。

图8为二次流进口条件 $R_{sp} = 0.2677$ 时后体流场马赫数分布云图,可以看到,二次流的引射作用导致喷管出口位置尾喷流与二次流相互扰动形成一道斜激波,斜激波相交反射形成了所谓的“×波”。第1道斜激波要稍强一些,经交叉反射的斜激波要稍弱一些。经过“×波”后,由于喷管后体采用一体化设计,后体上尾缘后掠,上方短膨胀面上角位置最先暴露在外场流体域中,并且此时喷管出口流场处于过膨胀状态,外界环境的压力也在此处最先影响到喷流的激波形态,在后体下壁面呈现出激波膨胀波的交替变化。相比较无射流状态, $R_{sp} = 0.2677$ 时后体推力系数增加 2.26% 。

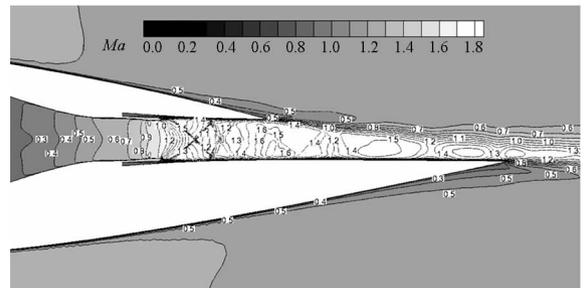


图8 $R_{sp} = 0.2677$ 时后体尾喷管对称面马赫数分布

Fig. 8 Mach number distribution of after-body nozzle symmetry plane at $R_{sp} = 0.2677$

图9给出的是在 $R_{np} = 3.66$ 不变条件下,给定二次流喷射压力比 $R_{sp} = 0.2677$ 时喷口横截面的马赫数分布。在二次流作用下,尾喷流在靠近对称面处存在快速堆积效应,尾喷流的横截面形状由出口“口型”逐渐过渡到“哑铃”形状,大量气流向侧上方角区的外流场迁移,且在二次流的作用下高温燃气尾流在侧边上的厚度快速增加。二次流与主流掺混后可以较快地降低喷流的温度,更利于红外隐身效果。

当二次流喷入压力比 $R_{sp} = 0.3346$ 时,如图10所示,随着二次流流量增加到 1.86% 时,在喷管出口处形成两道弱的斜激波,波后气流马赫数略有降低。在上、下后体型面的结尾处,喷流暴露在外流场中,对机身上下翼面的流动同样存在有

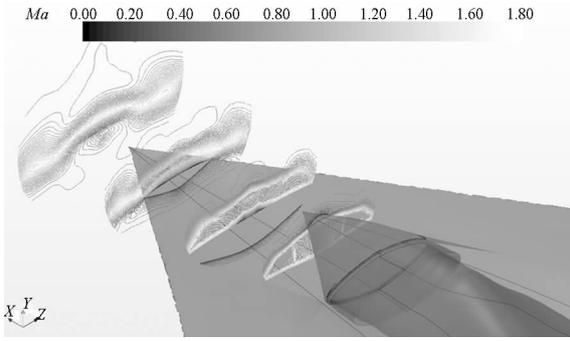


图 9 $R_{sp}=0.267 7$ 时后体尾喷管横截面马赫数分布

Fig. 9 Mach number distribution of nozzle cross section at $R_{sp}=0.267 7$

法向的相互干扰。出口激波形态受到外界气流环境压力的影响,在后体喷管上、下壁面末端都形成了 1 道沿顺流方向稍下偏、稍上偏更弱的斜激波,并且导致在后体分离位置剪切附面层快速增长。

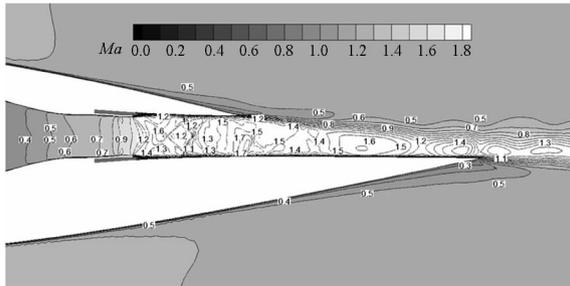


图 10 $R_{sp}=0.334 6$ 时后体尾喷管对称面马赫数分布

Fig. 10 Mach number distribution of after-body nozzle symmetry plane at $R_{sp}=0.334 6$

图 11 给出的是二次流喷射压力比 R_{sp} 增加到 0.334 6 时喷口横截面的马赫数分布。此时,在二次流作用下尾喷流横截面由椭圆形逐渐过渡到“领结”状,在上尾缘出口位置二次流与外界气流共同作用导致喷管出口过膨胀程度减弱,流场特性得到很大的改善。

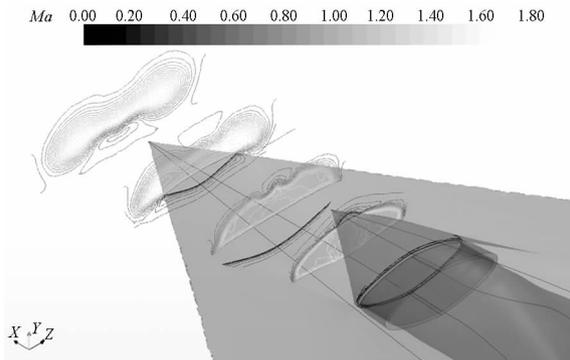


图 11 $R_{sp}=0.334 6$ 时后体尾喷管横截面马赫数分布

Fig. 11 Mach number distribution of nozzle cross section at $R_{sp}=0.334 6$

3.2 二次流喷射对后体尾喷管性能影响

图 12、图 13 给出了在给定主流喷管落压比 $R_{np} = 3.66$, R_{sp} 取 0.267 7、0.284 4、0.301 2、0.317 9、0.334 6 工况下,总流量系数 C_D 以及二次流与主流流量比的变化曲线。可以看出,流量系数与二次流压力比呈单调递增关系, C_D 由 93% 增加到 98% 左右,二次流流量与主流流量比由 0.23% 增加到 2.63%,发动机喷管主流流量变化幅度不大。

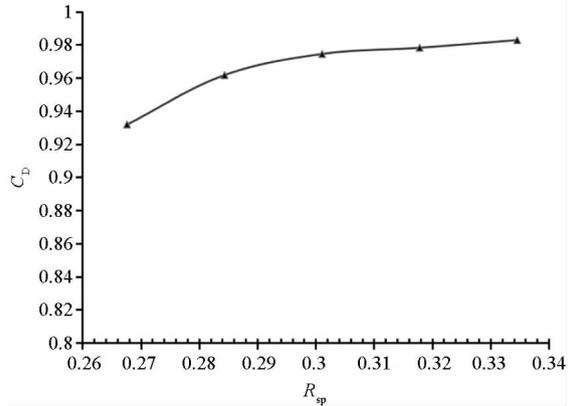


图 12 流量系数随二次流压力比变化曲线

Fig. 12 Variation curve of flow coefficient with pressure ratio of secondary flow

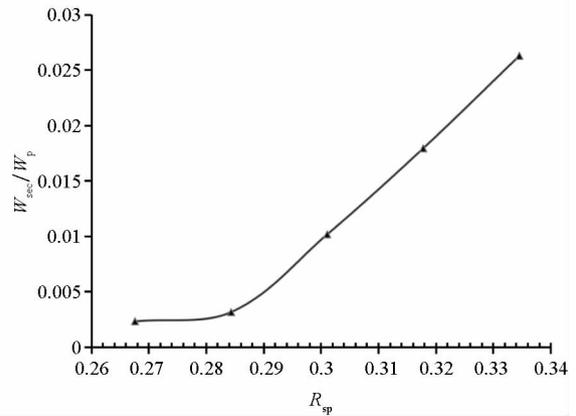


图 13 二次流与主流流量比随二次流压力比变化曲线

Fig. 13 Variation curve of specific flux by secondary flow and mainstream flow with pressure ratio of secondary flow

图 14 是二次流喷射对喷管后体推力系数的影响。一方面,二次流压力比增加可减少主流过度膨胀引起的推力损失。另一方面,主流射流边界“撞击”到喷管扩张段内壁上形成气动喉道,对二次流通道造成一定的堵塞,但随着二次流通道入口压力的增大,堵塞程度变弱,流通能力增加,推力会有一定的增益,但总的推力系数略小于 1。理想情况下,即 $R_{sp}=0.334 6$ 时,喷管后体在二次流作用下,推力系数可达到约 0.97,相较于

$R_{sp} = 0.2677$ 状态, 推力系数增大约 3%。

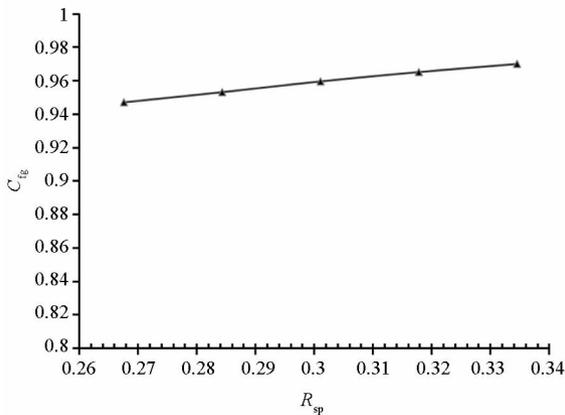


图 14 推力系数随二次流压力比变化曲线

Fig. 14 Variation curve of thrust coefficient with pressure ratio of secondary flow

4 结论

通过对飞翼无人机保形非对称尾喷管后体一体化进行设计, 采用三维雷诺平均 N-S 方程、 $k-\omega$ SST 湍流模型对典型飞行状态下二元非对称保形尾喷管进行内外流场耦合数值分析, 得出如下主要结论:

1) 飞翼无人机后体保形设计的非对称尾喷管在不同的横向位置切面内的面积扩张比不同, 引起的气流膨胀程度也不同, 通过增大二次流压力比能够在一定程度上改善发动机主喷流过膨胀状态, 减小发动机和飞机后体的推力损失。

2) 二次流与主流的流量比在 0.2% ~ 1.86% 范围内, 后体尾喷管轴向推力系数的变化幅度范围大约为 3%, 且轴向推力系数随着二次流压力比的增加而增加, 其中, 当 $R_{sp} = 0.3346$ 时, 轴向推力系数为 0.9712, 达到最优。因此, 合理优化设计二次流流道能够在一定程度上提高推力性能。

3) 不同二次流压力比能够改善发动机喷流流场特性。与无人机后体一体化设计的尾喷管及次流通道气流流场相互作用能够增强发动机高温喷流与二次冷却气流的掺混, 有利于发动机后体尾喷管的红外隐身, 降低红外辐射信号。

参考文献 (References)

[1] Johansson M. Propulsion integration in an UAV [C]// Proceedings of 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2006.

[2] Deere K A, Berrier B L, Flamm J D. Computational study of fluidic thrust vectoring using separation control in a nozzle [C]// Proceedings of 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2003.

[3] 斯仁, 吉洪湖, 刘福城, 等. 二元引射喷管高空性能及对

无人机红外抑制的数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2014, 29(1): 42-50.

SI Ren, JI Honghu, LIU Fucheng, et al. Numerical investigation of high altitude performance of 2-D ejector nozzle and infrared suppression of unmanned aerial vehicle [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(1): 42-50. (in Chinese)

- [4] 李书, 王黎, 吴烁, 等. 面向飞/发一体化设计的高温尾喷口流场分析 [J]. 航空学报, 2016, 37(1): 364-370.
- LI Shu, WANG Li, WU Shuo, et al. Analysis of high temperature nozzle exhaust flow towards aircraft-engine integrated design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 364-370. (in Chinese)
- [5] Greathouse W K, Hollister D P. Preliminary air-flow and thrust calibrations of several conical cooling-air ejectors with a primary to secondary temperature ratio of 1.0 I; diameter ratios of 1.21 and 1.10; NACA-RM-E52E21 [R]. USA: NASA Technical Reports Server, 1952.
- [6] 张堃元, 张荣学, 徐辉. 非对称大膨胀比喷管研究 [J]. 推进技术, 2001, 22(5): 380-382.
- ZHANG Kunyuan, ZHANG Rongxue, XU Hui. Investigation of single expansion ramp nozzle [J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(5): 380-382. (in Chinese)
- [7] 刘爱华, 王占学. 二次流喷射对喷管流场性能的影响 [J]. 推进技术, 2007, 28(2): 144-147.
- LIU Aihua, WANG Zhanxue. Effect of secondary flow injection on flow field and performance of nozzle [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 144-147. (in Chinese)
- [8] 王强, 付尧明, 额日其太. 流体注入的轴对称矢量喷管三维流场计算 [J]. 推进技术, 2002, 23(6): 441-444.
- WANG Qiang, FU Yaoming, ERI Qitai. Computation of three dimensional nozzle flow field with fluidic injection [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(6): 441-444. (in Chinese)
- [9] Gamble E, Haid D. Improving off-design nozzle performance using fluidic injection [C]// Proceedings of 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2004.
- [10] Boccaletto L. Solving the flow separation issue: a new nozzle concept [C]// Proceedings of 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008.
- [11] 谭杰, 金捷. 单边膨胀喷管几何参数对内流特性和流场的影响 [J]. 推进技术, 2013, 34(2): 152-160.
- TAN Jie, JIN Jie. Effects of geometric parameters on internal performance and flow field of single expansion ramp nozzles [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(2): 152-160. (in Chinese)
- [12] Capone F J, Re R J, Bare E A. Parametric study of single expansion ramp nozzles at subsonic/transonic speeds [C]// Proceedings of 23rd Joint Propulsion Conference, 1987.
- [13] Lozanova M, Stantov P. Experimental investigation on the similarity of a 3D rectangular turbulent jet [J]. Experiments in Fluid, 1998, 24(5/6): 470-478.
- [14] Presz W, Jr., Reynolds G, Hunter C. Thrust augmentation with mixer/ejector systems [C]// Proceedings of 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2002.
- [15] 谢文忠, 郭荣伟. 二元保形非对称膨胀喷管流场特性 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 141-147.
- XIE Wenzhong, GUO Rongwei. Flow field characteristics of a two-dimensional integrated asymmetry-expansion nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 141-147. (in Chinese)