

飞翼布局无人机保形非对称S弯 进气道设计及优化

张乐¹, 周洲², 许晓平²

(1. 中国工程物理研究院 总体工程研究所, 四川 绵阳 621900;

2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 基于国产动力约束及隐身设计要求, 针对飞翼布局无人机双发动机布局进行了保形S弯进气道设计, 为进一步提高进气道性能, 开展了进气道优化设计研究. 首先利用CFD(计算流体动力学)方法对保形进气道风洞模型进行验证, 然后结合参数化建模和网格自动生成技术进行CFD数值模拟, 最后利用RBF(radial basis function neural network)代理模型及多岛遗传算法开展进气道优化设计. 结果表明: ①优化后进气道性能有所改善, 尤其表现在 4° 迎角之后性能明显提升, $Ma=0.6$ 下 4° 迎角时总压恢复系数提高了5.46%, 畸变指数降低了38.7%; ②优化后进气道截面积分布相比初始构型在前段更缓和而后段略微升高, 中心线则在前1/3段与初始构型基本一致, 之后曲率变化更加平缓; ③保形进气道在出口截面具有较强的二次流, 侧滑角对于此类进气道在小迎角下影响较小而大迎角时影响较大, 设计时应关注大迎角时侧滑特性.

关 键 词: 飞翼无人机; 保形; S弯进气道; 优化; 侧滑; 二次流

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Conformal asymmetry S-shaped inlet design and optimization of flying wing unmanned aerial vehicle

ZHANG Le¹, ZHOU Zhou², XU Xiao-ping²

(1. Institute of Systems Engineering, China Academy of Engineering Physics,

Mianyang Sichuan 621900, China;

2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on domestic power constraint and stealth design requirements, conformal S-shaped inlet was designed for twin-engine flying wing unmanned aerial vehicle. In order to further improve the inlet performance, the optimization research on the inlet design was carried out. First, a verification on the wind tunnel test model of conformal inlet was made by CFD (computational fluid dynamics). And then CFD numerical simulation was carried out combining with parametric modeling and automatic mesh generation technique. Finally, RBF (radial basis function neural network) surrogate model and multi-island genetic algorithm were used to take an optimization on the inlet parameters. Results indicated: (1) The aerodynamic performance of optimized inlet improved, and especially it improves significantly after the attack angle of 4° . The total pressure recovery coefficient increased by 5.46%, and the distortion coefficient decreased by 38.7% at the Mach number of 0.6 and attack angle of 4° . (2) Compared to the initial configuration, the area distribution of opti-

收稿日期: 2015-01-28

基金项目: 国家自然科学基金(11302178); 航空科学基金(2013ZA53002)

作者简介: 张乐(1988—), 男, 江西抚州人, 博士, 研究领域为飞行器总体设计、气动隐身一体化研究. E-mail: adc310@163.com

通讯作者: 周洲(1966—), 女, 湖南长沙人, 教授、博士生导师, 博士, 研究领域为飞行器总体设计、飞行力学与飞行控制.

E-mail: zhouzhou@nwpu.edu.cn

mized inlet changed gently in the front but increases slightly behind; while the centerline of former 1/3 was consistent with the initial configuration, and after that the curvature changed more smoothly. (3) The conformal inlet has strong secondary flow at the exit. The sideslip angle made a little influence on the inlet performance under small attack angle but it had greater influence at large attack angle. So the sideslip performance under large attack angle should be paid more attention.

Key words: flying wing unmanned aerial vehicle (UAV); conformal; S-shaped inlet; optimization; sideslip; secondary flow

飞翼布局无人机具有较大的升阻比和较好的隐身性能,因而越来越成为研究关注的热点,属于一种较理想的气动布局.国内外研制的无人机如 X-47B、“神经元”、B2 轰炸机及“暗剑”无人机等均采用翼身融合度极高的飞翼布局,具备较大装载空间,因而发动机和进气道可以深埋于机体结构内部^[1].为使飞行器具有良好的隐身特性,飞翼无人机常采用背负式 S 弯进气道^[2],其作为发动机重要的组成部分,需要为发动机提供充足的高品质气流,进气道性能的优劣对于发动机推力性能甚至整个飞行器性能都具有显著的影响. S 弯进气道气动特性主要由两个参数来决定:畸变指数和总压恢复系数.进气道的畸变指数将直接引起横向流压力梯度(由于进气道中心线的曲率变化),严重的横向流压力梯度还会诱导形成二次流,二次流将在压缩机表面形成非轴对称的总压分布,进而引起压缩机的旋转失速且导致压缩机叶片的高循环疲劳^[3-4].另外,流动分离和旋涡的共同作用还会导致发动机进口面形成更大的流动畸变和总压损失,进而极大地降低发动机的效率、压缩机的稳定性及喘振裕度^[5-6],因此,针对飞翼无人机开展 S 弯进气道的设计及优化研究是具有积极意义的.

为提高 S 弯进气道气动特性,国内外学者进行了大量的研究分析. Guo 和 Seddon^[7]完成了具有水平和垂直偏距的 S 弯管道的一系列实验,定量地描述了二次流的范围和影响.刘雷等^[8]针对大量附面层吸入的某 S 弯进气道扩压器部分进行了优化设计.甘文彪等^[9]结合改进的 SST(shear stress transport)湍流模型进行 S 弯进气道的优化设计,并应用 SAS(尺度自适应模拟)方法对优化后进气道进行全面细致的气动特性分析. Zhang 等^[10]则利用本征正交算法对 S 弯进气道进行了多学科和多目标优化,表明了同时结合气动与隐身特性时,其气动特性提升幅度小于单纯

考虑气动性能时结果. Zhang 等^[11]提出了一种三维亚声速 S 弯扩压器自动设计方法,仅仅利用两个独立变量进行控制. Aranake 等^[12]则提出了一种对于双 S 弯亚声速扩压器的自动计算设计优化方法,并利用该优化方法来评定一种减小出口流场畸变的简易设计准则的正确性,并最后进行了实验的对比. Zhang 等^[13]提出一种利用伴随方程方法进行 S 形进气道的设计优化. Lee 等^[14]利用 NURBS(non-uniform rational B-splines)进行 S 形亚声速进气道的优化设计. Rademakers 等^[15]提出了一种方法来优化评估某发动机 S 形进气道布局的压力恢复及旋涡畸变.文献^[16-17]则结合了无人机模型进行了蛇形进气道的一体化设计与分析.

综上国内外学者对于 S 形进气道的细致研究,给本文的保形进气道设计及优化过程提供了很好的参考,但上述研究或侧重于优化算法的研究,或侧重于规则形状的圆形进气口进气道优化设计,或侧重于进气道的实验与分析,或侧重于结合改进的湍流模型及算法进行进气道的模拟计算等.本文则主要侧重于结合国产动力约束下的飞翼无人机双发动机布局,并基于隐身设计要求,进行保形 S 弯进气道的设计,保形设计使得进气口形状非常规,进气道自身也是非对称的,因而需要提出新的进气道参数化方法,并基于此方法进行 S 弯进气道的优化设计,最终提高进气道性能.

1 保形进气道数值模拟及验证

本文将结合 CFD 技术对保形进气道进行气动特性分析,为验证所采用数值模拟方法的可信度以及所给定的发动机进口边界条件的适用性,选取某保形进气道模型并结合部分机身,详细的数值计算方法、网格模型及边界条件的设置等可参考文献^[18],通过研究表明,数值计算和实验获得的进气道上、下壁面静压分布趋势和数值均较吻合,且低总压区的分布和总压恢复系数与实验结果都较吻合,从而表明了采用的数值模拟方法

是可靠的,可以作为研究进气道复杂流动的有效工具.在本文的研究中,采用的数值模拟方法以及边界条件的给定方式均与文献[18]相同.

2 保形进气道设计及优化策略

2.1 进气道参数化描述

本文基于飞翼布局无人机建立进气道模型,无人机参考国产发动机动力参数,由于动力受限因而采用双发动机布局,基于此布局并结合隐身及保形设计的要求,不破坏飞翼翼面上原始光滑外形,提出图1所示的一种保形进气道模型(本文命名为矩形进气口进气道),初始构型可参考文献[1]所示进气道.优化设计时,为了充分考虑无人机内外流之间干扰,保留机身及内翼段.并且由图可知,由于采用双发动机布局且进行保形设计,进气口形状为非规则形状,进气道自身具有非对称性,会导致气流不均匀,进而引起一定流动畸变,因而进行优化设计使得畸变指数在可接受范围内是很有必要的.需要指出的是进气唇口设计对进气道性能尤其是大攻角和大侧滑角下进气道性能可能有重要影响,不过考虑到保形设计而导致的进口形状不规则,唇口型面参数化复杂,且优化设计中网格变形不便,本文设计时暂时不考虑唇口一体化修形,着重关注进气道型面参数的影响.

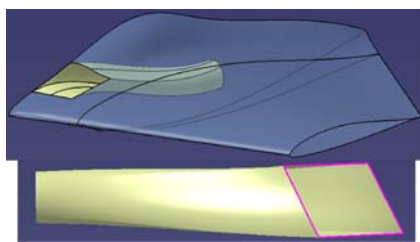


图1 保形进气道模型示意图

Fig.1 Model of conformal inlet

本文建立的保形非对称进气道仍采用S弯进气道,其弯曲程度及面积变化规律对气动及隐身特性影响均很大,为使进气道具有良好性能,必须综合考虑进气道的弯曲程度及面积变化规律.由于进口截面的非常规,进气道设计时常采用的3种中心线及面积变化规律^[19]可能已经无法满足性能的要求,因而本文提出一种新的中心线及面积变化规律,以便对进气道进行参数化,进而进行优化设计.

进气道参数化仍然由中心线及面积变化规律而定,不过基于进口形状非规则,本文给定中心线

在过渡时同时具有纵向和横向偏距,具体的表达式如下:

$$y - y_0 = \Delta y [a_1 (\Delta x)^5 + b_1 (\Delta x)^4 + c_1 (\Delta x)^3 + d_1 (\Delta x)^2] \quad (1)$$

$$z - z_0 = \Delta z [a_2 (\Delta x)^5 + b_2 (\Delta x)^4 + c_2 (\Delta x)^3 + d_2 (\Delta x)^2] \quad (2)$$

$$\frac{A}{A_1} = \left(\frac{A_2}{A_1} - 1 \right) [b_3 (\Delta x)^4 + c_3 (\Delta x)^3 + d_3 (\Delta x)^2 + e_3 (\Delta x)] + 1 \quad (3)$$

$$\Delta x = (x - x_0) / L \quad (4)$$

式中 x 为沿流向坐标; y, z 分别为中心线纵向、横向坐标; $\Delta y, \Delta z$ 为进出口纵向、横向偏距; (x_0, y_0, z_0) 为中心线起始点坐标; L 为进气道沿流向长度; A_1, A_2 分别为进气道进、出口面积, A 为进气道截面面积; a, b, c, d, e 为各表达式参数变量,且变量需满足以下条件:

$$\begin{cases} a_1 + b_1 + c_1 + d_1 = 1 \\ a_2 + b_2 + c_2 + d_2 = 1 \\ b_3 + c_3 + d_3 + e_3 = 1 \end{cases} \quad (5)$$

为了保证进气道内流能够更加合理,需要再对中心线进行一定约束,如在进气道末端需要保持一段等值段,进气道末端截面需要与发动机进口面保持相切等,因而需要满足以下约束条件:

$$\begin{cases} y|_{x=x_0} = 0 & \Rightarrow \text{自动满足} \\ \frac{dy}{dx}|_{x=x_0+L} = 0 & \Rightarrow 5a_1 + 4b_1 + 3c_1 + 2d_1 = 1 \\ z|_{x=x_0} = 0 & \Rightarrow \text{自动满足} \\ \frac{dz}{dx}|_{x=x_0+L} = 0 & \Rightarrow 5a_2 + 4b_2 + 3c_2 + 2d_2 = 1 \end{cases} \quad (6)$$

由式(5)和式(6)可知,各表达式中12个参数变量 $a_1, b_1, c_1, d_1, a_2, b_2, c_2, d_2, b_3, c_3, d_3, e_3$ 可仅通过 $b_1, c_1, b_2, c_2, b_3, c_3, d_3$ 7个系数而确定,参考文献[19]中推荐的参数范围,选取系数范围为: $b_1, b_2, b_3 \in [-3, 3], c_1, c_2, c_3 \in [-8, 4], d_3 \in [-3, 3]$; 且还需满足约束条件: $d_1, d_2 \in [0, 6]$.

2.2 优化设计流程

图2给出S弯进气道优化设计流程图,其可概括为以下主要几部分:①通过程序控制进气道中心线及面积分布,从而建立进气道参数化模型,转化为优化问题;②为尽可能全面反映设计空间的特征,通过实验设计(design of experiments, DOE),利用最优拉丁超立方选设计选取样本点,本文初始选取42个样本点;③对样本点进行CFD数值计算,采用结构网格,网格量约337万,

并基于 TFI(无限插值网格变形技术)^[9,20]进行进气道模型的网格自动重构;④针对样本点计算结果,建立代理模型,本文选择 RBF(径向基函数)作为代理模型;⑤启动多岛遗传算法(multi-island genetic algorithm)进行优化,它是一种全局优化算法,设置子群规模数为 10,子群个数为 20,总进化代数 20;⑥优化过程中,使用不断更新优化策略,进行多轮次的更新优化,即在经过一轮优化后,选取部分较优解对应的参数变量,重新进行 CFD 数值模拟验证计算,通过增加样本可信度来更新代理模型.本文共经过 3 轮的更新优化,每次增加 6 个样本点,共计 60 个模型;⑦使用方差分析对所建立的代理模型精度进行检验,通过把代理模型优化的结果与 CFD 数值模拟验证结果进行对比,直至得到满足精度的最优解.

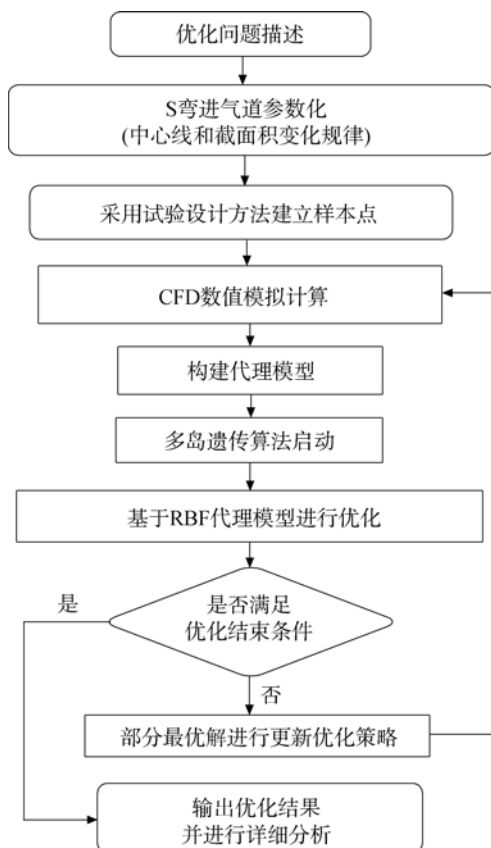


图 2 S 弯进气道优化设计流程图

Fig. 2 Optimization design flowchart of S-shaped inlet

进气道优化过程中采用的 CFD 数值计算方法与前文保形进气道验证计算一致,计算采用结构化网格,总网格量约 337 万,具体边界条件设置可参考文献[1],且进气道出口需满足发动机匹配点设计要求(发动机进口马赫数为 0.5).优化目标为:巡航状态 $Ma=0.6$,迎角 $\alpha=2^\circ$ 时进气道总

压恢复系数 σ 最大而总压畸变指数 δ_{60} 最小.

2.3 进气道性能评价参数

采用总压恢复系数 σ 和总压畸变指数 δ_{60} 对进气道性能进行定量评价,表达式为

$$\sigma = \frac{p_1^*}{p_0^*} \quad (7)$$

$$p_1^* = \frac{\sum_{i=1}^n (p_{1,i}^{*2} \Delta A_{1,i} \cdot q_{1,i})}{\sum_{i=1}^n (p_{1,i}^* \Delta A_{1,i} \cdot q_{1,i})} \quad (8)$$

$$\delta_{60} = \frac{p_1^* - p_{1,\min 60}^*}{q_e} \quad (9)$$

式中 p_0^* 为来流总压; p_1^* 为进气道出口截面流量加权平均总压; $p_{1,\min 60}^*$ 为出口截面任意 60° 扇形流量加权平均总压最小值; $p_{1,i}^*$, $\Delta A_{1,i}$ 和 $q_{1,i}$ 分别为第 i 个网格单元总压、面积和流量函数; n 为网格单元总数.

3 优化设计结果及流场分析

3.1 优化设计结果对比

经过 3 轮优化,最终得到最优解进气道推荐构型参数为: $b_1 = 2.496$, $c_1 = -5.18$, $b_2 = -1.992$, $c_2 = 1.98$, $b_3 = 0.4512$, $c_3 = -0.3176$, $d_3 = -2.01$.

图 3 所示为进气道截面积优化前后对比图.由图可知,相比初始构型,优化后进气道截面积前段变化更加平缓,后段则略微升高,进气道全程面积分布趋于“前急后缓”,有利于提供较为均匀的气流流向扩压比,不容易引起气流分离.

图 4 给出优化前后进气道中心线对比图.由图可知,优化后进气道中心线约前 1/3 与优化前进气道基本保持一致,仅略微降低,之后优化后进气道中心线明显曲率更加平缓,有利于改善出

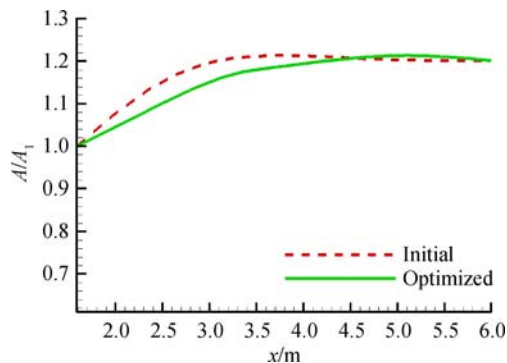


图 3 优化前后进气道截面积分布对比

Fig. 3 Area distribution of initial and optimized inlets

口流场;且优化构型在横向偏距方向先向负 z 轴方向略微偏转,再沿正 z 轴方向缓慢偏转,相当于在横向也形成一个小S弯,不过由于在进气道参数化建模中限定横向为小偏距,因而横向S弯较小,横向偏距的存在能够使进入进气道的电磁波形成更多次反射,利于降低进气道 RCS (radar cross section).

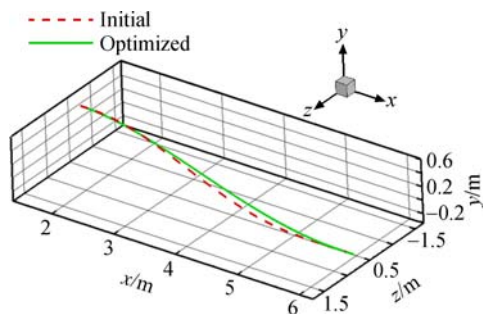


图4 优化前后进气道中心线对比

Fig. 4 Comparison of centerline between initial and optimized inlets

图5所示为来流马赫数 $Ma_\infty=0.6$ 时,两个典型迎角(α)下进气道优化前后出口截面总压分布对比图。由图5可知,在巡航迎角 $\alpha=2^\circ$ 时,优化后进气道在出口右侧(从顺流方向看)低总压区有所减小,流动畸变也得到改善;而在大迎角 $\alpha=6^\circ$ 时,进气道特性较优化前提升较大,出口左侧高总

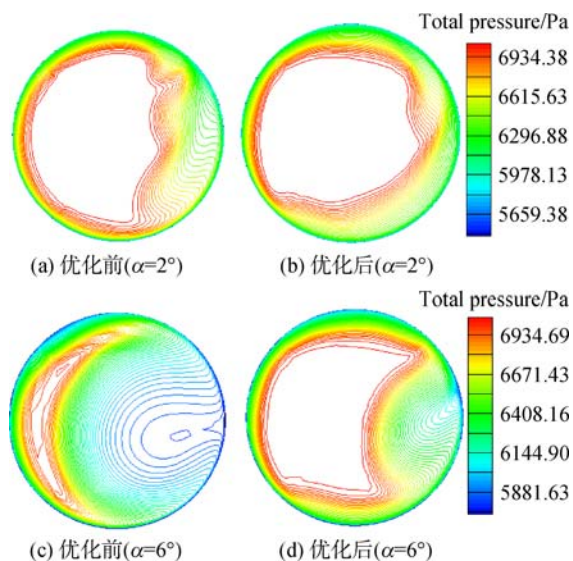


图5 典型迎角下优化前后进气道出口截面总压对比 ($Ma_\infty=0.6$)

Fig. 5 Total pressure comparison of exit of initial and optimized inlets at typical attack angles ($Ma_\infty=0.6$)

压区明显增大,极大地提高了大迎角下进气道总压恢复,并明显改善了进气道的流动畸变,较大提高进气道性能。

图6给出来流马赫数 $Ma_\infty=0.6$ 时,优化后进气道截面总压分布过程。由图6(a)可知,在巡航迎角 $\alpha=2^\circ$ 下,进气道进口初始截面右侧上部(从顺流方向看,后文无特殊说明均从顺流方向看)出现了局部低总压区,这主要是由于进气道保形设计导致进口截面右侧会形成一个锐角区域,进气道型面向圆形出口截面过渡时,右侧入口沿流向具有一定宽度收缩,从而会引起入口右侧进气流受到壁面的阻滞形成一定的局部高压区,并形成指向进气道中心截面的横向压力梯度,在此压力梯度驱动下,左侧壁面气流分别沿截面上部和下部向右侧偏转,并带有自旋,从而形成一定的二次流以及附面层的堆积,之后再经过S弯进气道两个弯道的离心力作用,最终会形成出口截面处右上、右下两个较小的低总压区。由图6(b)可知,在大迎角 $\alpha=6^\circ$ 下,由于进气口本身形状的不规则,而且此迎角下会出现一定的激波,伴随着激波/边界层的干扰,进气流在进口初始截面右上、右下区域即形成了两个明显小低总压区,最终在进气道右侧融合在一起,形成一个较大的低总压区,流动畸变增强。

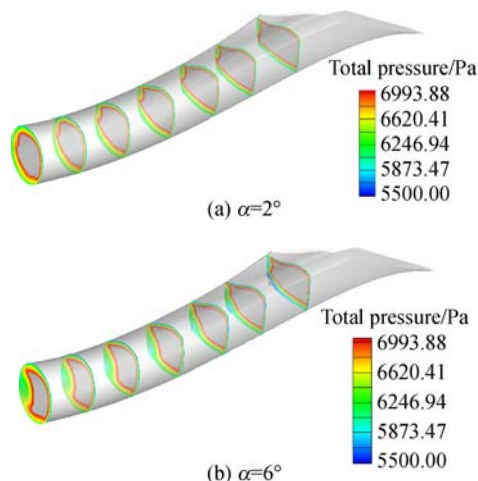


图6 优化后进气道截面总压分布 ($Ma_\infty=0.6$)

Fig. 6 Contours of total pressure at different sections of optimized inlet ($Ma_\infty=0.6$)

图7所示为优化后进气道管道内流线分布图。由图7(a)可知,在小迎角 $\alpha=2^\circ$ 下进气道内沿程流线非常顺畅,未出现流动分离,能够很好地满足发动机进气需要;由图7(b)可知,在大迎角 $\alpha=6^\circ$ 下进气口右侧入流出现了少量的流动分离现象,

气流发生了一定的偏折,在管道的右侧形成了局部的低能流,这与出现的低总压区也是相对应的。

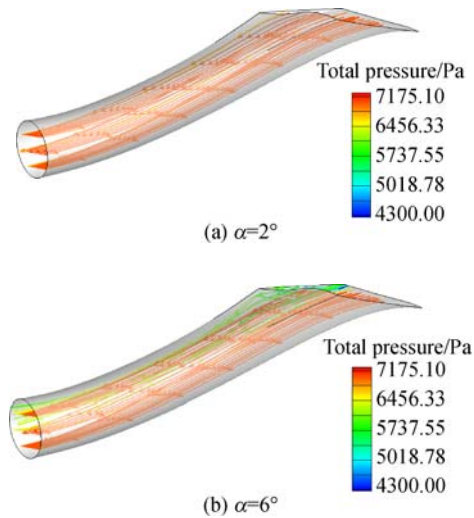


图 7 优化后进气道流线分布 ($Ma_{\infty}=0.6$)
Fig. 7 Contours of streamline of optimized inlet
($Ma_{\infty}=0.6$)

图 8 给出优化后进气道管道截面二次流分布图。由图 8(a)可知,进气道初始截面上主要表现为上壁面向下壁面的横向流动,并且会向进气道右侧有略微的偏折,这主要是由于进气道保形设计带来的进气道自身为非对称的,进气道左、右两侧曲率变化不一致,而且进气道上壁面压力大于下壁面压力,因而导致第一弯上壁面向下壁面流动。沿着管道流向发展,靠近下壁面的气流在离心力的作用下会逐渐向上壁面运动,气流逐渐卷起并在进气道右侧形成旋涡结构(沿流向第 6 个截面可明显看出),最终在出口截面形成了尺度较大

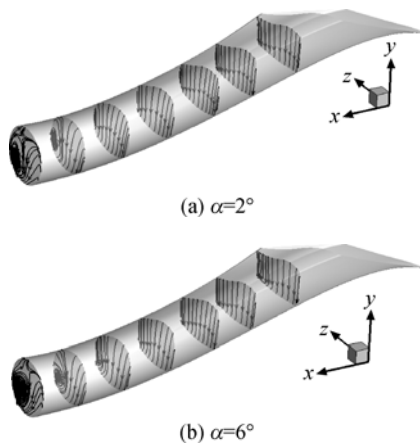


图 8 优化后进气道截面二次流分布 ($Ma_{\infty}=0.6$)
Fig. 8 Secondary flow on different sections of optimized inlet ($Ma_{\infty}=0.6$)

的二次流涡。又由图 8(b)可知,在大迎角 $\alpha=6^\circ$ 下初始截面右侧小范围二次流的强度即表现得更强,沿着流向经过离心力的进一步作用,很明显地在第 5 个截面即表现出更强的横向二次流,最终在出口截面表现出比 2° 迎角更强的横向二次流涡,进气道性能有所下降。

3.2 不同飞行状态下进气道性能分析

图 9 所示为优化前后进气道出口截面总压恢复系数 σ 对比,对比 $Ma_{\infty}=0.6$ 时,相同迎角下优化后进气道较初始构型进气道总压恢复系数均要提升,具体表现在小迎角 2° 之前,总压恢复系数略微提高,而之后初始构型进气道性能下降较快,而优化后进气道仍保持较高的总压恢复系数,表现在迎角为 4° 后进气道性能明显提升,其中 4° 迎角下总压恢复系数提高了 5.46%,也即优化后进气道极大地改善了大迎角下进气道性能。针对推荐构型进气道,随着来流马赫数增加,总压恢复系数逐渐降低, $Ma_{\infty}=0.5$ 与 $Ma_{\infty}=0.6$ 进气道性能较接近, $Ma_{\infty}=0.7$ 时进气道在大迎角 8° 之后下降略快。

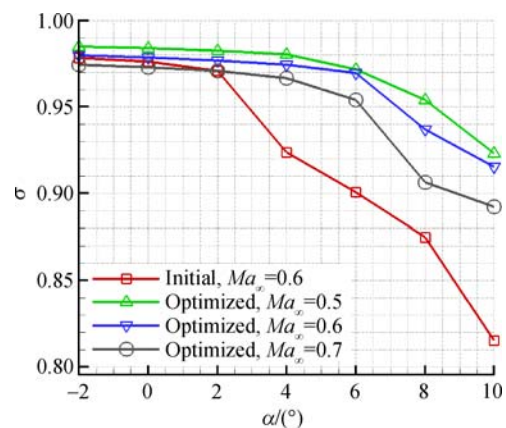


图 9 进气道出口截面总压恢复系数对比
Fig. 9 Comparison of total pressure recovery coefficient of exit of inlet

图 10 给出优化前后进气道出口截面畸变指数对比图,对比 $Ma_{\infty}=0.6$ 时,相同迎角下优化后进气道出口截面畸变指数明显下降,尤其表现在 4° 迎角之后,初始构型进气道畸变指数剧增,而优化后进气道畸变指数由 0.292 降至 0.179,畸变指数降低了 38.7%,进气道性能显著提升。针对优化构型进气道,随着来流马赫数增加,流动畸变逐渐增加,并且畸变指数的增值幅度变大, $Ma_{\infty}=0.7$ 时大迎角下进气道性能下降较快,设计时应该关注此右边界状态。

图 11 所示为不同来流马赫数下优化后进气道出口截面总压分布对比图. 结合图 11(a)和图 11(b)以及图 5 可知,随着迎角的增大,出口截面右上侧局部小低总压区逐渐发展扩大,最终形成右侧较大的低总压区,进气道性能也因此逐渐降低.再结合图 11(c)~图 11(f)可看出,在 2° 迎角时 3 个飞行状态下进气道出口截面总压分布较相似,均保持较高性能;而在大迎角 6° 时,随着来流马赫数的增加,进气道出口截面右侧低总压区逐

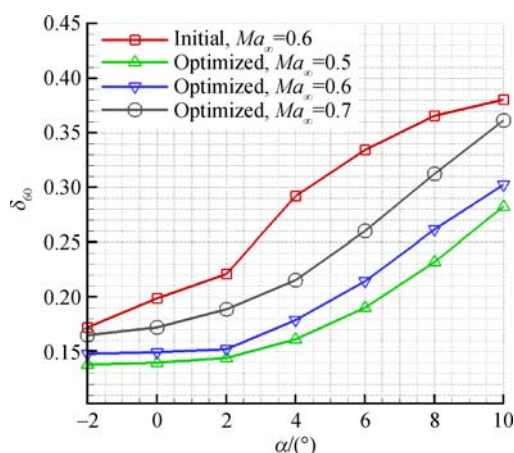


图 10 进气道出口截面畸变指数对比

Fig. 10 Comparison of distortion coefficient of exit of inlet

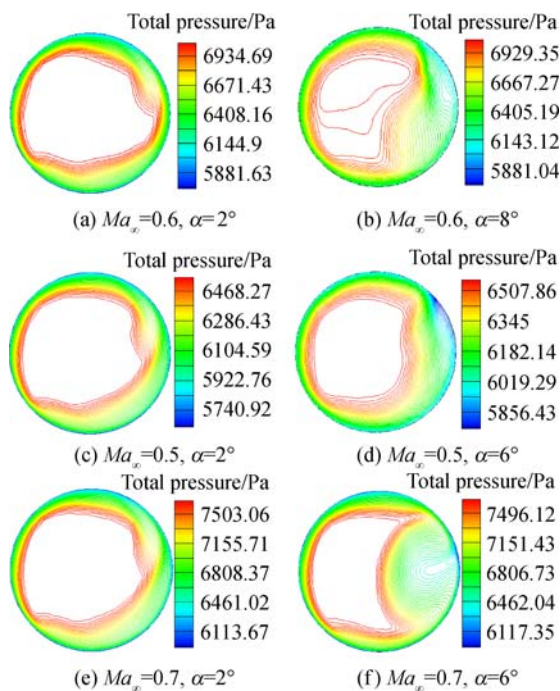


图 11 不同来流马赫数下优化后进气道出口总压分布
Fig. 11 Total pressure contours of exit of optimized inlet at different incoming Mach numbers

渐扩大,因而进气道性能逐渐降低,这主要由于外流速度增大且迎角较大时,激波出现且激波强度逐渐增强,激波/边界层的干扰会降低进气道的性能.

3.3 进气道偏航性能分析

由于本文飞翼布局无人机保形进气道本身具有非对称性,因而研究其偏航特性是有必要的.图 12 给出不同侧滑角(β)下优化后进气道左右两侧(从顺流方向看)出口总压分布图,由图明显看出,随着侧滑角的增大,左、右两侧进气道出口总压分布差异越来越大,左侧出口低总压区由截面左上方小低总压区慢慢扩大,而右侧出口低总压区主要表现为截面中心上方低总压区逐渐扩展,最终形成形似椭圆的低总压区,不过在小迎角 $\alpha=2^\circ$

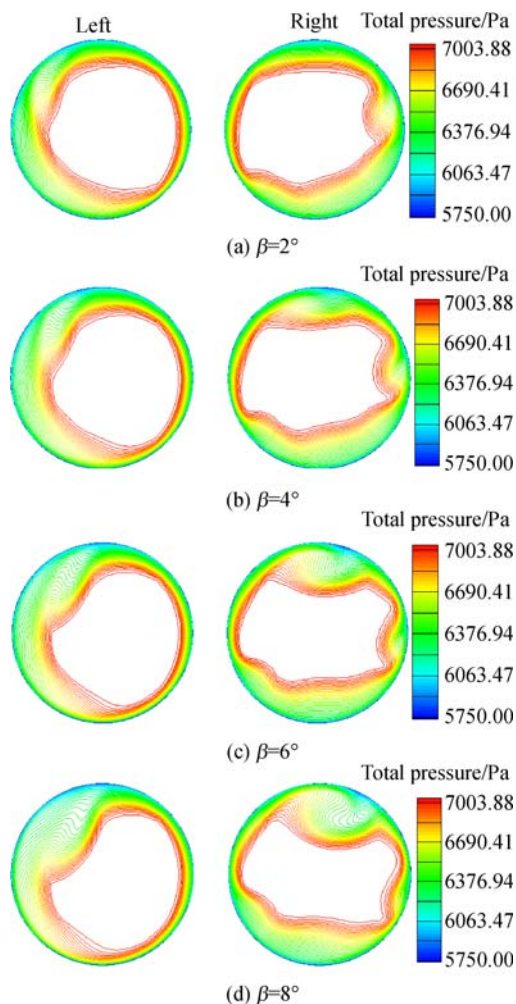


图 12 不同侧滑角下优化后进气道出口左、右侧总压分布 ($\alpha=2^\circ, Ma_\infty=0.6$)

Fig. 12 Total pressure contours of the left and right exit of optimized inlet at different sideslip angles ($\alpha=2^\circ, Ma_\infty=0.6$)

下,虽然侧滑角逐渐增大会导致进气道性能略微有所下降,但低总压区仍不大,能够保持较优性能。

图 13 所示为不同侧滑角下优化后进气道左右两侧截面总压分布。由图 13(a)可看出,左侧进气道在初始截面左侧即形成局部低总压区,这是由保形而引起的进气口不规则与侧滑角共同引起的,边界层内的低能气流沿着流向经过两弯离心力的作用,逐渐向左上方堆积并进一步扩大低总压区,右侧进气道则相似地向截面上方缓慢堆积发展。再对比图 13(b)可知,随着侧滑角的增大,左侧进气道初始截面低总压区略微增大,而右侧进气道低总压区则明显增大,这主要是由于侧滑导致了右侧进气道进气受阻,在进气道左侧堆积更多的低能气流,两侧进气道低总压区分布差异逐渐增大。

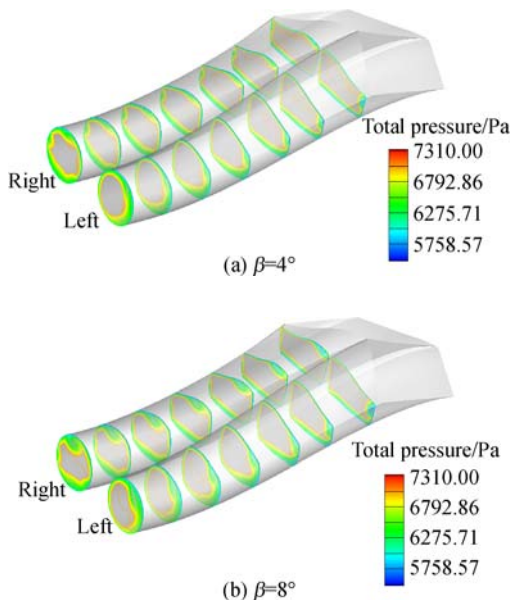


图 13 不同侧滑角下优化后进气道截面总压分布

($\alpha=2^\circ$, $Ma_\infty=0.6$)

Fig. 13 Total pressure contours on different sections of inlet with different sideslip angles

($\alpha=2^\circ$, $Ma_\infty=0.6$)

表 1 给出不同侧滑角下进气道左、右出口截面性能参数,由表 1 可知, 2° 迎角下随着侧滑角增大,左、右进气道性能只是缓慢地下降,总压恢复系数略微下降而畸变指数略升,不过两侧进气道性能参数较接近,且一直保持较优的性能;而在大迎角 6° 下,随着侧滑角增加,左、右进气道总压恢复系数和畸变指数差异逐渐增大,性能差异也逐渐明显,而且在大侧滑角 $\beta=6^\circ$ 之后左侧进气道性能急剧下降,表明侧滑角对于本文双发动机布局

的进气道气动特性在大迎角时影响较大。

表 1 不同侧滑角下进气道左、右出口性能参数

Table 1 Performance of left and right exits of inlet at different sideslip angles

$\alpha/^\circ$	$\beta/^\circ$	σ		δ_{60}	
		左	右	左	右
2°	2°	0.9764	0.9765	0.1551	0.1548
	4°	0.9755	0.9753	0.1674	0.1622
	6°	0.9750	0.9742	0.1855	0.1834
	8°	0.9736	0.9715	0.2121	0.2111
6°	2°	0.9557	0.9612	0.2311	0.2217
	4°	0.9472	0.9554	0.2638	0.2601
	6°	0.9242	0.9522	0.2977	0.2812
	8°	0.9147	0.9487	0.3154	0.2932

4 结 论

本文通过对保形进气道进行数值仿真验证,然后针对飞翼无人机进行双发动机布局保形非对称 S 弯进气道进行设计,并对进气道结合部分机身进行优化对比研究,研究表明:

1) 优化后进气道截面积分布前段明显更加平缓,后段略微提高;中心线前 1/3 段与初始构型接近,而后段曲率变化明显减缓,且中心线在横向存在一定偏距。

2) 优化后进气道出口截面总压恢复系数提高且畸变指数下降,尤其表现在 4° 迎角后进气道性能明显提升,其中 4° 迎角下总压恢复提高 5.46%,而畸变指数降低 38.7%。

3) 此类飞翼无人机双发动机布局保形非对称进气道在出口截面会形成较强的二次流,一定程度上会降低进气道性能。

4) 在小迎角下,优化后进气道受侧滑角的影响稍小,进气道仍能保持较优的性能,而在大迎角下,侧滑角对于进气道性能影响较大,进气道设计时应关注大迎角时侧滑角影响。

参考文献:

- [1] 张乐,周洲,李盈盈,等. 飞翼无人机保形非对称尾喷管设计及流场特性[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(5): 667-674.
ZHANG Le, ZHOU Zhou, LI Yingying, et al. Conformal asymmetry nozzle design and flow field characteristics of flying wing unmanned aerial vehicle[J]. Journal of North-

- western Polytechnical University, 2014, 32(5): 667-674. (in Chinese)
- [2] Mattingly J, Heiser W, Pratt D. Aircraft engine design [M]. 2nd ed. Reston, US: AIAA, 2002.
- [3] Seddon J, Goldsmith E. Intake aerodynamics [M]. Reston, US: AIAA, 1985.
- [4] Faroukhi S. Aircraft propulsion [M]. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons Inc., 2009.
- [5] Brear M J, Warfield Z. Flow separation within the engine inlet of an uninhabited combat air vehicle (UCAV) [J]. Journal of Fluids Engineering, 2004, 122(2): 124-156.
- [6] Kumar V, Alvi F. Use of high-speed microjets for active separation control in diffusers [J]. AIAA Journal, 2006, 44(2): 273-281.
- [7] Guo R, Seddon J. Swirl characteristics of an S-shaped air intake with both horizontal and vertical off sets [J]. Aeronautical Quarterly, 1983, 34: 130-146.
- [8] 刘雷, 宋彦萍, 陈焕龙, 等. 半埋入式 S 弯进气道设计及优化 [J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1303-1309.
LIU Lei, SONG Yanping, CHEN Huanlong, et al. Design and optimization of half flush-mounted S-shaped inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(10): 1303-1309. (in Chinese)
- [9] 甘文彪, 周洲, 许晓平, 等. S 弯进气道优化设计及分析 [J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1317-1324.
GAN Wenbiao, ZHOU Zhou, XU Xiaoping, et al. S-duct inlet optimal design and analysis [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(10): 1317-1324. (in Chinese)
- [10] Zhang J M, Wang C F. Multidisciplinary design of S-shaped intake [R]. AIAA-2008-7060, 2008.
- [11] Zhang W L, Knight D D, Smith D. Automated design of a three-dimensional subsonic diffuser [J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(6): 1132-1140.
- [12] Aranake A, Lee J G, Knight D, et al. Automated design optimization of a three-dimensional subsonic diffuser [J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(4): 838-847.
- [13] Zhang Z K, Lum K Y. S-shaped inlet design optimization using the adjoint equation method [R]. AIAA-2006-4453, 2006.
- [14] Lee B J, Kim C, Rho O H. Optimal shape design of the S-shaped subsonic intake using NURBS [R]. AIAA-2005-455, 2005.
- [15] Rademakers R P M, Kächele T, Bindl S, et al. Approach for an optimized evaluation of pressure and swirl distortion in S-shaped engine inlet configurations [R]. AIAA-2014-3594, 2014.
- [16] SHI Lei, Guo R W. Serpentine inlet design and analysis [R]. AIAA-2012-0839, 2012.
- [17] Johansson M. Propulsion integration in an UAV [R]. AIAA-2006-2834, 2006.
- [18] 张乐, 周洲, 许晓平, 等. 飞翼无人机保形进排气系统动力数值模拟与流场特性研究 [J]. 西北工业大学学报, 2015, 33(3): 353-360.
ZHANG Le, ZHOU Zhou, XU Xiaoping, et al. Numerical simulation of power and flow field characteristics of conformal intake and exhaust for flying wing unmanned aerial vehicle [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2015, 33(3): 353-360. (in Chinese)
- [19] Lee C C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft [R]. AIAA 85-3073, 1985.
- [20] Smith R E. Transfinite interpolation (TFI) generation systems [M]. London: CRC Press Inc, 1999.

(编辑: 陈 越)