

文章编号:1000-8055(2013)10-2355-09

基于 NURBS 曲线的涡控蛇形进气道设计

黄 晨¹, 谢文忠¹, 靖建朋²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国人民解放军 驻西安飞机工业 (集团) 有限责任公司军事代表室, 西安 710089)

摘 要: 利用 NURBS(non-uniform rational B-spline)曲线成功实现了涡控蛇形进气道参数化描述,并运用数值仿真方法对其中两个关键设计参数进行参数化研究. 仿真结果表明:①第二 S 弯上壁面两侧后掠状凸起型面诱导的受控旋涡能够将低能流牵引至出口两侧,从而抑制大范围的气流分离,但凸起角取值需权衡选取,否则将不利于涡控蛇形进气道综合性能的改善. ②通过抬高第二 S 弯下壁面能够减缓上壁面沿程逆压力梯度,进而影响第二 S 弯上壁面的流态,恰当的取值能够以微小的总压损失换取大幅度的畸变改善. ③当设计参数选取恰当时,涡控蛇形进气道在设计状态下总压恢复系数为 0.9667,畸变指数为 0.2451. 进气道性能较传统方案有显著改善,使得蛇形进气道迈向工程实用成为可能.

关 键 词: 涡控蛇形进气道; 受控旋涡; 低能流; NURBS (non-uniform rational B-spline); 凸起角

中图分类号: V236

文献标志码: A

Design of vortex-controlled serpentine inlet based on NURBS curve

HUANG Chen¹, XIE Wen-zhong¹, JING Jian-peng²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Military Representative Office of Chinese People's Liberation Army in
Xi'an Aircraft Industry (Group) Company Limited, Xi'an 710089, China)

Abstract: A parametric description method was established using NURBS (non-uniform rational B-spline) curve, and effects of two key parameters on the inlet performance were studied by numerical simulation. Results show:(1) Controlled vortex induced by backswept convex pon the second S-duct can lead low momentum flow to side regions of AIP (aerodynamic interface plane), and the separation region can be reduced. The value of convex angle need to be selected appropriately, otherwise the convex angle is not conducive to the improvement of the vortex-controlled serpentine inlet performance. (2) Uplifting the lower wall of second S-duct properly could alleviate the adverse pressure gradient on the wall, which has positive effects on the flow within ducts. (3) While the design parameters are chosen appropriately, the total-pressure recovery coefficient of the vortex-controlled serpentine inlet is 0.9667 under design conditions, the distortion index is 0.2451, and the inlet performance has been significantly improved.

收稿日期:2012-09-20

网络出版地址:

基金项目:国家自然科学基金(11002069)

作者简介:黄晨(1989—),男,江西宜春人,硕士生,主要从事内流气体动力学方面研究.

Key words: vortex-controlled serpentine inlet; controlled vortex;
low-momentum fluid; NURBS (non-uniform rational B-spline);
convex angle

为了提高亚声速无人作战飞行器(unmanned combat air vehicle,UCAV)在战场上的生存能力和突防能力,其自身隐身性能的提升就显得尤为重要.在无人作战飞行器上越来越多的采用蛇形进气道,通过其内壁面剧烈的弯曲,能够阻止雷达波对发动机叶片的直接照射.同时,由于雷达波在进气道内多次反射,使得由发动机叶片传回探测源的雷达信号少之又少,如果能够在进气道内壁面涂抹适当的吸波材料,将大大减小飞行器的雷达散射面积(radar-cross-section,RCS)^[1].蛇形进气道的运用还有利于缩短飞行器的长度,减少飞行器的质量,降低燃油消耗,提高敏捷性^[2].虽然蛇形进气道有着如此多的优点,但是由于其设计上要求在极短的长度范围内通过双 S 弯实现发动机进口的全遮挡,使得蛇形进气道内流场异常复杂,气动性能低,难以设计.

针对蛇形进气道内流场,国内外学者展开了大量的研究.其中 Brear 等通过油流试验观察到位于蛇形进气道第二 S 弯上壁面的复杂分离结构——“第一类猫头鹰脸”(“owl-face of the first kind”)分离结构,该分离对进气道性能产生极其不利的影响,并指出蛇形进气道长度不能无限缩短^[3].从 Mayer 等的研究中也看出:通过改变进气道第一 S 弯和第二 S 弯的长度比及中间截面形状等方式,在进气道出口下部对称面附近始终存在大量的低能流堆积^[4].由此可知传统设计手段所得的蛇形进气道将难以直接运用于工程实践之中^[5].

于是针对蛇形进气道及其相似的大偏距短扩压 S 弯进气道,众多学者将研究焦点转向了各种流场控制技术.例如采用固体式涡流发生器^[6-8]、气动式涡流发生器^[2,9]及合成射流^[10].甚至有学者运用流场监测设备,针对流场改变时所反馈的不同信号,调节流场控制设备,实现对进气道内流场的反馈控制^[11].尽管这些流场控制在一定程度上能够提高进气道的性能,但是不可避免地会带来诸多负面影响,诸如增加飞行器质量、降低隐身性能、产生附加阻力、增加维护成本等等^[11].

南京航空航天大学内流研究中心的研究人员从涡动力学的角度进行理论分析,得出了型面的三维弯曲效应对蛇形进气道内多个流向涡的生

成、边界层迁移及气流分离的影响机理,并在此基础上提出了蛇形进气道的涡控设计概念^[12],即利用蛇形进气道本身的型面弯曲导致的气流分离旋转方向相反且强度适中的旋涡来抑制气流分离.但是针对复杂的涡控型面,文献^[12]仅通过 CATIA 软件进行了初步构型,并未给出设计方法.本文将利用 NURBS 曲线对复杂涡控型面的蛇形进气道进行参数化设计,同时还研究了其中两个关键设计参数对涡控蛇形进气道气动性能的影响规律.

1 涡控蛇形进气道设计

长径比 $L/D \leq 3$ (L 为内通道长度, D 为出口直径)的蛇形进气道,在纵向和横向存在较大幅度的弯曲,而涡控型面的引入,使得蛇形进气道第二 S 弯的型面弯曲更加剧烈,倘若采用传统 S 弯的设计方法^[13]则难以实现涡控蛇形进气道的气动设计.近年来,在 CAD(computer aided design)领域被广泛应用的 NURBS 能够实现三维复杂型面轮廓线的设计,本文将利用 NURBS 在仅知曲面轮廓的条件下,拟合出涡控蛇形进气道内通道的关键控制曲线,从而使得涡控蛇形进气道的参数化描述变为可能.

1.1 NURBS 曲线基本原理

NURBS 曲线具有算法执行速度快、数值稳定及设计过程直观等优点.一条 p 次(若未特别说明,本文采用曲线次数 $p=3$)NURBS 曲线定义为

$$C(u) = \frac{\sum_{i=0}^n N_{i,p}(u) \omega_i P_i}{\sum_{i=0}^n N_{i,p}(u) \omega_i} \quad 0 \leq u \leq 1 \quad (1)$$

其中 $N(u)$ 为 NURBS 曲线的基函数, ω_i 为权因子(若未进行特别说明,权因子默认取值为 1), P_i 为控制点(用于形成控制多边形),曲线在首尾与控制多边形相切^[14].如图 1 中所示,曲线 L 为 4 控制点 P_0, P_1, P_2, P_3 拟合而成的三次 NURBS 曲线,且首尾分别与 $P_0 P_1, P_2 P_3$ 相切.当首尾两点 P_0, P_3 及切矢固定时,可通过如下方程:

$$\begin{cases} P_0P_1 = t_1 \times P_0P_{3p} \\ P_{0p}P_2 = t_2 \times P_3P_{0p} \end{cases} \quad (2)$$

获取中间控制点 P_1, P_2 的坐标,其中 P_{3p} 点为 P_3 点在曲线起点 P_0 切线上的投影, P_{0p} 点为 P_0 点在曲线终点 P_3 切线上的投影, t_1, t_2 ($0 < t_1, t_2 < 1$) 为系数,通过调节系数的大小改变中间控制点的位置,从而改变曲线的弯曲程度.如图 1 通过改变 P_2 点的位置至 P'_2 ,即可得到样条曲线 L' .

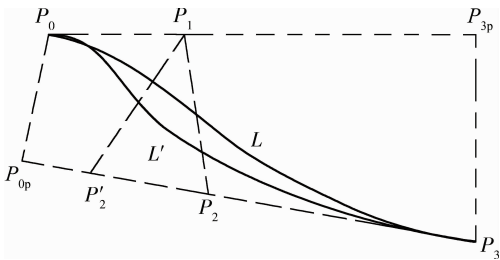


图 1 NURBS 曲线及控制多边形
Fig. 1 NURBS curves and its control polygon

1.2 设计步骤

与文献[12]类似,本文中涡控蛇形进气道进口形状为类三角形,美国的 X-45A 和欧洲的神经元(neuron)等 UCAV 均采用的是该类进口,因此具有一定的代表性.下面将在给定进、出口限制条件下对涡控蛇形进气道内通道分第一 S 弯和第二 S 弯进行参数化设计,并且由于对称性,下文仅对涡控蛇形进气道一半内通道的设计进行论述.

1.2.1 第一 S 弯设计

第一 S 弯所采用的设计思路为:拟合生成 3 条 NURBS 曲线作为第一 S 弯壁面的引导线,将进口横截面和中间横截面相连接,生成如图 2 所示的第一 S 弯线框,将线框导入商业绘图软件如 UG, CATIA 中,采用扫掠等命令即可生成曲面.具体设计步骤如下:

1) 中间横截面的设计.中间横截面即为第一 S 弯的出口截面,同时也是第二 S 弯的进口截面,其选取与定位必须确保最终的内通道型面对出口截面的全遮挡.通过前期开展的研究发现,采用类倒三角形形状的中间横截面与下游第二 S 弯的涡控型面能够较好地耦合.

2) 引导线的生成.第一 S 弯 3 条引导线 L_i ($i=1, 2, 3$) 拟合生成方法相同,所生成的 NURBS 曲线与图 1 中相类似同为 4 个控制点.以引导线 L_1 为例,①构建控制多边形,以进口横截面上最边缘点 P_{is} 为起点,中间横截面上最边缘点 P_{ms} 为

终点构建控制多边形,为保证端点切向矢量与流向(图 2 中 x 向)相切,其控制多边形 $P_{is}P_{11}, P_{ms}P_{12}$ 两边应与流向平行(P_{11}, P_{12} 为中间控制点,相当于图 1 中 P_1, P_2 两点),通过式(2)即可获得两个中间控制点的坐标,其中,系数 t_i 所乘项即为第一 S 弯长度 L_{s1} .②通过所获取的控制点拟合曲线.将所获取的控制点代入式(1)中,采用三次 NURBS 曲线,节点向量采用均匀分布形式,由此即可得出曲线 L_1 .获取另外两条引导线方法相同,在此不累述.若需要对曲线进行更加精细地调节,可通过添加控制点的方法实现.

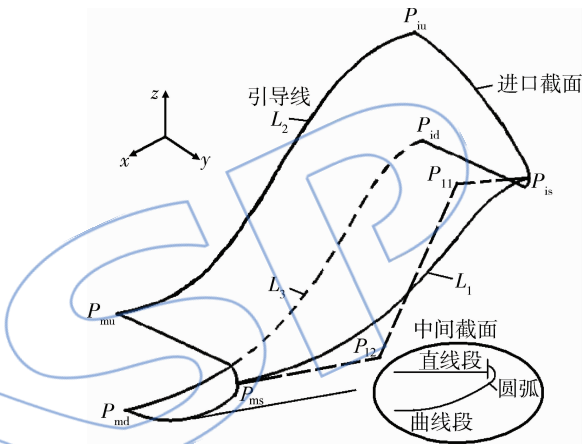


图 2 第一 S 弯线框图
Fig. 2 Sketch map of curves of first S-duct

3) 由进口横截面、中间横截面及引导线所构成的第一 S 弯线框后,即可将其导入商业绘图软件中生成第一 S 弯型面.

从前文可以看出,在设计过程中,并未像传统设计方法采用面积规律,因此有必要在进气道型面生成后运用面积规律对沿程截面进行调整.将对称面上、下两条引导线分别分为 n 等分,两两连接相对应等份点作为生成中心线、辅助线,连接辅助线中间点 C_{P_i} 作为进气道中心线并设置曲线首尾与流线相切,生成与中心线法平面相交的进气道初始截面线.如图 3 面积调整方法所示,保持中心线不变,各截面线以与其相对应的中间点 C_{P_i} 为参考点,运用前缓后急 S 曲线规律^[15],进行缩放以调整进气道截面面积(可运用商业绘图软件中自带的缩放命令).扫掠缩放所得的截面线,重新生成进气道曲面.

1.2.2 第二 S 弯设计

针对第二 S 弯的设计,如果采用与第一 S 弯相似的设计思路,即通过中间横截面和出口横截

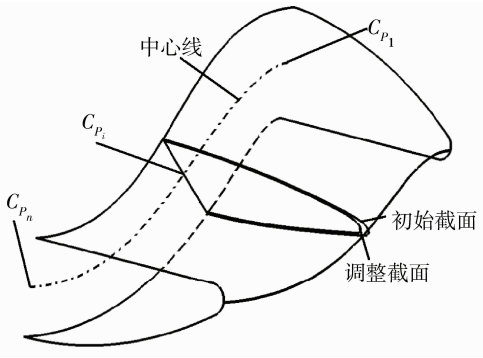


图 3 面积调整方法示意图

Fig. 3 Sketch map of method of area adjustment

面作为起始截面与终止截面,拟合 3 条 NURBS 曲线作为引导线直接扫掠成相应的气动型面,将无法在第二 S 弯上壁面形成中间高两边低且连续分布的低压条带,即难以实现蛇形进气道涡控设计概念^[12]中关键涡控型面的生成.因此,需将第二 S 弯上、下壁面分开设计,尤其是设计第二 S 弯上壁面时需在沿程插入能够生成涡控型面的过渡曲线,具体设计步骤如下.

第二 S 弯上壁面设计:

1) 生成引导线 L_4, L_5 . 生成方法与第一 S 弯引导线生成方法相类似,如图 4 所示,两条引导线分别以 P_{mu}, P_{ms} 为起点, P_{eu}, P_{es} 为终点,4 点切向矢量方向均为流向.采用式(2)获取中间控制点,系数 t_i 所乘项即为第二 S 弯长度 L_{s2} .同样,通过调节系数控制曲线的弯曲程度.

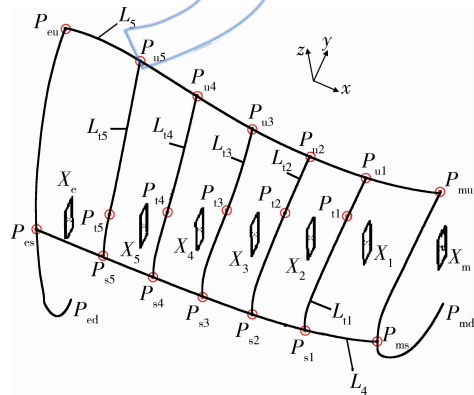


图 4 第二 S 弯上壁面线框图

Fig. 4 Sketch map of curves of second S-duct

2) 生成横截面过渡曲线. 本文给出沿程首尾两段横截面过渡曲线的关键设计参数,其余过渡曲线设计参数通过插值获取. ①过渡曲线端点生成. 如图 4 所示,为使得受控旋涡能够发挥最佳效果,首尾过渡曲线所在平面 X_1, X_5 距中间横截面

距离为第二 S 弯长度的 0.2 倍, $X_i (i=2\sim4)$ 为中间横截面和出口横截面之间均匀分布的 3 个平面,运用二分搜索法求出 $X_i (i=1\sim5)$ 与引导线 L_4, L_5 的交点作为过渡曲线的端点. ②首尾横截面过渡曲线控制多边形的获取. 构成第二 S 弯上壁面的横截面形状大致轮廓如图 5 中所示,将曲

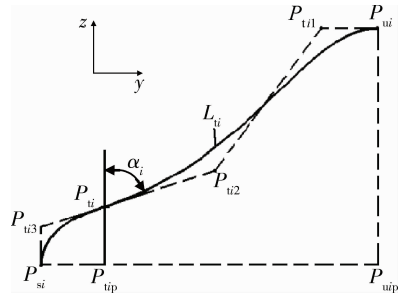


图 5 过渡截面线及控制多边形

Fig. 5 Polygon of the transition section curve

线 L_{ti} 分为两段,通过其分界点 P_{ti} 引导低压条带的形成.分界点 P_{ti} 可通过其在横截面轮廓线范围内的相对位置进行定位,计算公式为

$$\begin{cases} P_{ui}P_{uip} - P_{ti}P_{tip} = k_1 \times P_{ui}P_{uip} \\ P_{tip}P_{uip} = k_2 \times P_{si}P_{ui} \end{cases} \quad (3)$$

其中 P_{uip}, P_{tip} 为 P_{ui}, P_{ti} 在 y 向直线 $P_{si}P_{uip}$ 上的投影.系数 k_1, k_2 的选取需考虑后掠状低压带的形成及与中间横截面、出口横截面的平滑过渡.将过渡曲线分为两段后,曲线段 $P_{ui}P_{ti}$ 中间控制点 P_{ti1}, P_{ti2} 通过式(2)获取.其中线段 $P_{ti}P_{ti2}$ 与 z 轴的夹角 α_i 定义为凸起角(针对内流场而言),曲线段 $P_{ti}P_{si}$ 仅由 3 个控制点组成,选用二次 NURBS 曲线. P_{si} 点处切向矢量方向为高度方向, P_{ti} 处切向矢量方向与线段 $P_{ti}P_{ti2}$ 方向相同,即保证过渡曲线在分界点处的 2 阶连续.通过几何关系即可确定中间控制点 P_{ti3} . ③获取其余过渡曲线控制多边形.其余过渡曲线控制多边形通过首位控制多边形插值获取,插值方程采用

$$\begin{aligned} \varphi &= [A(x/L_{s2})^4 + B(x/L_{s2})^3 + C(x/L_{s2})^2]^k \\ t_i &= (t_5 - t_1) \times \varphi + t_1 \end{aligned} \quad (4)$$

其中 x 表示各过渡曲线的流向坐标, t_i 表示获取中间控制点所需系数及凸起角度, A, B, C 用于控制 t_i 的变化规律,取值规律可参见文献[15-16]. k 则用于配合 A, B, C 的变化. ④横截面过渡曲线生成.将控制点代入式(1)中分别拟合出两段 NURBS 曲线,运用升阶算法将二次 NURBS 曲线升为三次,后将两段曲线采用二分搜索法相连接(也可将其导入商业软件后连接).在设计过程

中能够需要注意的是,为了与中间横截面及出口横截面相耦合,需适当调整首尾过渡曲线 P_{t3} 所对应的权因子。

第二 S 弯下壁面设计:在设计过程中发现仅依靠上壁面凸起处低压条带形成的受控旋涡并不足以充分抑制蛇形进气道的第二 S 弯上壁面的气流分离,而须将临近出口处下壁面的稍稍抬起,这可以通过改变第二 S 弯引导线 L_6 弯曲程度实现。如图 6 所示,相对于其余引导线, L_6 多引入一个控制点 P_{d2} 用以控制下壁面抬起高度,通过公式

$$\begin{cases} P_{d2}P_{d2p} - P_{md}P_{mdp} = h_1 \times R \\ P_{mdp}P_{d2p} = \bar{h}_2 \times L_{s2} \end{cases} \quad (5)$$

式中 h_1 为下壁面抬起高度, $\bar{h}_2$ 为抬起的横向位置, R 为出口横截面半径。确定 P_{d2} 点位置,其余两个中间控制点位置可通过式(2)确定,注意引导线两端切向矢量方向为流向,系数 t_i 所乘项为第二 S 弯长度。

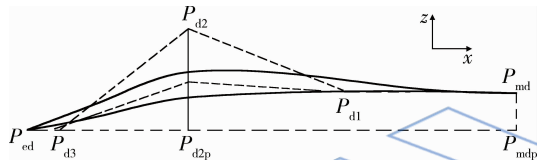


图 6 第二 S 弯下壁面引导线
Fig. 6 Guide curve on second S-duct

在完成第二 S 弯线框造型后,将其导入商业绘图软件运用扫掠等命令,即可完成第二 S 弯的曲面初步造型。与第一 S 弯相同,初步完成曲面造型后有必要对第二 S 弯型面进行调整。由于涡控蛇形进气道第二 S 弯型面异常复杂,单个 S 弯规律难以描述第二 S 弯型面面积变化规律,因此,有必要将其分为两段,后再分别运用 S 曲线规律^[15]描述,如图 7 第二 S 弯型面面积变化规律所示(图

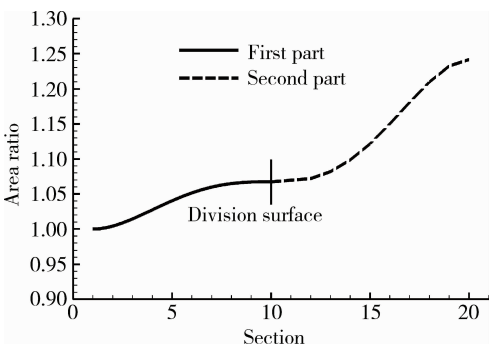


图 7 第二 S 弯型面面积变化规律

中纵坐标为第二 S 弯各截面面积与中间过渡截面面积比值,横坐标为中间截面编号)。以第二 S 弯 1/2 处截面为分界,分界截面处面积保持不变,中间横截面至分界截面采用前急后缓规律进行插值,分界截面至出口截面采用前缓后急规律进行插值,以重新获取横截面面积参数。缩放调整各截面后,扫掠各缩放截面重新生成第二 S 弯曲面。图 8 为所生成涡控蛇形进气道示意图。

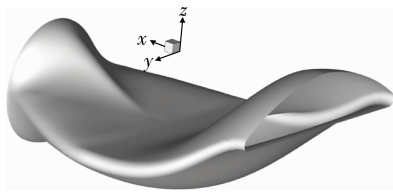


图 8 涡控蛇形进气道示意图
Fig. 8 Sketch map of vortex-controlled serpentine inlet

2 关键设计参数影响及分析

本文运用数值仿真方法对涡控蛇形进气道设计中的两个关键设计参数进行了参数化研究,其中机身形状为类 X-45A 飞行器。

利用商业软件 Fluent 对三维 N-S 方程进行求解。数值方法中时间推进采用隐式 LU-SGS (lower-upper symmetric Gauss-Seidel) 方法,无黏对流通量采用 Roe 格式进行分解,界面左右态值通过具有 2 阶精度插值得到。研究中采用 $k-\omega$ SST (shear stress transport) 湍流模型。计算所采用边界条件类型:压力远场边界、压力出口边界限定流量、对称边界及无滑移绝热固壁边界等。计算收敛以方程残差下降 4 个数量级为准则,同时保证进气道出口流量稳定。计算域中壁面网格及对称面网格如图 9 所示,网格单元为六面体,半场网格总数约 217 万。

文中所采用数值方法与参考文献[12]中完全一致,并利用文献[17]中蛇形进气道的试验结果进行算例校验,可作为研究该类剧烈弯曲的蛇形进气道复杂内流场的有效工具。

由于篇幅所限,本文仅对横截面过渡曲线 L_{15} 上的凸起角 α_5 和第二 S 弯下截面抬起高度 h_1 两个关键设计参数进行了参数化研究。涡控蛇形进气道各参数的取值如表 1~表 3 所示。

Fig. 7 Transformation law of the cross-sectional area of the second S-duct

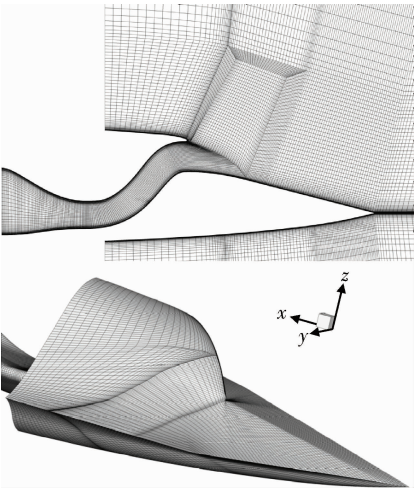


图 9 涡控蛇形进气道网格

Fig. 9 Grid of vortex-controlled serpentine inlet

表 1 涡控蛇形进气道主要设计参数

Table 1 Main design parameters of the vortex-controlled serpentine inlet

参数	数值
面积扩张比	1.30
进气道总长度	2.80D
进出口纵向偏距	0.66D

注: D 为进气道出口直径.

表 2 涡控蛇形进气道引导线系数

Talbe 2 Guide curve coefficients of vortex-controlled serpentine inlet

引导线	t_1	t_2	h_1	$\bar{h}_2$
L_1	0.26	0.33		
L_2	0.50	0.41		
L_3	0.25	0.31		
L_4	0.38	0.92		
L_5	0.25	0.31		
L_6	0.34	0.96	待定	0.67

表 3 涡控蛇形进气道过渡曲线系数

Table 3 Transition section curve coefficients of vortex-controlled serpentine inlet

过渡曲线	t_1	t_2	k_1	k_2	$\alpha_i/(^\circ)$
L_{t1}	0.20	0.80	0.30	0.02	0
L_{t5}	0.25	0.50	0.85	0.30	待定

2.1 凸起角 α_5 的影响

保持其余设计参数不变,且 $h_1=0.288$,改变过渡曲线 L_{t5} 上凸起角 α_5 的大小,研究其对涡控蛇形进气道性能的影响.图 10 为进气道出口流量匹配时涡控蛇形进气道性能随凸起角的变化曲线,从图中可看出,随着凸起角 α_5 增大,总压恢复系数 σ 、畸变指数 δ_{dc60} 逐渐减小.

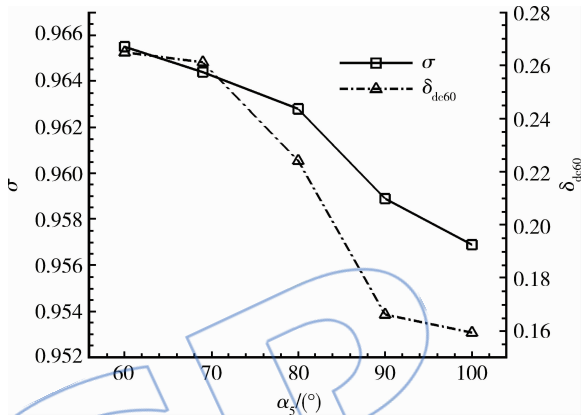


图 10 匹配流量下涡控蛇形进气道性能随凸起角的变化曲线

Fig. 10 Variation curves of vortex-controlled serpentine inlet performance with the convex angle at matching flow

图 11 给出了涡控蛇形进气道出口总压恢复系数及二次流图谱,结合图 12 可以看出:在研究范围内,第二 S 弯上壁面后掠状低压条带均已成功诱导形成了受控旋涡^[12],且较好抑制第二 S 弯上壁面大范围的气流分离.此时,受控旋涡导致的掺混损失主导了进气道总压恢复系数的变化趋势.随着凸起角的增大,受控旋涡强度增大,掺混损失增加,导致总压恢复系数下降.同时,受控旋涡对边界层低能流的迁移特性体现在:当凸起角较小时,低能流较多的集中在出口下壁面;随着凸起角增加,受控旋涡强度增加,使得侧壁面低能流堆积现象加剧,出口流场沿周向分布反而显得较为均匀,使得畸变指数降低.

综合权衡总压恢复系数 σ 和畸变指数 δ_{dc60} ,凸起角 α_5 取 $65^\circ\sim80^\circ$ 为宜.

2.2 第二 S 弯下壁面抬起高度参数 h_1 的影响

保证其余设计参数不变,且 $\alpha_5=69^\circ$,改变下壁面抬起高度 h_1 ,研究其对涡控蛇形进气道性能的影响.图 13 为出口流量匹配时, h_1 取值不同所对应的涡控蛇形进气道性能参数曲线,可以看出,随着 h_1 的增加,总压恢复系数减小,而畸变指数先

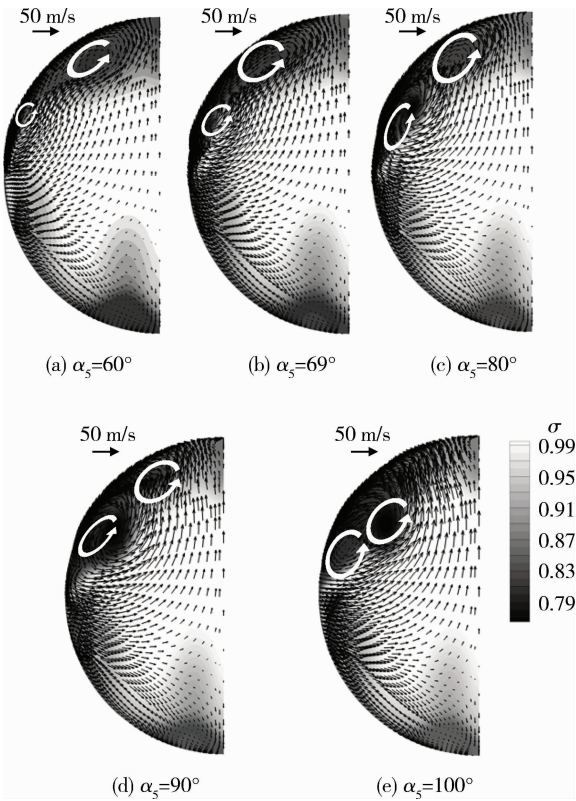


图 11 不同凸起角下涡控蛇形进气道出口总压恢复系数及二次流分布

Fig. 11 Total-pressure recovery coefficients of outlet and second flow distribution of vortex-controlled serpentine inlet with different convex angles

减小后增加.

从图 14 给出的出口总压恢复系数及二次流分布图谱可以看出,随着 h_1 增加,对称面下壁面附近的低能流堆积区逐渐增加,并且下壁面流态的恶化对涡控蛇形进气道总压恢复系数的影响起主导作用,而上方的低能流堆积区则逐渐减小,两者的综合作用使得 60° 扇形区内最低总压对应的中心位置逐渐从出口上方迁移至下方. 可作如下

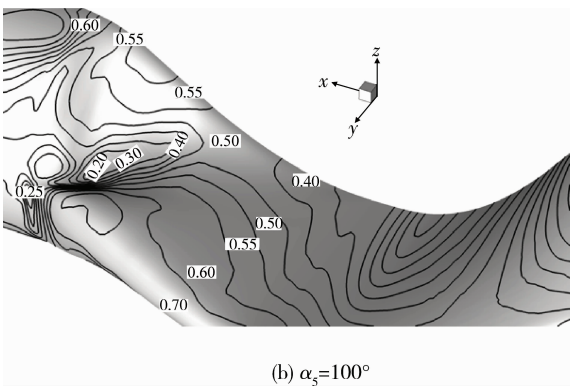
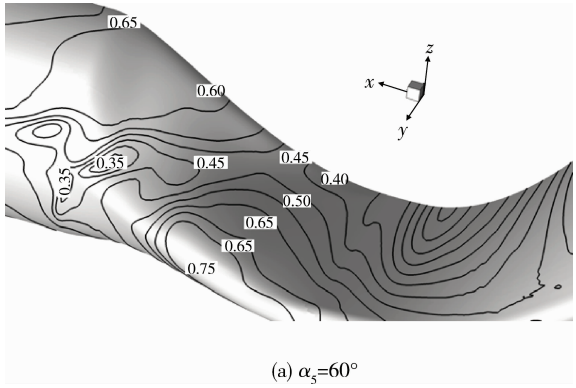


图 12 不同凸起角下涡控蛇形进气道壁面静压系数分布

Fig. 12 Static pressure coefficient distribution on the wall of vortex-controlled serpentine inlet with different convex angles

分析:当 h_1 增加时,第二 S 弯下壁面临近出口弯曲程度不断增加(参见图 6),气流逐渐发生局部气流分离,导致下壁面流态的恶化. 此外,当 h_1 增加时,由图 15 可知第二 S 弯上壁面起始段逆压力梯度减小,使得第二 S 弯上壁面的局部分离区后

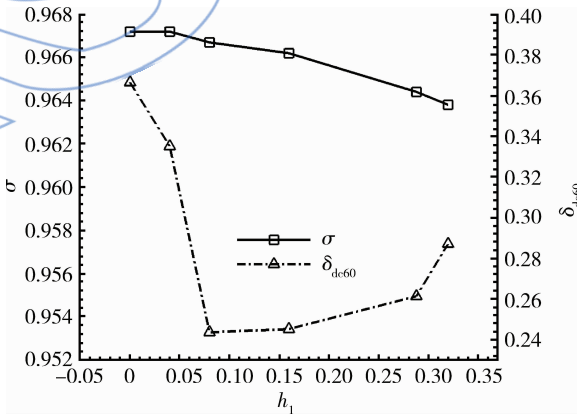
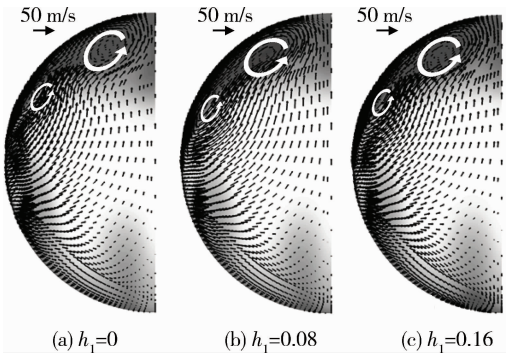


图 13 匹配流量下涡控蛇形进气道性能随抬起高度 h_1 变化曲线

Fig. 13 Variation curves of vortex-controlled serpentine inlet performance with h_1 at matching flow



移(参见图 16),上壁面的流态得到相应改善. 由

此可见,抬高 h_1 是通过改变第二 S 弯沿程逆压力梯度来影响第二 S 弯上壁面的流态的.

综合考虑总压恢复系数和畸变指数,抬起高度 h_1 适当的选取范围是 0.08~0.3.

3 结 论

本文通过运用 NURBS 曲线对涡控蛇形进气道进行参数化设计,并通过全三维仿真研究了两个关键设计参数的改变对涡控蛇形进气道性能的影响,得出以下结论:

- 1) 采用 NURBS 曲线能够完成对涡控蛇形进气道复杂型面的参数化描述.
- 2) 第二 S 弯上壁面凸起的存在,成功形成牵引低能流所需的低压条带,但当凸起角取值较小时,并不足以发挥涡控蛇形进气道最佳性能;凸起角取值过大时造成低压条带诱导所形成的受控旋涡强度过大,将导致涡控蛇形进气道总压恢复系数较低,适宜取值范围为 $65^{\circ}\sim 80^{\circ}$.
- 3) 通过调节下壁面抬起高度 h_1 能够改变第二 S 弯沿程逆压力梯度进而影响第二 S 弯上壁面的流态,恰当的取值能够以微小的总压损失换取大幅度的畸变改善,抬起高度 h_1 宜选取 0.08~0.3.
- 4) 当设计参数选取恰当时,本研究中的涡控蛇形进气道总压恢复系数达到 0.9667,畸变指数达到 0.2451,相较传统蛇形进气道而言,性能得到大幅提升.

参考文献:

[1] 石磊,郭荣伟. 蛇形进气道的电磁散射特性[J]. 航空学报, 2007,28(6):1296-1301.
SHI Lei, GUO Rongwei. Electromagnetic scattering characteristics of serpentine inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007,28(6):1296-1301. (in Chinese)

[2] Rabe A C. Effectiveness of a serpentine inlet duct flow control scheme at design and off-design simulated flight conditions[D]. Blacksburg Virginia, US: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003.

[3] Brear M J, Warfield Z, Mangus J F, et al. Flow separation within the engine inlet of an uninhabited combat air vehicle (UCAV)[J]. Journal of Fluids Engineering, 2004,126(2): 266-272.

[4] Mayer D W, Anderson B H, Johnson T A. 3D subsonic diffuser design and analysis[R]. AIAA 98-3418, 1998.

[5] 朱宇,王霄. 短 S 形进气道流动特性数值模拟研究[J]. 飞机设计, 2004,12(4):1-6.
ZHU Yu, WANG Xiao. A numerical simulation investigation of flow characteristics for short-S inlet ducts[J]. Aircraft Design, 2004,12(4):1-6. (in Chinese)

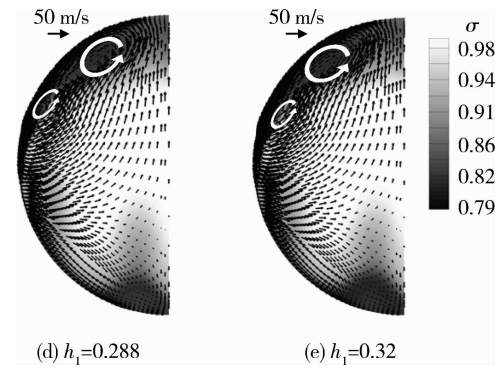


图 14 不同抬起高度 h_1 下涡控蛇形进气道出口总压恢复系数及二次流分布

Fig. 14 Pressure recovery coefficients and second flow of vortex-controlled serpentine inlet with different h_1

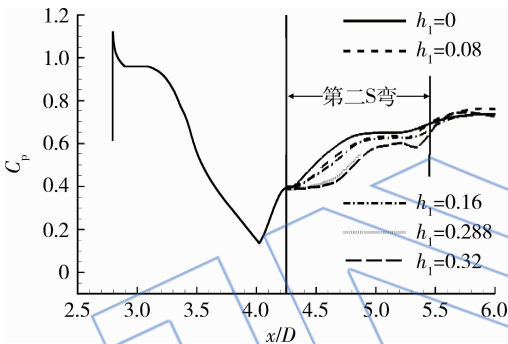


图 15 涡控蛇形进气道对称面上壁面静压系数分布曲线

Fig. 15 Static pressure coefficient distribution curves on the up wall of symmetry face of vortex-controlled serpentine inlet

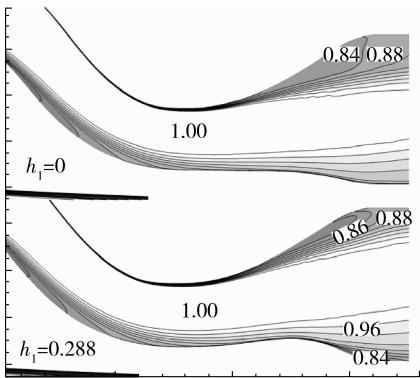


图 16 不同抬起高度 h_1 下涡控蛇形进气道对称面的总压恢复系数

Fig. 16 Total-pressure recovery coefficients on the symmetry face of vortex-controlled serpentine inlet with different h_1

- [6] Jirasek A. Design of vortex generator flow control in inlet [J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(6):1886-1892.
- [7] Reichert B A, Wendt B J. An experimental investigation of S-duct flow control using arrays of low-profile vortex generators[R]. AIAA-93-0018, 1993.
- [8] Reichert B A, Wendt B J. Improving diffusing S-duct performance by secondary flow control[R]. AIAA-94-0365, 1994.
- [9] Gorton S L, Owens L R, Jenkins L N, et al. Active flow control on a boundary-layer-ingesting inlet [R]. AIAA 2004-1203.
- [10] Mathis R, Duke D, Kitsios V, et al. Flow control in s-shaped air intake using zero-net-mass-flow[C]// *Proceedings of 16th Australasian Fluid Mechanics Conference*. Brisbane, Australia; The University of Queensland, 2007: 892-898.
- [11] Anderson J M. Non-intrusive sensing and feedback control of serpentine inlet flow distortion[D]. Blacksburg Virginia, US; Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003.
- [12] 谢文忠, 郭荣伟. 蛇形进气道涡控设计研究[J]. *航空学报*, 2011, 32(10):1086-1814.
XIE Wenzhong, GUO Rongwei. Vortex-controlled design research for serpentine inlet[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(10):1086-1814. (in Chinese)
- [13] Lee C C, Boekicker C. Subsonic diffuser and performance for advanced fighter aircraft[R]. AIAA 85-3073, 1985.
- [14] Piegl L, Tiller W. 非均匀有理 B 样条[M]. 赵罡, 穆国旺, 王拉柱, 译. 北京:清华大学出版社, 2010.
- [15] 李其弢, 郭荣伟, 付强. 一种高亚音速弹用 S 弯进气道设计及其特性[J]. *南京航空航天大学学报*, 2002, 34(2): 108-113.
LI Qitao, GUO Rongwei, FU Qiang. Design and performance of S-shaped inlet for high subsonic missiles[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2002, 34(2):108-113. (in Chinese)
- [16] 周慧晨, 谭慧俊, 李湘萍. 复杂变截面进气道的一种设计方法[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(6):1357-1363.
ZHOU Huichen, TAN Huijun, LI Xiangping. Unique design method of subsonic inlet with complex cross-sectional shape[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(6):1357-1363. (in Chinese)
- [17] Sun S, Guo R W. The serpentine inlet performance enhancement using vortex generator based flow control[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2006, 19(1):10-17.