背负式S形进气道流场控制技术

李大伟 马东立

(北京航空航天大学 无人驾驶飞行器设计研究所, 北京 100191)

摘 要: 通过在已有的S形进气道入口第一弯底部布置一系列类机翼的导流叶片,来改善出口流场分布,抑制旋流,减小出口畸变指数.分析了导流叶片的高度、弦长、攻角和安装位置(轴向位置和横向位置)这几个参数对S形进气道内流的影响,并利用计算流体力学(CFD)方法针对导流叶片的组数展开研究,得到最优结果.结果表明,采用优化后的导流叶片,可以有效抑制内流分离,降低S形进气道出口畸变指数,改善流场品质. 这些分析结果对于涡流发生器的设计有一定的指导意义.

关 键 词: 进气道; 流场控制; 计算流体力学; 无人机

中图分类号: V 211.48

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2008)12-1456-04

Improving dorsal S-shaped inlet performance by vortex flow control

Li Dawei Ma Dongli

(Research Institute of Unmanned Aerial Vehicle, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to effectively reduce flow distortion produced in the S-shaped inlet, a computational fluid dynamics (CFD) procedure was used to design vortex generator installations near the entry of the diffuser. Several parameters, i. e. the ratio of generator blade height to local boundary layer thickness, the locating position, angle against the centerline, that characterize the vortex generator array were discussed to determine their effects. Especially the numbers of blades were varied to minimize total pressure distortion by restructuring the development of secondary flow. The results show that by using a properly designed vortex generator array total pressure distortion can be greatly reduced and flow separation can be totally prevented, the vortex generator with 8 pairs of blades reduced the circumferential distortion from 0.11 to 0.09. These results should provide valuable guidance in designing vortex generator installations in the S-shaped inlet.

Key words: ducts; flow control; computational fluid dynamics; unmenned vehicles

无人机广泛用于战役及战略级侦察、监视等诸多领域.国内外对无人机开展了大量研究.在无人机设计中,S形进气道得到广泛应用,S形进气道不但能大大减小推进系统的雷达散射截面,提高无人机的隐身性能,而且能够减小推进系统的迎风面积,降低迎风阻力.但由于S形进气道本身形状的限制和进气特点,势必存在进气道出口总压恢复较低,畸变较大的问题.为此人们想出很多办法来改善S形进气道的内流特性.所采取的措施都是在流场分离或不稳定的区域对流体施加控制.这些控制方法可分为两大类:一类是有源(主动)控制,如附面层抽吸或引射吹拂装置[1-2],应用广泛,效果好,但结构复杂,实现起来有一定困难;另一类是无源(被动)控制,在内管道表面布置突起物或分离面[3-5],使得内流充分混合,增加能量,克服逆压压力区域,从而消除分离,这种控制方法无需额外动力源.

本文拟采用"十五"预研课题中成功设计的背

收稿日期: 2007-12-28

基金项目: 国家十五预研项目

作者简介: 李大伟(1979—),男,黑龙江齐齐哈尔人,工程师,david@buaa.edu.cn.

负式 S 形进气道[6],在其内部布置一系列导流叶片(涡流发生器),利用 CFD 方法对其控制 S 形进气道内流场进行机理研究,给出涡流发生器的一般设计准则,并对参数选择进行分析.

1　涡流发生器设计

导流叶片设计参数包括叶片的几何参数和分布位置.

1.1　导流叶片的几何参数

为表述简洁,引入无量纲变量 R_i,R_i 为进气道喉道的相对半径,$R_i=1.0$,导流叶片几何参数见图 1.导流叶片翼型为 NACA 系列对称翼型.

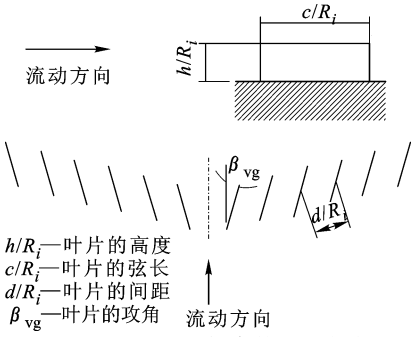


图 1　导流叶片几何参数及安装角度

1.2　导流叶片的分布

导流叶片的分布包括安装角度、横向位置及轴向位置.

1) 导流叶片的攻角 β_{vg}(叶片弦线与来流方向的夹角)如图 1 所示.

2) 横向位置可以用公式(1)来描述.

$$\theta_s=\alpha_{vg}\left(n_{vg}-\frac{1}{2}\right) \tag{1}$$

其中,α_{vg}为两叶片间隔角度;θ_s 为叶片分布角度;n_{vg}为导流叶片的组数,导流叶片布置为左右对称,故只考虑右半边情况.例如 $n_{vg}=1$ 时,右半边的一个叶片与左半边的一个叶片构成一组.横向位置如图 2 所示.

3) 轴向位置用 X_{vg}表示,其参考基准面为 S 形进气道的喉道截面,见图 3.

几何外形参数和分布位置确定后,利用 CAD 软件 Catia™ V5 造型,图 4 是安装涡流发生器的

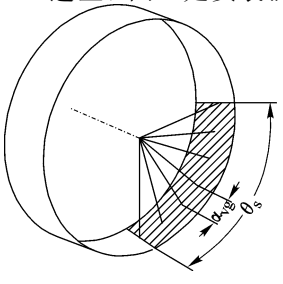


图 2　导流叶片横向位置

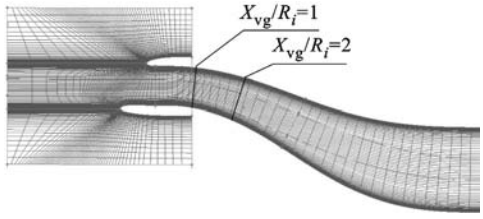


图 3　导流叶片轴向位置

S 形进气道造型图.

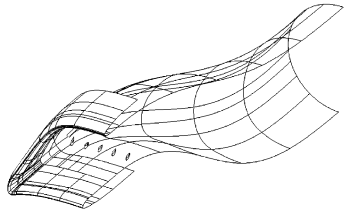


图 4　安装涡流发生器的 S 形进气道

2　S 形进气道三维流场数值计算

S 形进气道的内流属于可压粘性流动,采用三维可压雷诺平均 Navier-Stokes 方程,使用有限体积法离散控制方程,内表面的物理量通过二阶迎风差分格式获得,并运用压力修正法进行迭代计算,本文借助高效的商业计算流体软件 Fluent™进行计算.

1) 湍流模型.考虑到 S 形进气道的流动特点,选用 RNG 的 k-ε 二方程湍流模型,加入壁面函数.用壁面函数把完全湍流区和壁面联系起来,可以避免由于考虑壁面的存在而修改湍流模型.

2) 边界条件.唇口前方为远前方自由流,给定压力远场条件.S 形进气道出口给定静压条件.

3) 网格生成与流场计算.将安装涡流发生器的进气道外形进行格式转换,倒入网格生成软件 Gridgen™.导流叶片布置在进气道的进口处,相当于平面上的一个个突起物,这给网格生成造成巨大困难.总体思路是将导流叶片所在空间区域剥离出来,单独生成六面体结构网格,之后将此局部网格与 S 形进气道网格相拼接.优点是类似于程序中的模块化设计,便于更改局部区域网格,以达到优化的目的.整体网格单元数总数达到 88 万.图 5 是导流叶片局部网格分布情况.将生成的网格文件导入 Fluent™中,进行内流场仿真计算,

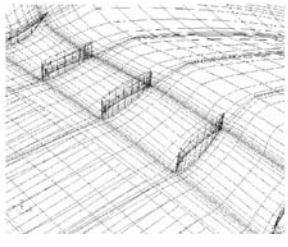


图 5　导流叶片局部网格分布

经过约5 000步迭代,得到收敛的计算结果.

3 计算结果分析

3.1 S形进气道内流场分析

图6为安装了11组导流叶片的S形进气道壁面静压云图,从图中可看出,气流经过导流叶片,其云图类似于具有一定迎角的平直机翼表面的静压云图.实际上这里采用的导流叶片可以看成是低展弦比的平直翼.

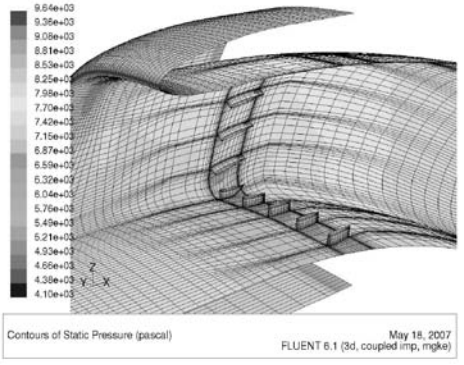


图6 安装导流叶片后S形进气道壁面静压图

从图7的S形进气道内流场速度流线图可以清楚地看到,导流叶片对来流起到导向的作用,气流流过导流叶片后,形成脱体尾涡,这些尾涡融合到分离的流场中,与壁面上被减速的流体混合,并在一定程度上取代被减速的流体.这是个连续的过程,提供一个向附面层连续补充能量的能量源,以抵消由于表面磨擦和逆压梯度使附面层减速和增厚的作用,使管道内流能够承受更大的逆压梯度而不分离.

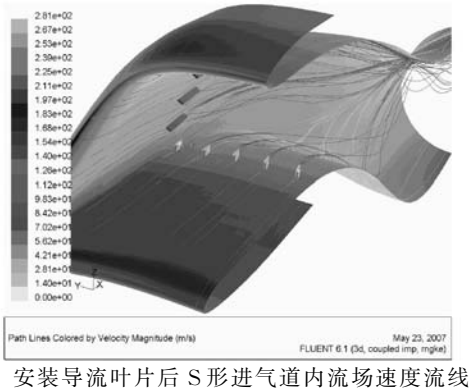
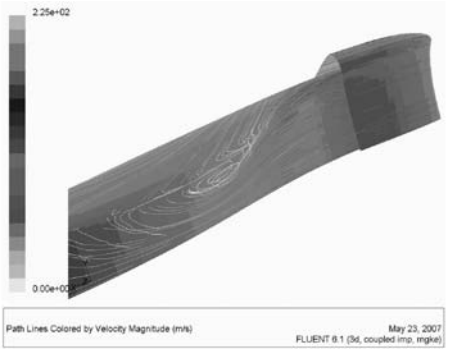
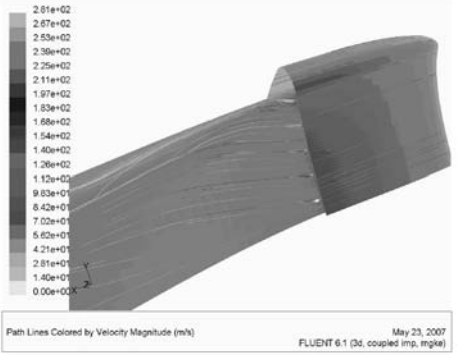


图7 安装导流叶片后S形进气道内流场速度流线图

图8为安装涡流发生器前后S形进气道内流场的变化.从图中可看出,原始S形进气道第一弯曲段底部二次流明显,且形成回流区.安装涡流发生器后,气流流过具有一定安装迎角的导流叶片后,在叶片后缘产生一系列尾涡,有效地减弱了二次流的强度,并消除了底部回流区.

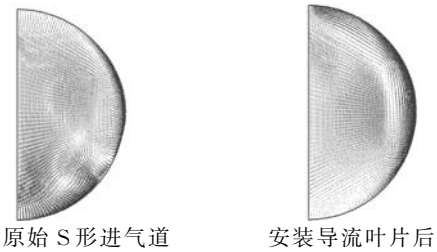


a 原始S形进气道



b 安装导流叶片后S形进气道

图8 安装导流叶片前后S形进气道速度流线图

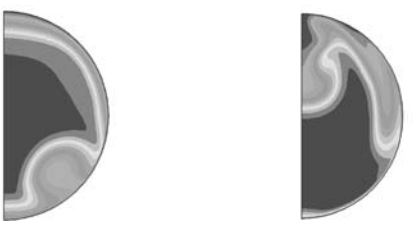


原始S形进气道 安装导流叶片后

图9 S形进气道出口二维速度矢量场

图9为S形进气道出口二维速度矢量场.从图中可看出,加入涡流发生器后,原来在底部的漩涡被打散,流场的均匀度得到提高.二次流的强度和发展情况是产生畸变的主要原因.涡流发生器对出口流场的影响,可以理解为核心的高能流与边界层的低能流相混合,产生了新的二次流,使得出口的低能流重新按照一定的方向进行流动.从而使得畸变减小.

图10是加涡流发生器前后S形进气道出口总压恢复图谱,从图中可看出,出现旋涡的地方与



原始S形进气道 安装导流叶片后

图10 S形进气道出口总压恢复图谱

总压恢复低的区域相对应.未加涡流发生器 S 形进气道出口总压恢复为 97.5%,加涡流发生器后出口总压恢复为 97.2%,略有下降,涡流发生器布置在 S 形进气道进口,势必造成进气阻塞,使出口总压恢复系数下降.

3.2　涡流发生器参数选择分析

优化的基准为不安装涡流发生器的 S 形进气道.优化前后所采用的 S 形进气道网格是相同的,这点很重要,网格划分不同,计算结果会有差异.

由文献[7]中相关试验可知,导流叶片安装角 β_{vg} 对涡流强度的影响并不显著,也就是来流方向并不会明显改变涡流强度,但是,导流叶片安装角增大,会使得涡流发生器对进气道的阻塞作用加重,本文根据试验[7]中的最优结果取 $\beta_{vg}=16.0°$.

h/R_i 和 c/R_i 描述的是叶片的几何参数,这两个参数根据当地附面层厚度[5]进行选取.涡流发生器的导流叶片高度约为当地附面层的厚度.

X_{vg}/R_i 描述的是叶片的轴向安装位置,由文献[4]中对 S 形进气道内流场分析可知,分离区主要出现在第一弯曲段的底部,由 S 形进气道尺寸可得 $X_{vg}/R_i=1.0$.

导流叶片的组数 n_{vg} 是唯一的不确定参数.以下将分别采用 3 种不同组数的导流叶片布置在 S 形进气道进口处,进行内流场的数值模拟.表 1 列出了这 3 种涡流发生器的主要参数.

表 1　涡流发生器优化参数

序号	n_{vg}	X_{vg}/R_i	h/R_i	c/R_i	α_{vg}	β_{vg}	θ_s
1	11	1.0	0.06	0.2896	15	16	157.5
2	8	1.0	0.06	0.2896	15	16	112.5
3	4	1.0	0.06	0.2896	15	16	52.5

由仿真结果可知不同组数的导流叶片对 S 形进气道内流场的影响截然不同.

对于 $n_{vg}=11$ 的情况,虽然相对于原始 S 形进气道底部回流区消失了,但位于顶部的导流叶片脱出的尾涡没有沿壁面流动,而是远离壁面,且一直影响到出口.

对于 $n_{vg}=4$ 的情况,由于侧边的导流叶片被取消,第一弯曲段底部回流区并未得到有效抑制,且回流区有扩散的趋势,这将对出口总压恢复产生不利影响.

故 $n_{vg}=8$ 为最优选择,导流叶片脱出的尾涡融合到分离流中,不仅消除了回流区,而且增加了沿壁面流动的能量.

表 2 列出了对应不同导流叶片组数的进气道出口畸变指数和总压恢复系数.可见,具有 8 组导流叶片的涡流发生器抑制旋流效果最好,使得进气道出口畸变指数达到最小值,且总压恢复系数下降较小.

表 2　S 形进气道出口畸变指数和总压恢复系数比较

进气道类型		畸变指数 DC60(绝对值)	总压恢复系数/%
未安装导流叶片		0.11	97.5
安装导流叶片	11 组	0.10	97.3
	8 组	0.09	97.2
	4 组	0.11	96

4　结　论

通过在 S 形进气道入口处安装导流叶片,可以抑制内流分离,改善进气道出口流场品质,减小出口畸变指数.

抑制流动分离是必要的,但对于内流控制中的涡流发生器来说,减小出口畸变是主要目的,进气道出口总压恢复并未得到改善,通过数值计算可以明显看出这一点.所以要明确:减小畸变是涡流发生器设计的主要目的.

采用多组导流叶片,可以在保证进气道出口总压恢复情况下,使得进气道出口畸变指数尽可能小.当采用 8 组导流叶片的涡流发生器后,S 形进气道第一弯曲底部分离区消失,总压恢复几乎没有变化,畸变指数减小 18.2%.

参考文献 (References)

[1] Owens L R, Allan B G, Gorton S A. Boundary-layer-ingesting inlet flow control[R]. AIAA-2006-839, 2006

[2] Anderson B H, Keller D. A robust design methodology for optimal micro-scale secondary flow control in compact inlet diffusers[R]. AIAA-2002-0541,2002

[3] Allan B G, Yao C S, Lin J C. Numerical simulations of vortex generator vanes and jets on a flat plate[R]. AIAA-2002-3160,2006

[4] Reichert B A, Wendt B J. Improving diffusing S-duct performance by secondary flow control[R]. AIAA-94-0365, 1994

[5] 郭荣伟,梁德旺,陈贻忠. 进口导流叶片对 S 弯进气道出口旋流的抑制研究[J].空气动力学学报, 1996,14(2):141－146
Guo Rongwei, Liang Dewang, Chen Yizhong. Investigation of swirl control in a diffusing S-shaped inlet with a horizontal guiding fence[J]. Acta Aerodynamic Sinica,1996,14(2):141－146(in Chinese)

[6] 李大伟,张云飞,马东立.背负式 S 形进气道设计及数值分析[J].推进技术,2006,27(1):61－65
Li Dawei, Zhang Yunfei, Ma Dongli. Design and numerical investigation of dorsal S-shaped inlet[J]. Journal of Propulsion Technology,2006,27(1):61－65 (in Chinese)

[7] Anderson B H, Gibb J. Application of computational fluid dynamics to the study of vortex flow control for the management of inlet distortion[R]. AIAA-92-3177,1992

(责任编辑:文丽芳)