

# 加装涡流发生器 S 形进气道迎角特性数值研究

李大伟<sup>1</sup>, 马东立<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 无人驾驶飞行器设计研究所, 100191 北京;  
2. 北京航空航天大学 航空学科与工程学院, 100191 北京)

**摘要:** 为了研究加装涡流发生器后 S 形进气道在不同来流迎角下的内流特性, 利用 CFD 方法对加装涡流发生器前后的 S 形进气道迎角特性进行了数值仿真, 首先通过在已有的 S 形进气道内部安装涡流发生器来改善出口流场分布, 给出了涡流发生器的设计参数, 包括导流叶片的高度、弦长、攻角和安装站位(轴向站位和横向站位), 其次, 分析了不同迎角下, 加装涡流发生器前后 S 形进气道内流特性的变化. 分析结果表明, 在正负  $10^\circ$  迎角范围内, 加装涡流发生器都能够改善 S 形进气道出口流场品质, 周向畸变指数平均下降 0.1, 但对出口总压恢复系数没有改善. 在大迎角情况下, 由于进口气流产生分离, 涡流发生器已无法对来流进行有效的导向作用, 从而导致出口流场变得异常紊乱, 周向畸变指数陡增. 这些分析结果对涡流发生器的设计有一定的指导意义.

**关键词:** S 形进气道; 流场控制; 涡流发生器; 迎角特性

中图分类号: V228.7 文献标志码: A 文章编号: 0367-6234(2013)05-0114-05

## Numerical investigation of s-shaped inlet performance at different angle of attack with and without vortex generators

LI Dawei<sup>1</sup>, MA Dongli<sup>2</sup>

(1. Research Institute of Unmanned Aerial Vehicle, Beihang University, 100191 Beijing, China;  
2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, 100191 Beijing, China)

**Abstract:** The essence of this paper is to report the computational research in a S-shaped inlet performance at different angle of attack with and without vortex generators. First, several vortex generators were set near the entry of diffuser to effectively reduce flow distortion produced in the S-shaped inlet. Several parameters, i. e. the ratio of generator blade height to local boundary layer thickness, the locating position, and the angle against centerline have been given. Second, the performance of the S-shaped inlet with and without vortex generators at different angle of attack was developed by using a computational fluid dynamics (CFD) procedure. The results show that in the  $\pm 10^\circ$  angle of attack range, by using a properly designed vortex generator the total pressure circumferential distortion can be greatly reduced about 0.1 and the flow quality can be improved, but the total pressure recovery couldn't be raised. At high angle of attack, because of flow separations, the effect of the vortex generator was reduced. These results should provide valuable guidance in designing vortex generator installations in the S-shaped inlet.

**Key words:** S-shaped inlet; flow control; vortex generator; angle of attack characteristics;

在无人机设计中, 无论是侦察型还是攻击型, 为提高其隐身性能, 均要求发动机布置在机身内

部, 埋入机身, 这就要求把发动机进气道设计成 S 形<sup>[1-2]</sup>. S 形进气道不但能减小推进系统的雷达散射截面, 而且由于整个推进系统内置于机身内, 使得全机阻力大幅下降, 有利于提高全机飞行性能. 但鉴于 S 形进气道本身形状的限制和进气特点, 气流很容易在其内部分离, 造成进气道出口周向畸变指数变大, 总压恢复系数下降. 为此研究人员采用

收稿日期: 2012-03-12.

作者简介: 李大伟(1979—), 男, 工程师, 博士研究生;  
马东立(1966—), 男, 教授, 博士生导师.

通信作者: 李大伟, david@buaa.edu.cn.

多种途径来改善S形进气道内流场特性.首先是优化S形进气道内管道的形状,在文献[3]里通过优化中心线的曲线变化,来减小流动分离,提高进气道出口总压恢复.但复杂的曲线形状并不利于工程实现.

其次是通过控制的方法抑制流动分离或改善不稳定区域流场的流态,如附面层抽吸或吹拂<sup>[4-6]</sup>,这些方法都属于有源控制, Benjamin等人<sup>[5]</sup>通过在进气道入口喉道处布置抽吸孔来改变当地附面层流动, Marco等人<sup>[6]</sup>通过在进气道入口处布置抽吸装置,出口前底部布置引射装置,成功地减小了内流分离,总压恢复系数得到提高.这种有源控制方法得到广泛应用<sup>[7-8]</sup>,抑制效果明显,但其结构复杂,难于工程应用;另一类方法是在S形进气道内表面设置曲面突起和涡流发生器<sup>[9-12]</sup>,此类方法属于无源控制,其目的是从能量的角度出发,通过扰流内流相掺混,增加内流能量,使其克服前进中的逆压梯度,从而有效抑制分离. Reichert等人<sup>[9]</sup>发现涡流发生器不但可以改变二次流的方向,还可以减小出口流场畸变,并对涡流发生器参数进行了优化设计, Bernhard等人<sup>[10]</sup>通过在二维进气道入口处布置涡流发生器,扰动进口附面层流动来试图减小分离. Allan等人<sup>[11]</sup>利用CFD方法研究了涡流发生器的机理. Zhang等人<sup>[12]</sup>通过采用高斯曲面突起来扰动入口流动,从而改变二次流方向.

目前在无源控制方面,大多数学者都把研究重点放在涡流发生器的设计上,对于涡流发生器的设计和性能研究已很充分,但多数分析和设计均是在S形进气道设计点附近进行,也即零迎角,零侧滑角状态<sup>[13]</sup>.对于目前作为研究热点的无人攻击机,对隐身性和机动性提出了更高要求,为此,本文拟在文献[13]的研究基础上,利用CFD方法对加装涡流发生器前后S形进气道在不同迎角范围内的内流特性进行分析研究,力图说明S形进气道在非设计点状态下工作时,涡流发生器的作用情况.

## 1 涡流发生器参数设计

涡流发生器由布置在进气道内表面的多组导流叶片组成,每组导流叶片的设计参数包括高度、弦长及其在进气道内的分布位置,具体参数设计详见文献[13]1.1节和1.2节的相关内容,根据文献[13]的结论:“通过参数优化设计,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,周向畸变指数(绝对

值)减小”.该结论的前提是来流迎角为零度,并不能说明在其他迎角范围内,涡流发生器也具有很好的抑制效果.因此需要分析模拟不同迎角范围内S形进气道内流场的变化情况.

## 2 S形进气道内流场数值模拟

### 2.1 控制方程

根据亚音速S形进气道的内流特性,采用三维可压雷诺平均N-S方程,如公式1所示:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial x_i} = \frac{\partial \mathbf{G}_i}{\partial x_i} \quad (1)$$

其中

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ e \end{bmatrix}, \mathbf{F}_i = \begin{bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_1 u_i + p \delta_{1i} \\ \rho u_2 u_i + p \delta_{2i} \\ \rho u_3 u_i + p \delta_{3i} \\ (e+p)u_i \end{bmatrix}, \mathbf{G}_i = \begin{bmatrix} 0 \\ \sigma_{1i} \\ \sigma_{2i} \\ \sigma_{3i} \\ u_m \sigma_{mi} + k \frac{\partial T}{\partial x_i} \end{bmatrix}$$

式中: $\rho$ 为密度, $p$ 为压强, $e$ 为能量, $T$ 为温度, $k$ 为热传导系数, $\sigma_{mi}$ 为粘性切应力, $u_i$ 是沿坐标系 $x_i$ 方向的速度分量.

控制方程的离散采用有限体积法,内表面的物理量通过二阶迎风差分格式获得.

### 2.2 湍流模型选取

在这里湍流模型与文献[13]中的选取保持一致,为 $k-\varepsilon$ 湍流模型,该模型是个半经验公式,主要是基于湍流动能和扩散率, $k$ 方程是个精确方程, $\varepsilon$ 方程是个由经验公式导出的方程.

### 2.3 边界条件

S形进气道前方为远前方自由流,马赫数为0.6,高度为18 000 m,S形进气道出口根据发动机需用流量给定相应静压剖面条件.

### 2.4 网格生成

本文采用商业网格软件Gridgen<sup>TM</sup>进行S形进气道内流场网格生成,利用该软件可生成精确的六面体贴体结构网格,可对附面层进行了精确描述.对于大迎角范围的计算条件,对网格质量提出了更高要求,特别是在导流叶片前缘及后缘处,都进行了局部网格加密.

## 3 数值模拟结果分析

以下给出迎角 $\alpha = -20^\circ \sim +20^\circ$ 范围内,加装涡流发生器前后S形进气道内流场的计算结果,并加以分析.

### 3.1 S形进气道加装涡流发生器前后内流场对比

对于 $\alpha = -20^\circ$ 情况,从图1 S形进气道对称

面马赫数云图中可以看出,气流已经开始从上唇口内表面和下唇口外表面分离,形成回流区,并沿流动方向发展.加入涡流发生器,并不能抑制此分离,但其仍对来流起到导向作用.

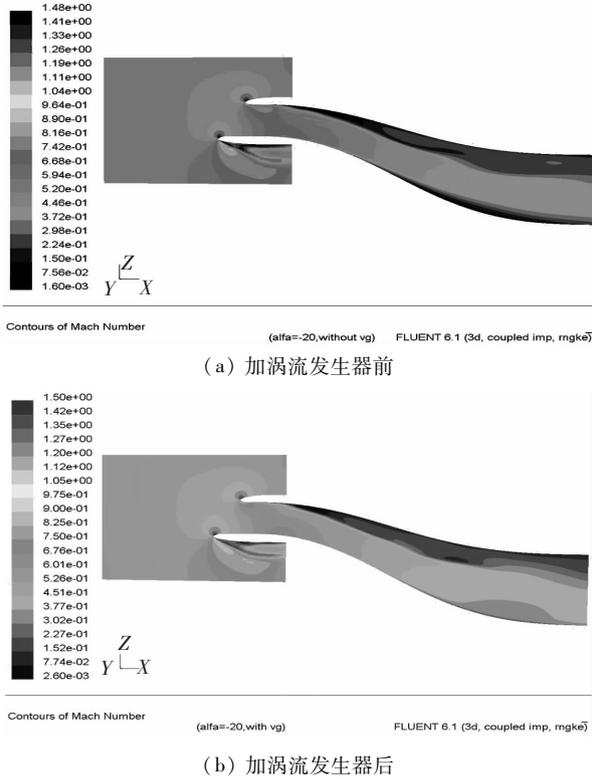


图 1  $\alpha = -20^\circ$  S 形进气道对称面马赫数云图

对  $\alpha = 20^\circ$  情况,如图 2 所示,气流在下唇口上表面出现较大分离区,流动紊乱,且分离区沿流动方向发展,在进气道出口附近几乎扩散至全流场范围,即使加入涡流发生器,仍不能有效抑制分离区的产生.原因在于,分离区已远远超过导流叶片的高度,导流叶片的导向作用减弱,但侧壁上的导流叶片仍然起到了导流的作用.

涡流发生器的主要作用是:依靠导流叶片改变气流在 S 形进气道内的二次流动,抑制截面横向速度的发展,减弱二次流的强度.其对 S 形进气道出口流场的影响,从能量交换的角度可认为是位于核心区的高能流与边界层的低能流相互混合,形成新的二次流,使得出口附近的低能流大为改善,从而减小出口周向畸变指数.

对于负迎角情况,进口处的来流直接作用在进口下壁面,使得导流叶片的导流作用更加显著,如图 1 所示,从而完全地抑制横向流动,消除分离区,流场控制效果最好.

对于正迎角情况,进口来流在下唇口内侧已经产生局部分离,并形成分离区,分离区的高度超过导流叶片的高度,如图 2 所示,减弱了导流叶片的导流作用,在第一弯曲段底部的分离区虽然得

到抑制,但并未消除,流场控制效果不如负迎角情况.

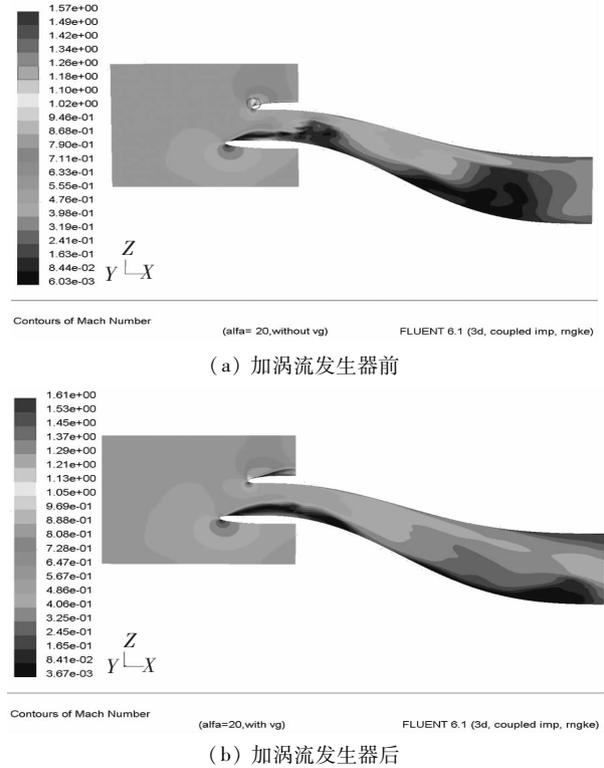


图 2  $\alpha = 20^\circ$  S 形进气道对称面马赫数云图

### 3.2 S 形进气道出口流场随迎角的变化

不同迎角下,加装涡流发生器后,S 形进气道出口总压恢复系数云图如图 3 所示.

从图 3 可看出,负迎角情况高压区域较小,总压恢复系数低,分布不均匀;随着迎角增加,高压区域逐渐扩展,总压恢复系数有所提高;当迎角继续增大至  $+20^\circ$  时,高压区域又变小,总压恢复系数陡降,分布更加混乱.

为进一步说明总压恢复系数的变化趋势,图 4 和图 5 给出了 S 形进气道出口总压恢复系数和周向畸变指数随迎角的变化曲线.总压恢复系数  $\sigma$  和周向畸变指数是衡量 S 形进气道出口流场品质的两个重要指标.

流场畸变将引起发动机稳定裕度下降,在这里采用英国罗罗公司的周向畸变指数  $DC60_{cr}$ ,其定义为

$$DC60_{cr} = \frac{p_{tAV} - p_{tmin60cr}}{q_{AV}} \quad (2)$$

式中:  $p_{tAV}$  和  $p_{tmin60cr}$  分别为出口平均总压和  $60^\circ$  扇形区内最小平均总压,  $q_{AV}$  为出口平均动压.

从图 4 可以看出,对于正迎角情况,当迎角在  $0^\circ$  至  $+10^\circ$  之间变化时,随着迎角增大,总压恢复系数逐渐降低.加装涡流发生器后,总压恢复系数变化不大;当迎角增大至  $+20^\circ$  时,总压恢复系数

急剧下降至93%以下.对于负迎角情况,随着负迎角增加,总压恢复系数下降,但下降程度较正迎角情况要缓和些.

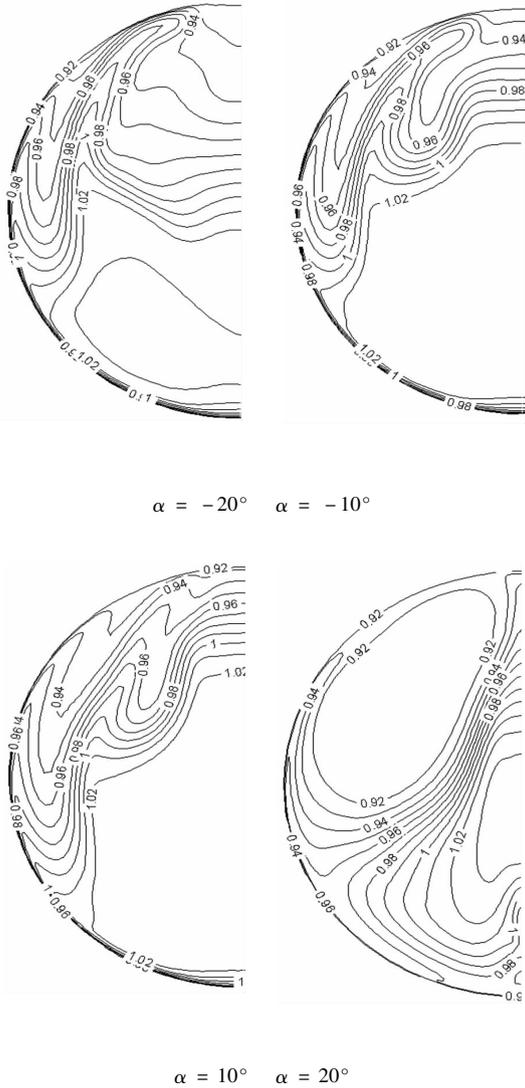


图3 加装涡流发生器后S形进气道不同迎角下出口总压恢复系数云图

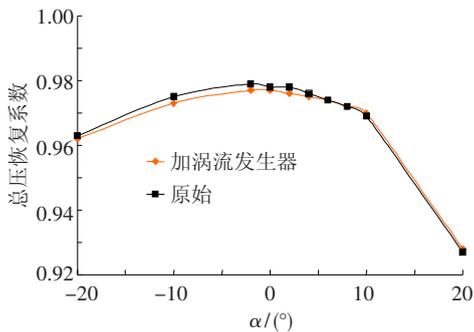


图4 S形进气道出口总压恢复系数-迎角变化曲线

总压恢复系数的变化规律与S形进气道的进气特点密切相关,负迎角下,气流在上唇口内侧出现分离,分离区沿流动方向发展,直至出口,使得总压恢复系数下降;正迎角下,气流在下唇口内侧

分离,分离区同样沿流动方向发展,但发展程度要更严重些,在出口处几乎扩散至整个流场,影响要显著得多,以致出口总压恢复系数急剧下降.

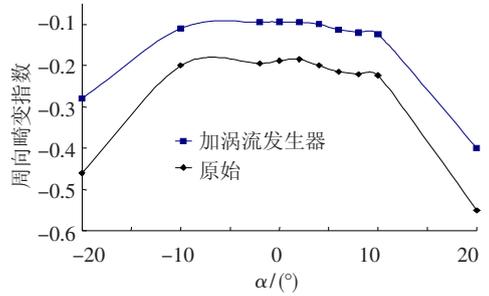


图5 S形进气道出口周向畸变指数-迎角变化曲线

从图5可看出加装涡流发生器后S形进气道出口周向畸变指数(绝对值)明显下降,但随着正负迎角的增加,周向畸变指数(绝对值)出现陡增,最大绝对值为0.55,已经对发动机产生不利影响,易造成发动机的喘振.分析原因,虽然涡流发生器可对来流起到导向作用,减弱二次流强度,但随正负迎角的增加,气流在入口处已严重分离,且影响一直扩展至出口,涡流发生器已无法对来流进行有效的导向作用,从而导致出口流场变得异常紊乱,周向畸变指数陡增.

### 3.3 涡流发生器优化及改进方向探讨

从上述分析可看出,在S形进气道工作点,即零度来流迎角情况下,涡流发生器的抑制分离效果明显,但随着迎角增大,分离区的高度将逐渐超过导流叶片高度,其导向作用减弱,从这个角度考虑,可进一步提高底部导流叶片的高度来进行改进优化设计,但高度增加也会带来负面影响,如进口阻塞度的增加,因此需要权衡利弊,设计目标是在不影响总压恢复的前提下,尽可能地降低畸变指数.

## 4 结论

本文利用CFD方法研究了S形进气道在不同迎角下的内流特性,并与加装涡流发生器后的结果进行了对比,主要结论如下:

1)通过在S形进气道入口处布置涡流发生器,可以抑制内流分离,改善进气道出口流场品质,在 $\pm 20^\circ$ 迎角范围内,总压恢复系数较未安装前略有下降,周向畸变指数(绝对值)则显著减小,平均降低0.1.

2)当迎角在 $\pm 10^\circ$ 内变化时,S形进气道内流流动稳定且无明显回流,出口总压恢复系数在97%~98%之间,周向畸变指数(绝对值)为0.2左右,变化较小,可满足发动机实际需求;当迎角

增大到 $+20^\circ$ 时,S形进气道内流出现严重分离,出口总压恢复系数下降至93%,周向畸变指数(绝对值)增大至0.55,不利于发动机稳定工作,涡流发生器应进行完善设计,改进方向应以涡流发生器的叶片高度为重点优化对象。

3)无论加装涡流发生器与否,负迎角较正迎角对S形进气道有利,且在负迎角下,涡流发生器的流场控制效果更好。

## 参考文献

- [1] MAGNUS T. Design and analysis of compact UAV ducts [R]. USA: AIAA 2006 - 2828.
- [2] AARON M K, ABHINAV K, JOAQUIN I G, *et al.* Numerical and experimental investigation of a serpentine inlet duct [R]. USA: AIAA 2007 - 842.
- [3] 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.
- [4] LEWIS R O, BRIAN G A, SUSAN A G. Boundary-layer-ingesting inlet flow control [J]. Journal of Aircraft,2008,45(4):1431 - 1440.
- [5] BENJAMIN C J, ROBERT S W, KIDAMBI S. A numerical investigation of S-duct flows with boundary-layer ingestion [R]. USA: AIAA - 2010 - 841.
- [6] MARCO D, MARCO R H, ZENG YAN, *et al.* Control of flow separation in S-ducts via flow injection and suction [R]. AIAA - 2008 - 74.
- [7] CARTER M B, CAMPBELL R L, PENDERGRAFT O C, *et al.* Designing and testing a blended wing body with boundary - layer ingestion nacelles [J]. Journal of Aircraft, 2006,43(5):1479 - 1489.
- [8] BRIAN G A, LEWIS R O. Numerical modeling of flow control in a boundary-layer-ingesting offset inlet diffuser at transonic mach numbers [R]. USA: AIAA 2006 - 845.
- [9] REICHERT B A, WENDT B J. Improving curved subsonic diffuser performance with vortex generators [J]. AIAA Journal,1996,34(1):65 - 72.
- [10] BERNHARD H A, DENNIS K. A robust design methodology for optimal micro-scale secondary flow control in compact inlet diffusers [R]. USA: AIAA - 2002 - 0541.
- [11] 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.
- [12] ZHANG W, KNIGHT D D, SMITH D. Automated design of a three-dimensional subsonic diffuser [J]. Journal of Propulsion and Power,2000,16(6):1132 - 1140.
- [13] 李大伟,马东立. 背负式S形进气道流场控制技术研究[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(12):1456 - 1459.

(编辑 苗秀芝)