

隐身进气道地面状态下流场结构

赵庆伟^{1,2}, 谢文忠¹, 李腾飞¹

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 北京动力机械研究所 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 北京 100074)

摘 要: 为探明隐身进气道在地面状态下流场恶劣的原因, 分别对三角形和 M 形等斜切口面进气道在地面状态下的流场结构进行数值仿真分析, 并研究了唇口占比和内通道偏距对 M 形进口进气道地面工作特性的影响规律。结果表明: 三角形口面进气道在进口对称面附近形成一个巨大的三维分离涡(一半流场), 而 M 形口面进气道在侧唇口和上唇口交汇处形成一对尺度相对较小的旋涡, 而且三角形口面进气道出口畸变指数过大, 难以满足进/发匹配要求。随着 M 形口面唇口占比的增加, 进气道出口截面低总压区沿着侧壁逆时针偏转, 并且涡旋方向发生改变, 总压恢复系数逐渐增大, 畸变指数先减小后增加。内通道偏距的增大会进一步加剧地面状态下流场的恶化。

关 键 词: 斜切口面进气道; 地面工作状态; 三维分离涡; 流场结构; 畸变指数
中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Flow field structure of stealth inlet under ground state

ZHAO Qingwei^{1,2}, XIE Wenzhong¹, LI Tengfei¹

- (1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Science and Technology on Scramjet Laboratory,
Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to find out the cause of bad flow field of the stealthy inlet under the ground state, the flow field structure of the triangular and M-shaped inlets with equal inclined cut surface under the ground state was numerically simulated and analyzed, and the influences of the lip ratio and internal channel offset on the ground working characteristics of the M-shaped inlet were studied. The results showed that a large three-dimensional separated vortex (half flow field) was formed near the inlet symmetry plane in the triangular inlet, while a pair of relatively small vortices were formed at the intersection of the side lip and the upper lip in the M-shaped inlet. Moreover, the distortion index at the outlet of the triangular inlet was too large to meet the inlet/engine matching requirements. With the increase of the proportion of the M-shaped lip, the low total pressure area of the inlet exit section deflected counterclockwise along the sidewall, and the direction of the vortex changed. The total pressure recovery coefficient gradually increased, and the distortion index decreased first and then increased. The increase of internal channel offset could further aggravate the deterioration of flow field under ground conditions.

Keywords: inclined cut surface inlet; ground working state; three-dimensional separated vortex; flow field structure; distortion index

收稿日期: 2022-12-30

作者简介: 赵庆伟(1998—), 男, 助理工程师, 硕士生, 主要从事内流空气动力学方面的研究。E-mail: zqw18339831074@163.com

通信作者: 谢文忠(1981—), 男, 研究员、博士生导师, 博士, 主要从事内流空气动力学方面的研究。E-mail: xie_wenzhong@126.com

引用格式: 赵庆伟, 谢文忠, 李腾飞. 隐身进气道地面状态下流场结构[J]. 航空动力学报, 2024, 39(11): 20220994. ZHAO Qingwei, XIE Wenzhong, LI Tengfei. Flow field structure of stealth inlet under ground state[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(11): 20220994.

近年来,隐身无人作战飞行器具有突防能力强、成本低、机动性能高和航程远等诸多优点,成为世界各军事强国关注的焦点。隐身无人作战飞行器通常采用背负式斜切口面 S 弯进气道。众所周知,背负式进气道布局形式对于地面仰视雷达具有非常显著的隐身作用,而 S 弯进气道可以对发动机进口端面进行遮挡,可以大大降低飞行器发动机进口旋转部件的雷达散射截面面积^[1]。与此同时,进气道唇口形式若采用斜切口面^[2-3],则可以获得更好的隐身效果。如美国的轰炸机 B-2、无人攻击机 X-47B 和我国的攻击 11 无人机均采用这类进气道形式。

国内外学者对于 S 弯进气道已经进行了大量研究,并取得了较大的进展。但是, S 弯进气道内通道具有短扩压、大偏距的特点,给进气道内部流动组织带来了很大的难题:比如进气道长度较短时,通道内沿程逆压力梯度变大;同时进气道偏距变大,横向压力梯度增加,二次流强度增强,使得进气道通道内出现较大的三维流动分离,最终导致进气道出口截面较大的总压损失及严重的流场畸变,难以满足进/发匹配要求^[4-9]。因此,很多学者对该类进气道施加了流场控制措施。目前流动控制类型主要有主动流动控制和被动流动控制两大类。其中,叶片式涡流发生器^[10-11],由于具有结构简单、无需能量源等优点,是国内外普遍采用的被动流动控制方法;谢文忠等^[12]还提出了一种基于涡控设计原理的超紧凑蛇形进气道设计方法,通过设计进气道第二弯处的三维型面,诱导产生受控旋涡,从而改变了低能流的迁移路径,达到了抑制分离的效果。相比于被动流动控制,主动流动控制措施能够适应不同的飞行工况,对进气道的流场施加很小的扰动就可以达到控制全局的效果。这使得诸如射流式涡流发生器^[13]、零质量合成射流^[14]以及等离子体流动控制^[15]等方法受到了众多研究人员的关注。然而,目前国内公开文献大多是围绕 S 弯进气道在高速飞行状态时的流场结构和气动性能优化而开展的,对地面工作状态的研究则相对较少。

地面起飞状态是飞行器整个飞行包线内非常重要的阶段之一。在地面工作状态下,发动机一般在最大转速下工作,进气道处于大抽吸工作状态,此时流量系数远大于 1,从唇口下游绕流过来的气流很容易在唇口内侧卷起分离涡。翁小倬等^[16]对一种腹下无隔道 S 弯进气道的低速大攻角和地

面抽吸状态开展了实验研究。结果表明,与地面抽吸工作状态相比,该进气道在低速大攻角状态下具有较高的总压恢复系数。靖建朋等^[17]对类三角形斜切口面超紧凑蛇形进气道开展了地面状态下实验研究,发现进气道出口截面上方和下方存在的低总压区分别对应于第一弯出口附近的流动分离和第二弯出口截面下方一对较强的涡,最终导致出口截面综合畸变指数远远超过了普通发动机所能承受的范围。因此,靖建朋等^[18]又开展了地面工作状态附面层抽吸控制实验研究,试图改善进气道出口截面总压恢复系数低、畸变大的缺陷。结果表明,出口截面总压恢复系数得到了改善,但是仍然不能改变出口截面大畸变的流动特征。

可见,在地面工作状态下,隐身无人机所采用的斜切口面进气道流场结构极其复杂,并且往往导致较大的流动损失与流场畸变。为此,本文研究斜切口面 S 弯进气道在地面状态下的流场结构,揭示斜切口面进气道在地面工作状态下的流动机理,并通过设计进气道的唇口来改善进气道出口恶劣的流场品质。

1 物理模型与计算方法

1.1 物理模型

本文的研究对象是一种基于亚声速隐身无人机(图 1)建立的进气道模型。同时,为了保证进气道口面的隐身性能,确保唇缘与飞行器两侧机翼前缘平行。本文设计的进气道唇缘与轴向夹角为 57° 。其中,内通道喉道截面采用类馒头形,进气道喉道站位距飞行器最前缘的轴向距离约为 $3.36D$ (D 为进气道出口直径),进气道总长 L 为 $4D$ 。内通道面积扩张比 A_d 为 1.3,采用缓急相当

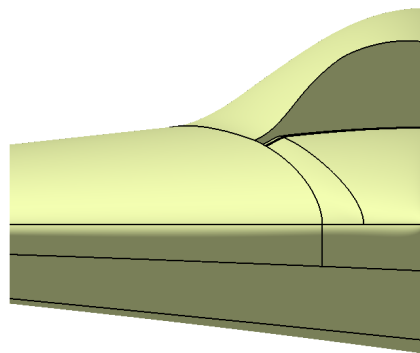


图 1 隐身无人机半模示意图

Fig. 1 Schematic diagram of semi model of stealth unmanned aerial vehicle (UAV)

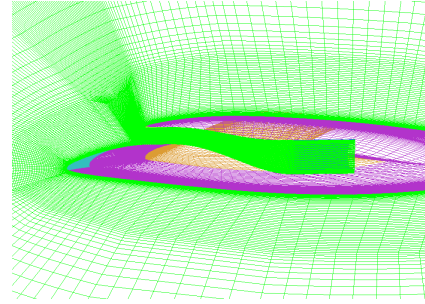
的面积变化规律。

1.2 数值方法与计算状态

本文利用商业软件 Fluent 对隐身无人机进气道在地面工作状态下的内/外流场进行一体化三维数值仿真。在数值求解的过程中,采用基于有限体积法的 Navier-Stokes(N-S)方程求解器求解,无黏对流通量采用 Roe 格式进行裂解,其左右界面参数值通过 monotone upstream-centered schemes for conservation laws(MUSCL)差值得到。黏性通量采用 2 阶中心差分格式进行离散。湍流模型选取 shear stress transport(SST) $k-\omega$ 两方程模型。

由于计算域及模型是对称的,当飞行无侧滑时,选取实际流场的一半进行数值仿真。出于进气道出口边界条件给定的需要,将计算域内通道部分等直往下游延长了进气道出口的 2 倍当量直径左右。图 2 给出了隐身飞行器进气道流场计算域的网格。计算中所用到的边界条件类型有:压力远场边界、压力出口边界、对称边界以及无滑移绝热固壁边界等。计算的收敛准则为各方程的残差下降 4 个数量级,同时保证进气道出口的马赫数、流量等监控参数已经稳定。

本文主要研究隐身无人机在地面工作状态下的流场结构和机理,所以自由来流马赫数 $Ma_1=0.001$,飞行攻角 $\alpha=0^\circ$,飞行侧滑角 $\beta=0^\circ$,进气道



(c) 进气道对称面网格

图 2 隐身无人机进气道网格

Fig. 2 Stealth UAV inlet grid

出口反压设置在发动机匹配马赫数 $Ma_2=0.5$ 对应的压强。

1.3 关键参数定义

在本文中,使用出口截面的总压恢复系数和周向畸变来评估进气道的气动性能。总压恢复系数被定义为:

$$\sigma = \frac{p_e^*}{p_0^*} \quad (1)$$

式中 p_e^* 是出口截面质量流量平均总压, p_0^* 自由来流总压。

周向畸变指数用 $I_{DC(60)}$ 表示(DC(60)是欧美国家评判进气道出口截面流场稳态畸变的量化指标),公式如下:

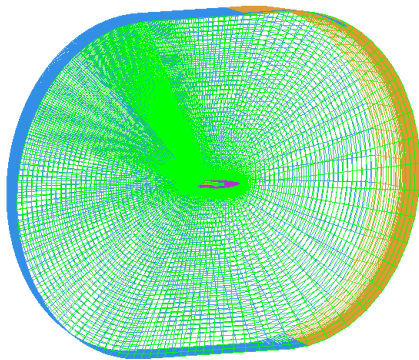
$$I_{DC(60)} = \left| \frac{p_e^* - \bar{p}_{\min 60}^*}{q_{av}} \right| \quad (2)$$

式中 $\bar{p}_{\min 60}^*$ 是出口截面 60° 范围内最小质量流量平均总压, q_{av} 是出口截面气流的质量流量平均动压。

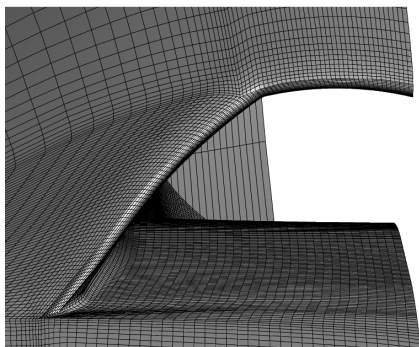
说明:已有研究^[17]表明,斜切口面进气道在地面工作状态下,稳态周向畸变指数与动态畸变的变化趋势基本一致,即稳态周向畸变指数增加,动态畸变往往也增大。因此,本文给出的周向畸变指数变化趋势在一定程度上也能反映出动态畸变指数的变化趋势。

1.4 算例验证

为了验证本文采用的数值方法的可靠性,下面将利用本课题组前期所做的带隔道 S 弯进气道实验结果进行算例验证。仿真中确保进气道构型和边界条件与实验一致,来流马赫数为 0.76、攻角为 2° 、侧滑角为 0° 。同时为了排出网格疏密度对仿真结果的影响,本文设置了 4 种不同疏密度的计算网格,半模构型网格数分别为 2.4×10^6 、 3.4×10^6 、 4.4×10^6 和 5.4×10^6 。然后将仿真结果



(a) 计算域网格



(b) 进气道口面壁面网格

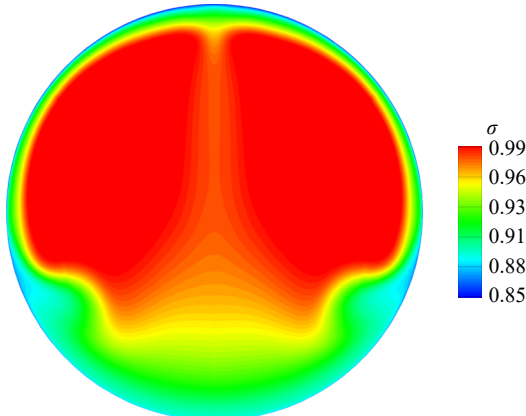
与实验结果进行对比。

表 1 给出了不同网格数量的仿真结果与实验结果性能参数对比,可以看出,随着网格数量的增加,进气道出口截面总压恢复系数和周向畸变指数 $I_{DC(60)}$ 变化幅度逐步减小。当进气道半模网格数在 4.4×10^6 量级以上时,总压恢复系数和周向畸变指数变化幅度分别为 0.02% 和 0.27%,说明此时可以排除网格疏密度对仿真结果准确性的影响。对比网格数为 4.4×10^6 仿真结果与实验结果的进气道性能参数,发现仿真得到出口截面的气动性能略高于实验,但两者相差较小。总压恢复系数相差幅度仅 0.5%,畸变指数相差仅 2.45%。图 3 还给出了网格数为 4.4×10^6 计算得到的进气道出口截面总压恢复分布云图与实验测量结果对比。可以发现,由于机身头部带有天线,天线尾迹进入内通道,所以相比于高低总压区掺混较好的实验结果,仿真得到的出口流场图谱高低总压区边界清晰,出口截面的中心存在纵向的低总压区。但是总体上吻合较好。

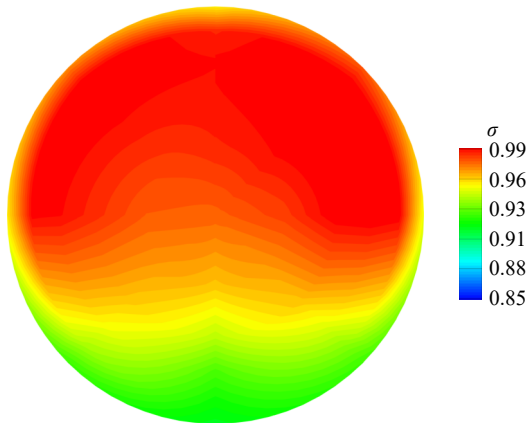
综上所述,采用本文选取的数值仿真方法,半模网格数为 4.4×10^6 量级以上完全能满足本研究对计算结果精度的要求。同时为了节约计算资源,缩短计算时长,本研究仿真计算网格密度与网格数为 4.4×10^6 相当即可。

表 1 仿真与实验性能参数对比
Table 1 Comparison of simulation and experimental performance parameters

性能参数	网格数/ 10^6				实验
	2.4	3.4	4.4	5.4	
Ma_2	0.44	0.44	0.44	0.44	0.44
σ	0.974 2	0.971 5	0.976 4	0.976 2	0.971 4
$I_{DC(60)}$	0.298 3	0.320 4	0.274 7	0.277 4	0.299 2



(a) 网格数为 4.4×10^6 时仿真结果



(b) 实验结果

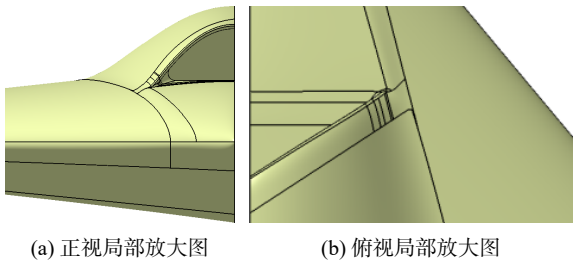
图 3 网格数为 4.4×10^6 时计算得到的进气道出口总压恢复系数分布与实验结果对比

Fig. 3 Comparison between the distribution of total pressure recovery coefficient at the inlet outlet calculated with a grid size of 4.4×10^6 and experimental results

2 计算结果及分析

2.1 口面形式对进气道地面工作特性的影响

下面将对比研究三角形口面和 M 形口面进气道在地面状态下的流场结构和气动性能。本节中两种口面进气道内通道高度方向上的偏距为 $0.69D$, M 形进口进气道上唇口和侧唇口长度比 K (以下简称唇口占比) 为 0.56。在研究过程中,固定进气道其他相关设计参数不变。图 4 和图 5 分别给出了进气道两种口面示意图,进气道模型均是基于隐身无人机外形一体化保形设计,保证进气道口面与机身光滑过渡。表 2 给出了两种口面形式进气道方案在地面状态下的气动性能参数。可以看出,三角形口面进气道总压恢复系数为 0.889 4,畸变指数为 0.816 4; M 形口面进气道总压恢复系数为 0.894 4,畸变指数为 0.272 7。相比而言, M 形口面进气道总压恢复系数略高,畸变指数较小,能够满足进/发匹配要求;而三角形口面进气道出口畸变指数过大,难以满足进/发匹配要求。



(a) 正视局部放大图 (b) 俯视局部放大图

图 4 三角形斜切口面形式

Fig. 4 Form of triangular bevel cutting surface

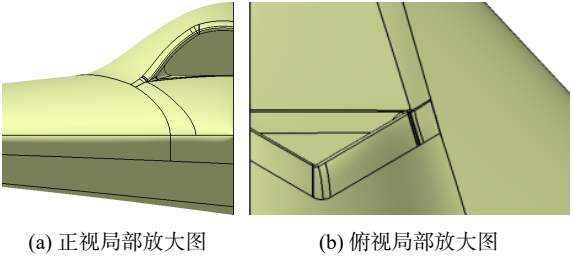


图 5 M 形斜切口面形式
Fig. 5 Form of M-shaped bevel cutting surface

表 2 三角形和 M 形口面进气道地面状态下气动性能参数对比

Table 2 Comparison of aerodynamic performance parameters of triangular and M-shaped inlet under ground conditions

性能参数	口面形式	
	三角形	M 形
Ma_2	0.502 2	0.505 0
σ	0.889 4	0.894 4
$I_{DC(60)}$	0.816 4	0.272 7

图 6 给出了地面状态下三角形进口进气道口面流线图。流线是从进气道流场中的涡核发出并向上游追踪得到的(下同)。可以看出,四面八方的气流被吸入进气道,口面附近气流转折角较大,并在唇口内侧发生分离,尤其是对称面侧存在一个大尺度的三维分离涡。这是因为,在地面工作状态下,发动机一般在最大工作状态或接近最大转速下工作,进气道处于大抽吸工况,流量系数远大于 1,所以从唇口下游绕流过来的气流会在唇口内侧卷起三维分离涡,这也是 S 弯进气道在地面状态下典型的流场结构特征;与常规进口 S 弯进气道不同的是,三角形斜切口面进气道在唇口内侧卷起的旋涡会沿着进气道口面的侧壁逐渐向对称面附近堆积,所以进气道进口的对称面侧形成了一个巨大的三维分离涡。之后该分离涡随

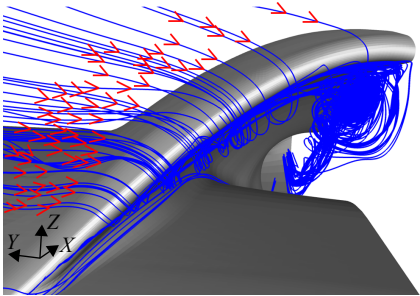
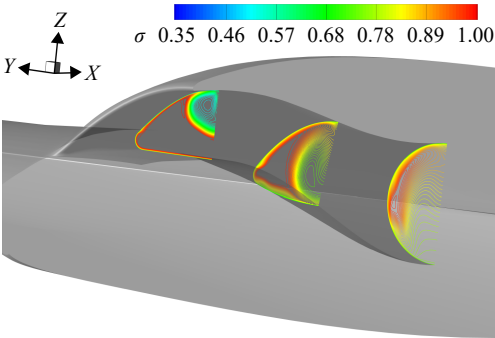


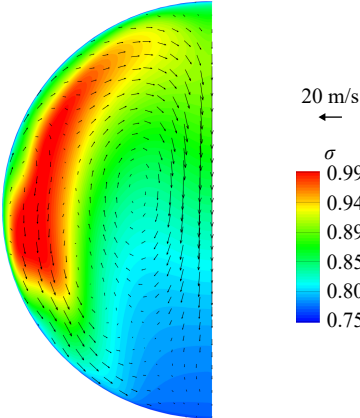
图 6 三角形进口进气道口面流线图
Fig. 6 Flow line diagram of triangular inlet port surface

着主流向下游发展,进入内通道后涡旋以顺时针方向旋转(沿着流向看),并且带动越来越多的主流旋转,把内通道上壁面低能流往下方诱导迁移。可以预见,进气道沿程截面高总压区将会被这个旋涡往侧壁面挤压。

图 7 所示为三角形口面进气道地面状态下沿程截面总压恢复和出口二次流分布图谱。从沿程截面总压恢复系数分布云图(图 7(a))可以看出,在地面状态下,以三角形口面对称面附近三维分离涡主导的低总压区进入内通道,发展到第一弯结束站位彻底脱离了上壁面,最终在进气道出口下方形成了旋涡主导的大范围低总压区。另外,受第一弯横向压力梯度的作用,四周壁面边界层低能流在下壁面不断堆积。从出口截面总压恢复系数分布云图和二次流(图 7(b))(图中 20 m/s 代表出口截面二次流矢量强度的度量。下同)可以看出,受下壁面大范围旋涡低总压区的挤压作用,高总压区位于出口截面的侧上方,呈“月牙形”且范围较小,并且,靖建朋等^[17]早期对类三角形斜切口面蛇形进气道开展的地面状态下实验研究得



(a) 沿程截面总压恢复系数分布



(b) 出口截面总压恢复系数分布

图 7 三角形进口进气道总压恢复系数分布云图
Fig. 7 Cloud chart of total pressure recovery coefficient distribution of triangular inlet

出的出口总压图谱与本文仿真得到的出口图谱存在一定的相似性,这在一定程度上也验证了本文的仿真结果。最终因口面三维分离涡发展到出口截面的大范围低总压区导致三角形口面进气道在地面工作状态下的总压恢复系数较低,且畸变较大,无法满足进/发匹配要求。

与此同时,从对称面马赫云图(图 8)可以看出,接近入口的加速区域集中在上唇口上游约 $1.5D$ 的范围内。进入内通道之后,上壁面附近的分离区内气流流速极低;在下壁面附近主流则急剧加速,甚至出现了局部低超声速区。对此可以作如下解释:由于进气道入口对称面附近存在大尺度的分离涡,导致扩张通道的起始段流管呈收缩状,气流加速减压,出现局部低超声速区域。随后,该高速气流向下发展的过程中被上壁面脱落的旋涡低能流逐渐挤压至侧壁面附近。到达出口截面,经历了高低速气流之间的掺混损失以及内通道的扩张作用,高低总压区气流的平均马赫数达到匹配马赫数。

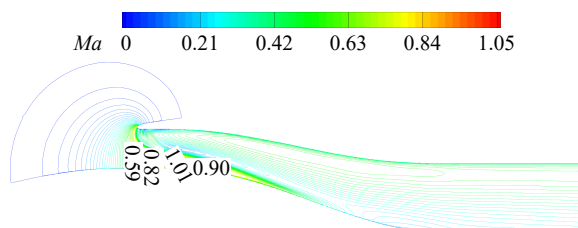


图 8 三角形进口进气道对称面马赫数云图

Fig. 8 Mach number nephogram of symmetric plane of triangular inlet

图 9 给出了 M 形进口进气道地面状态下口面流线图。可以看出,与三角形进口进气道相比, M 形进口进气道在侧唇口和上唇口的交汇处形成一对旋涡,并且尺度相对较小。原因是 M 形进口进气道从侧唇口下游绕流过来的气流卷起的旋涡同样向对称面发展堆积,侧唇口流场结构跟三角形进口进气道相似;但与此同时, M 形进口进气道上唇口内侧卷起的旋涡会向远离对称面的方向发展,旋涡方向与侧唇口发展堆积的分离涡相反,所以最终会在进气道侧唇口和上唇口的交汇处形成一个旋转方向相反的对涡。

图 10 所示为 M 形口面进气道地面状态下流场图谱。从沿程截面总压恢复系数分布云图(图 10(a))可以看出,由于与三角形口面进气道唇口形状的差异, M 形进口进气道在喉道截面的侧上方存在一对旋涡对应的低总压区,并且该对

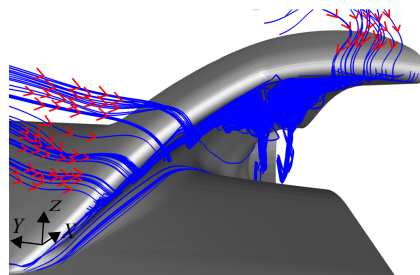
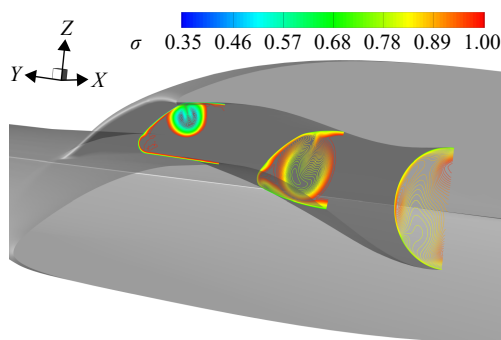


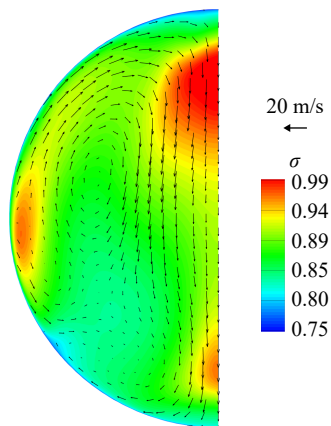
图 9 M 形进口进气道口面流线图

Fig. 9 Flow chart of M-shaped inlet port surface

旋涡低能流沿着流向尺度不断壮大。经过第一弯后,这对旋涡也基本脱离壁面,在中间截面上形成的低总压区占据了一半以上的空间,发展到出口截面已经波及到了对称面。另外,受到第一弯横向压力梯度的影响,进气道上壁面和侧壁面边界层低能流向下壁面发展堆积。从出口截面总压恢复系数分布云图和二次流(图 10(b))可以看出,受到口面对涡主导低总压区以及下壁面角区边界层低能流的共同挤压作用,出口截面高总压区呈“三点”式分布,所以 M 形进口进气道出口截面流场分布比较均匀,周向畸变指数较小。



(a) 沿程截面总压恢复系数分布



(b) 出口截面总压恢复系数分布

图 10 M 形进口进气道总压恢复系数分布云图

Fig. 10 Cloud chart of total pressure recovery coefficient distribution of M-shaped inlet

从对称面马赫云图(图 11)可以看出,与三角形进口进气道不同,M形进口进气道起始段在对称面侧气流无分离,但仍然是先加速出现局部超声速区。原因同样是进气道唇口内侧分离对涡的存在导致起始流管呈收缩状,所以气流先加速减压,只不过该对涡位于侧唇口和上唇口的交界处,在对称面侧看不到流管纵截面的明显变化。之后该高速气流向下游发展的同时与分离涡掺混损失变大,并且受到通道扩张型面的作用,气流减速扩压直到出口匹配马赫数。

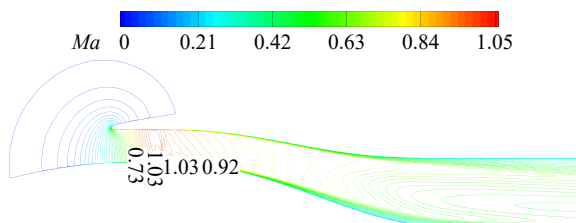


图 11 M形进口进气道对称面马赫数云图

Fig. 11 Mach number cloud diagram of symmetric plane of M-shaped inlet

综上,三角形和M形口面进气道在地面状态下的流场结构存在明显的差异,M形口面进气道总压恢复系数略高,畸变指数较小,能够满足进/发匹配要求;而三角形口面进气道出口畸变指数过大,难以满足进/发匹配要求。

2.2 唇口占比对进气道地面工作特性影响

文中第 2.1 节对比了典型 M 形口面和三角形口面进气道在地面状态下的流场结构和气动性能,发现 M 形进口进气道在地面状态下性能较好,可以满足进/发匹配要求。接下来,本节将研究 M 形口面进气道方案上唇口与侧唇口长度比 K 对进气道在地面状态下气动性能和流场结构的影响。图 12 给出了 3 种典型唇口占比进气道口面示意图。

图 13 给出了在地面状态下不同唇口占比进气道气动性能参数曲线图。可以看出,随着唇口占比 K 从 0.32 增加至 2.27,进气道总压恢复系数逐渐增大,数值变化范围为 0.8945 至 0.9105。其中,当唇口占比从 0.56 增加到 1.38 时,总压恢复系数提高较为明显。在研究范围内周向畸变指数 $I_{DC(60)}$ 先减小后增加,数值变化范围为 0.5634~0.2309。其中,唇口占比为 0.93 时进气道畸变指数最小为 0.2309,总压恢复系数为 0.8992。

图 14 给出了地面状态下不同唇口占比进气道方案口面流线图。可以看出,在地面状态下,不同唇口占比的 M 形进口进气道在侧唇口和上

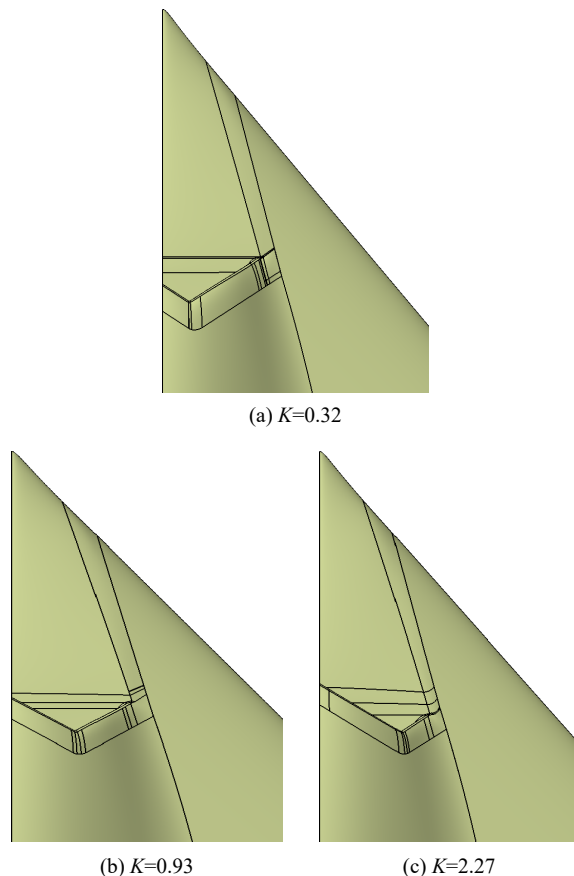


图 12 进气道口面示意图

Fig. 12 Schematic diagram of inlet port

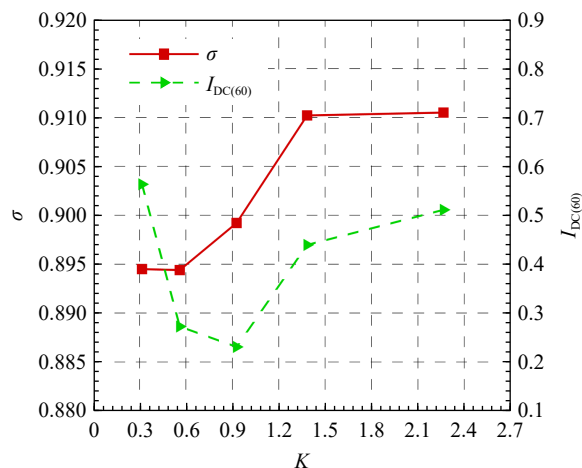


图 13 不同唇口占比进气道地面状态下气动性能曲线图

Fig. 13 Curve of aerodynamic performance parameters of inlet under ground conditions with different lip ratios

唇口内侧卷起的三维分离涡均相向发展堆积,最终在侧唇口和上唇口的交汇处形成了一个旋转方向相反的对涡。不同的是,随着 M 形口面进气道唇口占比 K 的增加,侧唇口和上唇口交汇位置沿着周向逆时针变动,相应地,在唇口内侧形成的对涡也会随着侧唇口和上唇口交汇位置的变化而

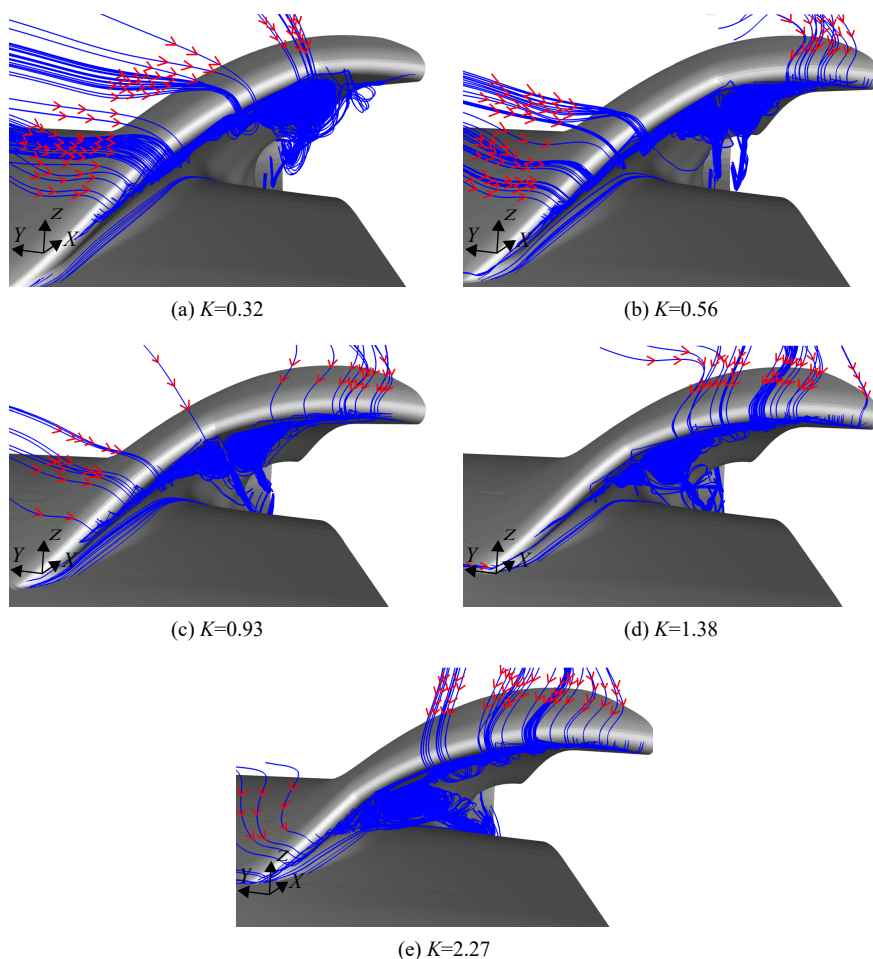


图 14 不同唇口占比进气道方案口面流线图

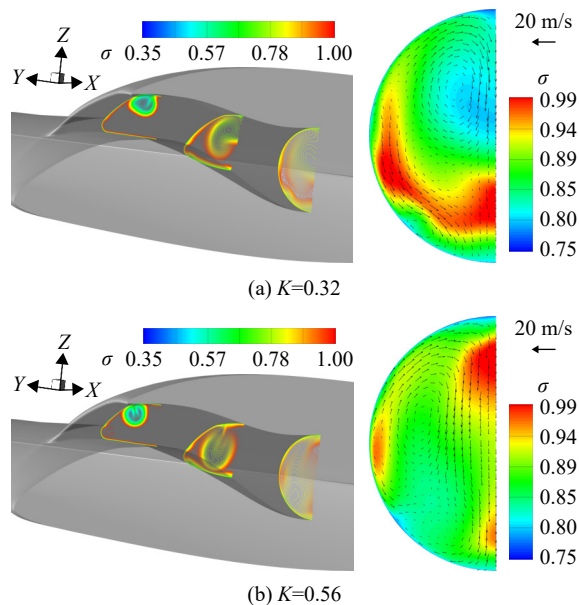
Fig. 14 Flow line diagram of inlet port with different lip ratios

变化。进一步还可以发现,当唇口占比 $K=0.32$ 时,进气道口面对涡是以侧唇口发展而来的顺时针方向旋转的分离涡为主导;随着唇口占比增加到 $K=0.93$ 时,这对涡强度大小相当;之后,由上唇口发展而来的逆时针方向旋转的分离涡强度变强,到唇口占比 $K=2.27$ 时,交汇点的对涡位于进气道口面的侧向角区附近,逆时针方向旋转的分离涡占主导地位。这是因为,随着唇口占比的增加,由上唇口发展而来的逆时针旋转的(顺着流向看)旋涡不断卷入高能气流,该分离涡尺度不断发展壮大,强度逐渐增大;而侧唇口发展而来的顺时针旋转的旋涡尺度逐渐变小。

图 15 为不同唇口占比 M 形进口进气道方案地面状态下的流场图谱。从沿程截面总压恢复系数分布云图可以看出,随着进气道唇口占比 K 的增加,喉道截面低总压区沿着进气道侧壁面逆时针方向偏转。主要原因是:进气道喉道截面低总压区是由于侧唇口和上唇口交汇点内侧堆积的对涡造成的,进气道唇口占比改变时,该对涡位置

会随着交汇点的变动而变动,所以喉道截面上以对涡主导的低总压区也沿着侧壁面逆时针方向偏转。

从不同唇口占比进气道方案出口截面总压恢



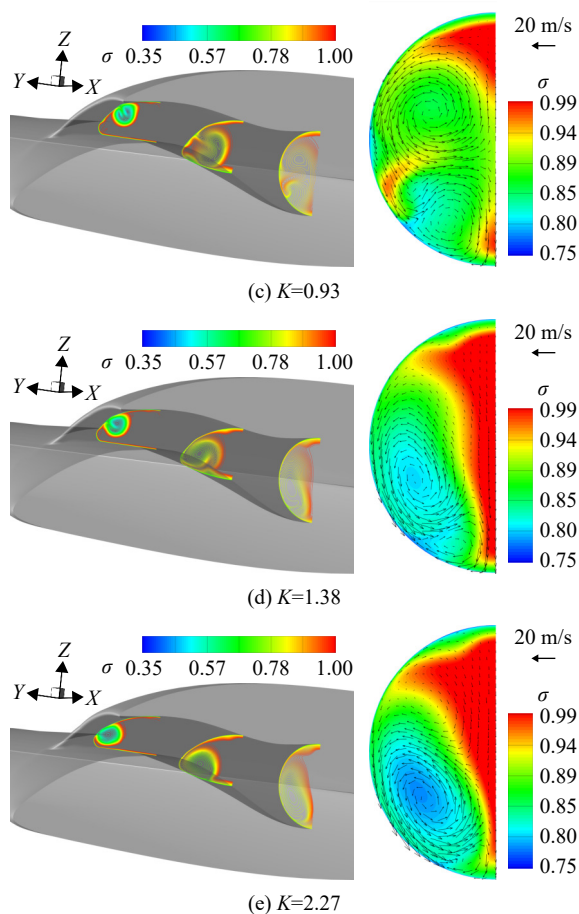


图 15 不同唇口占比进气道方案沿程及出口截面总压恢复系数分布云图

Fig. 15 Cloud chart of total pressure recovery coefficient distribution along the path and exit section of inlet with different lip proportions

复系数分布云图和二次流可以明显看出,唇口占比不同,出口截面高低总压区分布有较大的差别。当 $K=0.32$ 时,在进气道出口截面上方存在一个巨大低总压区,该低总压区超过进气道出口截面的中心;当 $K=0.56$ 和 0.93 时,出口截面流场结构相似,进气道侧唇口和上唇口交汇点的对涡发展到出口截面时使得高总压区呈“三点”式分布;当 $K=1.38$ 和 2.27 时,低总压区均位于进气道出口截面的侧下方。总之,随着唇口占比的增加,进气道出口截面低总压区沿着侧壁面由上方逐渐移动到出口截面的侧下方。这主要是因为,随着唇口占比增加,进气道唇口内侧对涡的位置沿着周向变化,最终该对涡在本身旋流和横向压力梯度的作用下发展到出口截面时,形成的以旋流为主导的低总压区在出口截面上也会沿着侧壁面发生变化。与此同时,二次流方向也发生了明显的改变, $K=0.32$ 、 $K=0.56$ 两个进气道方案出口截面二次流

方向和 $K=1.38$ 、 $K=2.27$ 两个方案相反。主要是因为当进气道唇口占比 $K<0.93$ 时,进气道的上唇口占比较小,所以在交汇点处由侧唇口内侧形成并堆积的分离涡比上唇口内侧形成的更强,所以在内通道发展的过程中该涡起主导作用;相反,当进气道上唇口占比 $K>0.93$ 时,由上唇口内侧形成并堆积的三维分离涡更强,该对涡在本身旋流和横向压差的作用下发展到进气道出口截面时,最终使得进气道出口截面形成了以逆时针方向旋转的涡结构为主导的低总压区。当进气道唇口占比 $K=0.93$ 时,由侧唇口和上唇口发展而来旋转方向相反的分离涡强度相当,强度相当的对涡发展到出口时分别在进气道出口截面的侧上和侧下方形成一个低总压区,并且涡旋方向相反,进气道出口截面的流场更均匀。综上,存在合适的唇口占比使进气道出口截面流场畸变最小。

之所以随着唇口占比的增加,进气道出口截面总压恢复系数逐渐升高。其主要原因在于:随着唇口占比的增加,进气道口面两边旋涡在对称面发生相互掺混作用的界面不断减小,由此引发的掺混损失也随之减小。

综合以上分析,在地面状态下,唇口占比对进气道流场结构和气动性能影响显著,随着唇口占比的增加,进气道出口截面总压恢复系数增加,畸变指数先减小后增加,其中唇口占比 K 为 0.56 和 0.93 时进气道的周向畸变指数 $I_{DC(60)}$ 均在 0.28 以下,可以满足进/发匹配要求。然而,为了选出较优的方案开展后续研究,核验了不同唇口占比在典型高速状态($Ma_1=0.75$ 、 $\alpha=0^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$ 、 $Ma_2=0.5$)下的气动性能(如图 16 所示)。发现唇口占比对

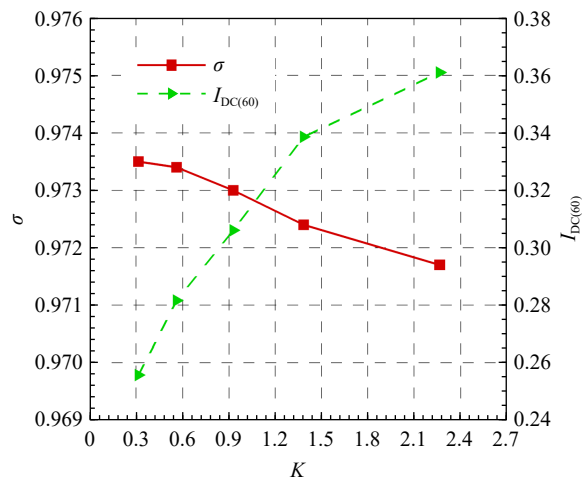


图 16 不同唇口占比进气道巡航状态下气动性能参数曲线图

Fig. 16 Aerodynamic performance parameter curve of inlet under cruise condition with different lip ratios

进气道出口截面总压恢复系数影响较小,但是对畸变指数的影响较大。其中,唇口占比 K 为 0.93 的进气道方案比 0.56 的进气道方案畸变指数高 8%。因此,唇口占比为 0.56 的 M 形进口进气道综合性能较好,选择该进气道方案开展后续研究。

2.3 内通道偏距对进气道地面工作特性影响

内通道偏距对 S 弯进气道的内流场结构和气动性能影响较为明显。为此,下面将固定进气道方案的其他设计参数,仅改变偏距 ΔZ (中心线偏距与出口直径之比) 来研究其对文中第 2.2 节确定的 M 形口面进气道在地面状态下气动性能及流场结构的影响。

图 17 给出了内通道偏距变化时进气道在地面状态下气动性能参数曲线图,可以看出,随着内通道偏距 ΔZ 从 0.5 增加至 1,进气道出口截面总压恢复系数小幅降低,变化范围很小,从 0.894 5 降低到 0.893 7; 而从周向畸变指数看, ΔZ 从 0.5 增加到 0.9 时,出口截面周向畸变指数逐渐增大,当 $\Delta Z=0.9$ 时达到最大值,随后略有下降。不难看出,内通道偏距的增加会降低进气道的总体气动性能。

图 18 给出了偏距 $\Delta Z=0.5$ 和 $\Delta Z=1$ 进气道方案在地面工作状态下沿程截面总压恢复系数分布云图。可以看出,由于在改变偏距时保证了进气道口面的相关设计参数不变,所以喉道截面流场分布几乎相同,均是在侧唇口和上唇口的交汇位置存在一个以对涡主导的低总压区。从中间截面总压恢复系数分布云图和对称面马赫数云图(图 19)

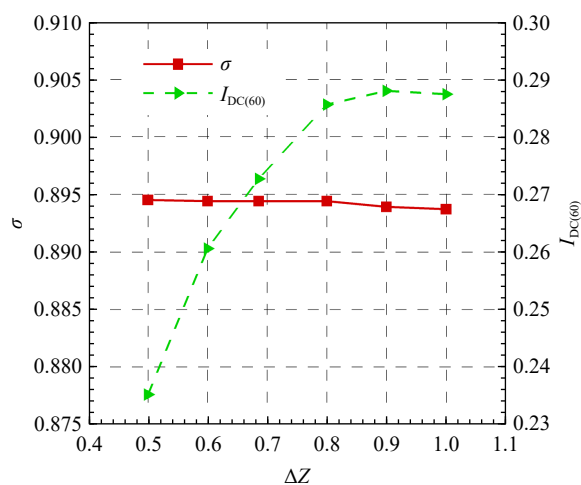


图 17 不同内通道偏距进气道方案在地面状态下气动性能参数曲线图

Fig. 17 Aerodynamic performance parameters curve of different internal channel offset inlet schemes under ground conditions

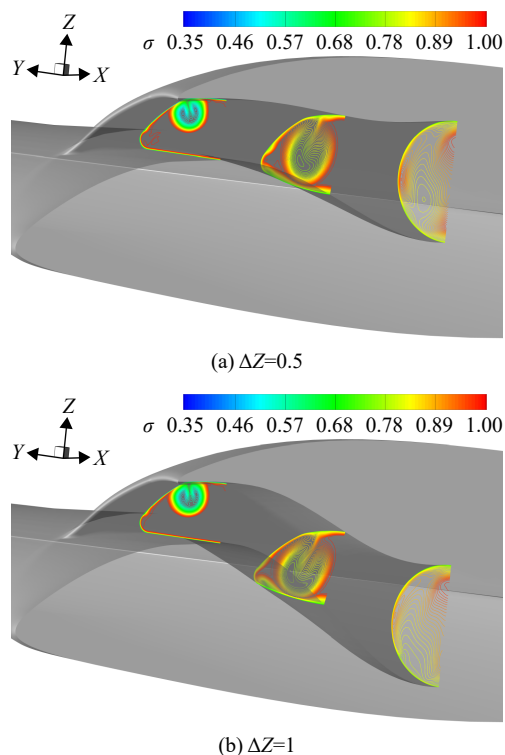


图 18 不同偏距进气道方案沿程截面总压恢复系数分布云图

Fig. 18 Cloud chart of total pressure recovery coefficient distribution along the cross section of different offset inlet schemes

可以看出,与偏距 $\Delta Z=0.5$ 进气道方案相比,偏距 $\Delta Z=1$ 进气道方案口面旋涡从上壁面脱落的深度更大,波及到的最下方边界更靠近下壁面;同时,内通道的上壁面(唇罩侧)和侧壁边界层相对更薄,下壁面(机身侧)边界层更厚。主要原因在于:偏距增加使得第一弯上壁面沿流向的压力梯度增加,

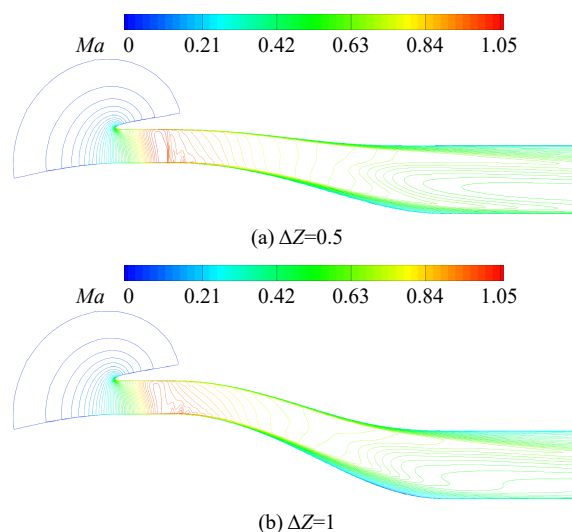


图 19 不同偏距进气道方案对称面马赫数分布云图

Fig. 19 Cloud chart of mach number distribution on symmetric plane of different offset inlet schemes

从而使得上壁面的口面旋涡提前脱落; 同时, 偏距较大的内通道形成的上下壁面压差更大, 所以气流经过第一弯后, 偏距较大的进气道方案二次流特性更明显, 使得边界层从上壁面沿侧壁向下壁面迁移堆积更严重。当发展到出口截面(图 20)时, 偏距较大的内通道口面旋涡脱落深度较大, 并与下壁面边界层低能流相互作用, 导致侧下方的低总压区越发明显, 从而形成相对较大的周向畸变指数。

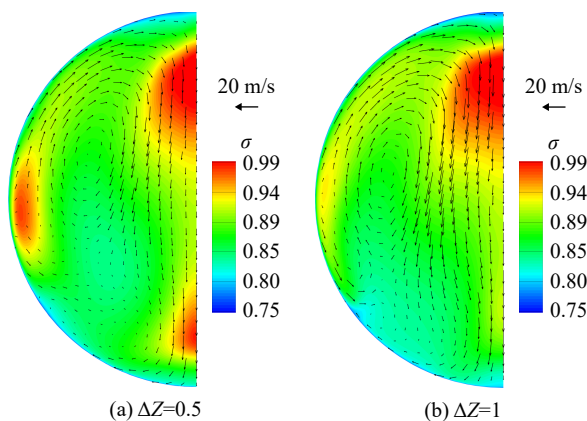


图 20 不同偏距进气道方案出口截面总压恢复系数和二次流分布云图

Fig. 20 Cloud chart of total pressure recovery coefficient and secondary flow distribution at outlet section of different offset inlet schemes

3 结 论

本文通过数值仿真研究了口面形式、唇口占比和内通道偏距等对隐身进气道地面工作状态下气动性能与流场结构的影响, 主要结论如下:

1) 三角形和 M 形口面进气道在地面状态下的流场结构存在明显的差异, 其中三角形进口进气道在其口面的对称面附近形成了一个大尺度的分离涡(半流场区域来看), 而 M 形进口进气道在侧唇口和上唇口的交汇处形成一对尺度相对较小的分离涡。相比而言, M 形口面进气道总压恢复系数略高, 畸变指数较小, 能够满足进/发匹配要求; 而三角形口面进气道出口畸变指数过大, 难以满足进/发匹配要求。

2) 唇口占比对 M 形进口进气道气动性能和流场结构的影响显著, 随着唇口占比的增加, 进气道出口截面旋流主导的低总压区沿着壁面逆时针偏转, 并且在变动过程中旋流方向发生反转; 进气道出口截面总压恢复系数增加, 畸变指数先

减小后增加。其中, 唇口占比 K 为 0.56 和 0.93 时进气道的周向畸变指数均在 0.28 以下, 可以满足进/发匹配要求。

3) 在地面工作状态下, 内通道偏距的增大, 进气道出口截面总压恢复系数降低, 畸变指数变大, 出口截面流场进一步恶化。

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] 郑日升, 戚开南, 张庆兵, 等. “X”型布局锯齿唇口进气道的超声速飞行器气动与隐身一体化研究[J]. 推进技术, 2017, 38(11): 2471-2478.
ZHENG Risheng, QI Kainan, ZHANG Qingbing, et al. Integrated investigation of aerodynamic shape and stealth performance for supersonic vehicle with “X” Sawtooth lip inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(11): 2471-2478. (in Chinese)
- [3] 邓雪姣, 杨青真, 施永强, 等. 唇口斜切修型对 S 形进气道 RCS 影响[J]. 航空计算技术, 2013, 43(5): 45-48.
DENG Xuejiao, YANG Qingzhen, SHI Yongqiang, et al. Effect of intake beveled modification for radar cross-section of S-shaped inlet[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2013, 43(5): 45-48. (in Chinese)
- [4] LEE J, CHO J. Combined effects of inlet shape and angle of incidence on flow uniformity in a subsonic diffusing S-shaped intake[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2020, 34(1): 165-173.
- [5] 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.
- [6] MAYER D, ANDERSON B, JOHNSON T. 3D subsonic diffuser design and analysis: AIAA 98-3418 [R]. Cleveland, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998.
- [7] PAPADOPOULOS F, VALAKOS I, NIKOLOS I K. Design of an S-duct intake for UAV applications[J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2012, 84(6): 439-456.
- [8] GEROLYMOS G A, JOLY S, MALLET M, et al. Reynolds-stress model flow prediction in aircraft-engine intake double-S-shaped duct[J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(4): 1368-1381.
- [9] VACCARO J C, ELIMELECH Y, CHEN Yi, et al. Experimental and numerical investigation on steady blowing flow control within a compact inlet duct[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2015, 54: 143-152.
- [10] SUN Shu, GUO Rongwei. Serpentine inlet performance enhancement using vortex generator based flow control[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2006, 19(1): 10-17.
- [11] JIRASEK A. Design of vortex generator flow control in inlets[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(6): 1886-1892.
- [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): 1806-1814.
XIE Wenzhong, GUO Rongwei. Vortex-controlled design research for serpentine inlet[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(10): 1806-1814. (in Chinese)
- [13] HARRISON N A, ANDERSON J, FLEMING J L, et al. Active

- flow control of a boundary layer-ingesting serpentine inlet diffuser [J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(1): 262-271.
- [14] GISSEN A N, VUKASINOVIC B, MCMILLAN M L, et al. Distortion management in a boundary layer ingestion inlet diffuser using hybrid flow control[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(3): 834-844.
- [15] 吴云, 李应红. 等离子体流动控制研究进展与展望[J]. 航空学报, 2015, 36(2): 381-405.
WU Yun, LI Yinghong. Progress and outlook of plasma flow control[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(2): 381-405. (in Chinese)
- [16] 翁小伢, 郭荣伟. 一种腹下 S 弯进气道低速大攻角下气动特性实验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1573-1578.
WENG Xiaochai, GUO Rongwei. Investigation of pneumatic characteristics for a ventral S-shaped inlet at high incidence and low speed[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(9): 1573-1578. (in Chinese)
- [17] 靖建朋, 郭荣伟. 一种双 S 弯非常规进气道地面工作状态的试验[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 903-908.
JING Jianpeng, GUO Rongwei. Experimental study of a serpentine inlet under ground running[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(5): 903-908. (in Chinese)
- [18] 靖建朋, 郭荣伟. 蛇形进气道地面工作状态附面层抽吸试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(1): 30-36.
JING Jianpeng, GUO Rongwei. Experiment of boundary layer suction in serpentine inlet under ground running[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2007, 39(1): 30-36. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)