

文章编号:1000-8055(2012)05-1131-08

基于弹体表面吹气的埋入式进气道性能改善

程代姝¹, 孙 姝², 温玉芬¹, 谭慧俊¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 210016)

摘 要: 针对埋入式进气道进口处吸入了大量的弹身边界层低能流而导致的总压恢复系数较低, 出口流场畸变较大的问题, 提出了一种基于弹体表面吹气的埋入式进气道流场控制概念, 并采用数值仿真先对不带进气道的纯弹身模型进行了边界层控制研究, 而后进一步对完整的进气道/弹身模型进行了仿真分析, 获得了吹气控制措施对埋入式进气道流动结构和工作性能的影响特性。结果表明: 合适的吹气方案确实能够有效地吹除部分弹身边界层, 改善埋入式进气道进口前的边界层状况及内通道流态, 提高其总压恢复系数并降低出口流场畸变。设计状态下埋入式进气道的总压恢复系数提高了 1.5%, 畸变指数降低了 6.6%。

关 键 词: 埋入式进气道; 边界层; 吹气; 总压恢复系数; 畸变指数

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Submerged inlet performance improvement with blowing on fuselage

CHENG Dai-shu¹, SUN Shu², WEN Yu-fen¹, TAN Hui-jun¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. College of Civil Aviation,

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

Abstract: Due to the large amount of boundary layer ingested into the submerged inlet which results in low total pressure recovery and high flow distortion, a flow control method based on blowing on the fuselage was introduced. By computational method, the models without and with inlet were both studied to obtain the effects of blow technique on the performance and flow structure of submerged inlet. Results indicate that the control method is effective to blow fuselage boundary layer, and improve the boundary layer condition before entrance and the flow in the duct. At the design condition, the total pressure recovery coefficient increased by 1.5% and the distortion index decreased by 6.6% as compared with the baseline case.

Key words: submerged inlet; boundary layer; blow;
total pressure recovery coefficient; distortion coefficient

在现有各种形式的进气道中, 埋入式进气道因其在飞行器表面不呈现任何突起部分而具有独一无二的一体化优势: 不仅能够显著降低

飞行器的迎风阻力和雷达散射截面积, 具有较好的气动和隐身性能; 而且有利于飞行器的携带、安装以及箱式发射^[1], 因而愈来愈受到国内

收稿日期: 2011-06-08; 网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120525.1516.201205.1131_024.html

基金项目: 国家自然科学基金(10802036); 南航青年科技创新基金(NS2010176)

作者简介: 程代姝(1987—), 女, 江苏南京人, 硕士生, 主要从事内流空气动力学研究。

外研究者的重视。

早在上世纪四五十年代, 弗里克等人就设计了一种 NACA 埋入式进气道, 并对其进行了大量的设计和实验研究^[2-6], 所取得的研究成果在现代航空器的辅助进气系统中有着广泛的应用。然而, 相关的研究表明: 由于埋入式进气道的进口完全埋入机身或弹身的边界层中, 无法如常规进气道那样充分利用来流冲压, 同时还吸入了大量的机(弹)身边界层气流, 因而该类进气道的总压恢复系数较低、流场不均匀度较大。为此, 一些流场控制技术被用来改善埋入式进气道的气动性能。文献^[7]考虑在圆弹身截面的埋入式进气道进口上游安装多组机械式扰流器, 利用低速风洞对其开展了参数化研究, 并进行了高速风洞实验验证。结果表明: 该控制方案可以明显提高进气道的出口总压恢复系数, 并降低其流场畸变, 但所采用的扰流器带来了较大的迎风阻力(达飞行器阻力的 6%), 为此对飞行器的综合性能来说并不一定有利。另外, 文献^[8-12]提出了在圆弹身埋入式进气道的内通道安装垂直翼式扰流器的控制方法, 并借助三维数值仿真和风洞实验技术对抗流器的几何和位置参数进行了优化研究。结果表明: 该控制方案能够较大幅度地降低出口流场畸变, 但对总压恢复系数无显著影响, 并且该研究仅局限于较低的来流马赫数状态, 其实用性仍有待进一步的研究。为此, 本文提出了一种基于弹体表面吹气的埋入式进气道流场控制概念, 并对其进行了三维黏性仿真研究。

1 研究对象

1.1 概念介绍

文献^[13-14]的研究表明, 埋入式进气道前唇口处垂直于来流方向的压力梯度和侧棱产生的卷吸涡是驱动外部主流进入进气道的主要因素。在上述因素的驱动下, 弹身附近的边界层低能气流不可避免地被吸入埋入式进气道内, 因此一种改善埋入式进气道性能的直接想法是对进口前的边界层进行有效处理。为了避免机械式涡流发生器带来的阻力增加的负面效应, 本文提出了一种基于弹体表面吹气的埋入式进气道流场控制概念。如图 1 所示, 在埋入式进气道进口上游的弹体表面上开设吹气缝和稳压腔, 并通过管路和阀门与特定高压源相连(如发动机的低压压气机后通道), 适当设计吹气缝的安装位置、安装角度、吹气角度等参数, 则可以利用近壁射流的排挤、剪切效

应, 将进气道进口上游的弹体边界层气流扫向弹体两侧, 提高埋入式进气道的进口气流品质, 故有望使得埋入式进气道的性能得到改善。

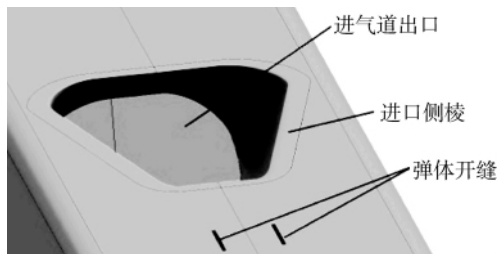


图 1 基于弹体表面吹气的埋入式进气道流场控制概念

Fig. 1 Design concept of submerged inlet with blowing on the fuselage

1.2 物理模型

图 2 所示为本文所研究的用于某飞行器主进气系统的埋入式进气道的基准方案。该飞行器的典型横截面形状为类梯形, 埋入式进气道位于其下腹平面上, 为便于分析观察, 图 2 中将弹体上下表面倒置, 其前缘与飞行器最前点的距离约为 $12D$ 。进气道的总长为 $4.1D$, 出口中心的偏距(即出口中心到弹身腹部平面的距离)为 $0.88D$, 其中 D 为进气道的出口直径。此外, 进气道的进口采用了类梯形的截面形状, 其中进口侧棱角为 4° 。同时, 在进气道的进口导流面上, 距离前唇口约 $0.5D$ 处对称放置了两组四片 $0.05D \times 0.23D$ 的矩形扰流器, 其与对称面的夹角均为 25° , 且前 endpoints 的两两间距为 $0.15D$ 。

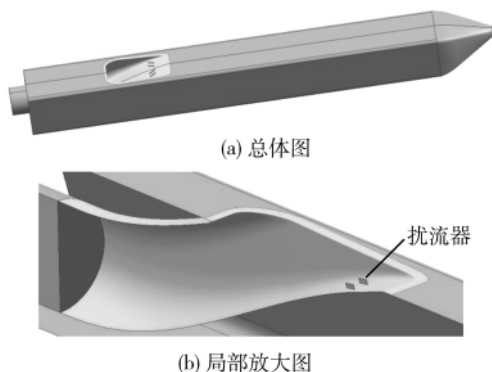


图 2 基准方案示意图

Fig. 2 Baseline inlet configuration

图 3 所示为本文提出的基于弹体表面吹气的埋入式进气道控制方案。以基准方案为基础, 在埋入式进气道进口上游的弹体上依次开设 4 对 $0.24D \times 0.004D$ 的矩形吹气缝。该吹气缝沿流向

与弹体轴线平行,且距离对称面均为 $0.13D$ 。相邻两对缝之间的流向距离为 $0.9D$,而最下游1对缝与埋入式进气道进口前缘的距离为 $4.6D$ 。每条吹气缝均与一稳压腔相连,在仿真中通过改变稳压腔进口的总压来控制二次射流的速度和流量。在本文的研究中,吹气缝的几何出气角(与弹体表面夹角)均为 30° ,且指向弹体两侧,而二次流的流量比例在 $1.5\% \sim 1.8\%$ 之间。

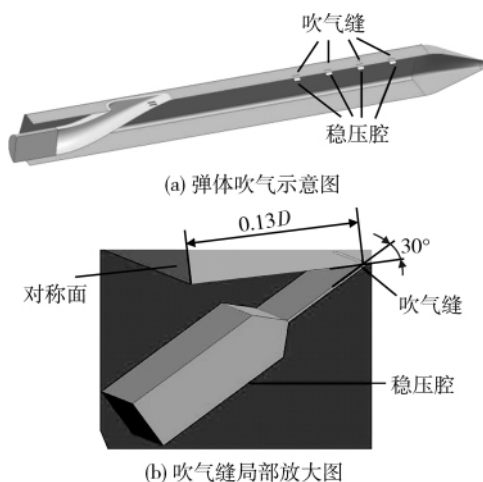


图3 控制方案示意图

Fig. 3 Control inlet configuration

2 数值方法

2.1 网格生成及计算设置

在无侧滑的状态下,待研究的流动是对称的,因此选择实际流场的一半作为计算域进行网格划分,计算域的长、宽、高分别为 $29.8D$, $11.5D$, $21.0D$ 。同时,为了减小进气道出口边界条件与实际情况之间的差距,在进气道出口将内通道往后等直水平延长了 $1.5D$ 。整个计算域采用以六面体为主的网格单元进行填充,并在进气道进口附近、内通道以及其他型面变化较为剧烈或预计流动参数梯度较大的区域,网格单元布置较为细密,如图4、5所示。对于绝大部分的近壁网格单元,其 y^+ 在 $30 \sim 100$ 之间。本研究中,对于埋入式进气道的基准方案,其网格单元总数约为210万,而开设了吹气缝的控制方案,其网格单元总数约为240万。

使用 FLUENT 软件进行流场计算,湍流模型选择了 Spalart-Allmaras 模型,其近壁处采用了壁面函数法。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。对于压力远场边界,其自由流参

数按照 5 km 高空的大气条件给定,即压力为 54048 Pa ,温度为 255.7 K ,并设置来流马赫数 $Ma_0 = 0.7$,攻角 $\alpha = 2^\circ$ 。另外,稳压腔的进口总压比(简称吹气压比)为 4.7。

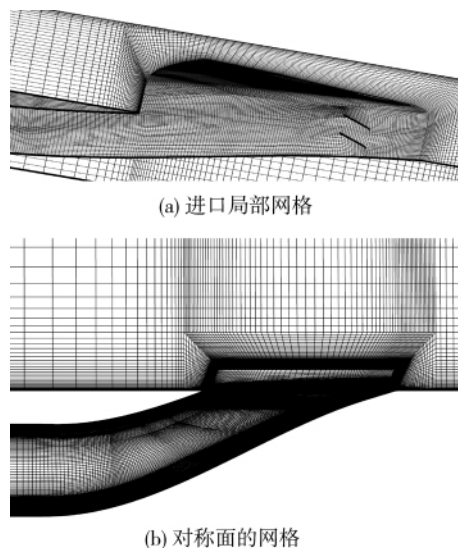


图4 基准方案所采用的计算网格

Fig. 4 Grids of the baseline inlet

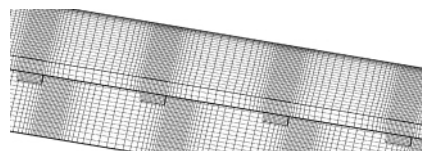


图5 控制方案开缝处的网格

Fig. 5 Close view of grids around the slots

2.2 算例验证

采用上述仿真方法,首先对文献[14]中的平面埋入式进气道的复杂内流场进行了仿真研究,并与相关实验数据进行对照,以验证仿真手段的可靠性。根据文献[14]的实验结果,该埋入式进气道在来流马赫数 $Ma_0 = 0.73$,出口马赫数 $Ma_e = 0.40$ 时,总压恢复系数 $\sigma = 0.9220$ 。而采用本文的数值仿真方法,在相同的条件下,得到的埋入式进气道总压恢复系数 $\sigma = 0.9212$,略小于实验数据,两者相差幅度为 0.1% ,这表明本文所采用的数值仿真方法能够较准确地预测埋入式进气道的总压恢复系数。图6还对比了该状态下,仿真、实验获得的进气道出口截面的总压恢复系数分布图谱。由该图可以看出,仿真分析和风洞实验所获得的进气道出口高低总压的分布位置和区域范围基本一致,且数值也相当。因此,本文所采用的数值仿真方法可以作为研究埋入式进气道内部流动的

有效工具.

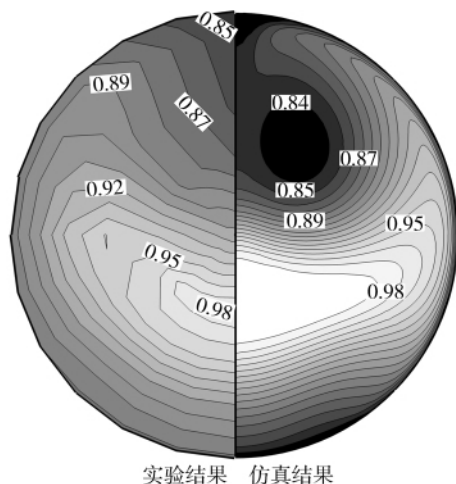


图 6 实验、仿真获得的进气道出口截面的总压恢复系数分布图谱

Fig. 6 Comparison of experimental and computational total pressure recovery contour plots at the exit of submerged inlet

3 结果及分析

本文的仿真工作主要分为两部分:首先,对不带埋入式进气道的纯弹身模型进行了边界层控制研究,重点考察吹气措施对弹体边界层的控制能力和相关流动机理;而后,对完整的进气道/弹身模型进行了仿真分析,获得了吹气控制措施对埋入式进气道流动结构和工作性能的影响特性.

3.1 不带进气道的纯弹身流动特征分析

3.1.1 无控制状态

图 7 给出了弹头附近特定水平线发出的流线图,该水平线距假定的进气道进口前缘 $8.1D$,距弹体壁面 0.375δ ,其中 δ 为进气道进口前缘位置的当地边界层厚度.在该图中还以局部平面示出了进气道进口前缘的位置.从图中可以看出,在无控制状态,弹体表面的流线基本是顺着流向发展的.沿宽度方向,大部分的边界层气流均进入了埋入式进气道的进口捕获范围,仅仅两边小部分的边界层气流由于攻角的影响流向了弹体两侧,从而形成了弹身中心较厚,两侧稍薄的边界层分布特征,如图 8 所示.在图 8 中,沿流向设置了 7 个监控面,每个监控面的高度均为 1.1δ ,相邻监控面之间的距离为 $1.5D$,第 6 个监控面与埋入式进气道进口的前缘平齐.从该图中的总压恢复系数分布可以看出,弹体表面的边界层厚度是逐渐增大的,在进气道进口前缘其厚度达 $0.13D$,且在进

气道进口的宽度范围内沿展向基本不变.

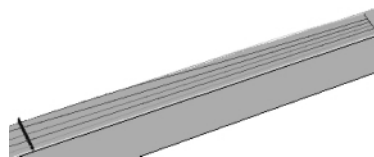


图 7 弹头附近离壁 0.375δ 处发出的流线(无控制状态)

Fig. 7 Streamlines released from a rake 0.375δ away the wall around warhead without control

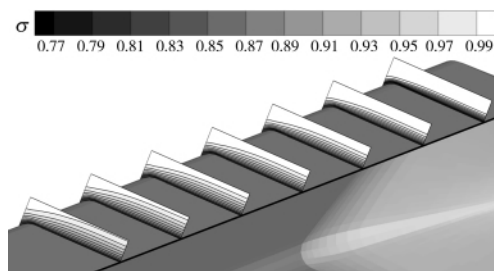


图 8 无控制状态纯弹身模型的边界层发展情况

Fig. 8 Development of fuselage boundary layer on the pure fuselage model without control method

3.1.2 吹气控制状态

图 9 给出了吹气控制状态下各近壁水平线发出的流线分布情况,图 9(a)~图 9(c)中各水平线到进气道进口位置的距离均为 $8.1D$,而离壁距离则分别为 0.125δ , 0.375δ , 0.625δ .该图显示,在吹气缝之后,受吹气缝高压射流的影响,弹体边界层气流明显地向两侧偏转.其中,底层较低能量气流受到的影响尤为显著,在埋入式进气道进口附近,这部分气流几乎完全被吹离了弹身表面.随着离壁高度的增大,吹气缝射流对相应边界层流线的的影响逐渐减小,当离壁高度增大到 0.625δ 时,射流对于边界层的吹除作用已经较弱,但由于该部分气流的能量较高,总压恢复系数在 0.97 左右,因此即使被吸入也不会给进气道的性能带来明显的不利影响.

图 10 所示为控制状态下各监控面上的总压恢复系数分布,据此可以对斜缝吹气的控制机理和控制效果作进一步分析,各监控面的定义与图 8 相同.可以看到:对于前 6 个监控面边界层的厚度均存在一个最高点,并且随着流动向下游发展,该最高点逐渐向弹身两侧移动,这正是吹气缝喷出的高压射流作用的结果.在第 6 个监控面上,即

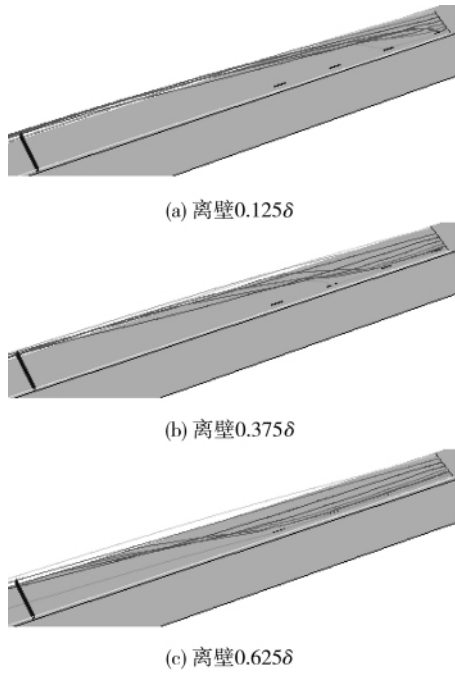


图9 吹气对弹身附近边界层流线的影

响
Fig. 9 Influence of blowing on the fuselage streamlines

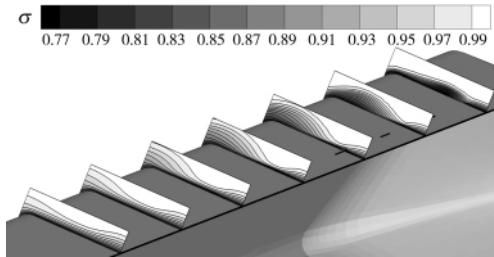


图10 吹气控制状态纯弹身模型的边界层发展情况

Fig. 10 Development of fuselage boundary layer on the pure fuselage model with control method

预定埋入式进气道进口的前缘位置,弹身边界层呈现“凹”型结构:中间较薄,两侧较厚。与图8中相同监控面对比可以发现,在控制状态下,除了弹身侧棱附近的边界层有所增厚外,其他位置的边界层厚度均有所降低,尤其是“凹”型结构的中间部分,边界层的厚度显著下降。至于吹气缝和对称面之间的边界层流动,虽然射流没有对其形成直接的冲击和剪切,但也受到了射流的引射作用,因而厚度也有所降低,只是下降幅度偏低。当流动继续向后发展,在图中最后一个监控面上,弹体侧棱附近堆积的低能流被逐渐电离了壁面,两侧边界层明显变薄,但中间部分的边界层却又重新开始增厚。综合上述分析可知吹气缝的位置选择对埋入式进气道进口前的边界层控制效果很重要:一

方面,如果距离埋入式进气道进口过近,那么被射流吹除的边界层低能流还没来得及被排出弹身,很有可能被重新吸入进气道内;而如果距离埋入式进气道进口过远,那么在吹气缝后重新生成的边界层气流同样也会加大进口的边界层厚度,削弱吹气措施的改善效果。另一方面,若将吹风缝的展向安装位置向弹身对称面靠拢,则虽然会缩小对称面附近的低能流区范围,但同时也会使得吹气措施对两侧边界层低能气流的排除效果下降;反之亦然。

3.2 带进气道模型的流动和性能特征研究

3.2.1 无控制状态

对基准方案选择来流马赫数 $Ma_0 = 0.70$, 出口马赫数 $Ma_e = 0.35, 0.37, 0.40$ 进行了数值仿真分析,所得结果如表1所示。可以看到随着出口马赫数从0.35增大到0.40,埋入式进气道的总压恢复系数 σ 逐渐增大,而畸变指数 DC_{60} 逐渐降低,这一趋势与文献[14]中的研究结果一致。

表1 不同出口马赫数下基准方案的性能
($Ma_0 = 0.7, \alpha = 2^\circ$)

Table 1 Performance of baseline inlet versus Ma_e
($Ma_0 = 0.7, \alpha = 2^\circ$)

序号	Ma_e	σ	DC_{60}
1	0.35	0.9162	0.8070
2	0.37	0.9190	0.7447
3	0.40	0.9224	0.6595

图11所示为基准方案在出口马赫数 $Ma_e = 0.37$ 时出口截面的总压恢复系数分布图谱。从图中可以看出,在该进气道出口截面的上方两侧存在较大面积的低总压区,而高总压区则主要集中在大曲率半径侧,且所占面积显著小于低总压区。图12还给出了埋入式进气道进口上游及两侧典型位置发出流线的发展情况。可以看到弹身前部离壁0.375 δ 和0.625 δ 处发出的流线均沿进口导流面自然地进入了内通道。不仅如此,在进气道两侧进口宽度以外较大范围的边界层气流也在进口旋涡的卷吸作用下拐弯进入了进气道。这些边界层气流不仅自身总压较低,还在侧棱旋涡的“搅拌”下与高能主流发生剧烈的剪切,导致了显著的附加掺混损失,因而在进气道的出口截面上形成了大面积的低总压区。

为了定量分析该埋入式进气道的总压损失来

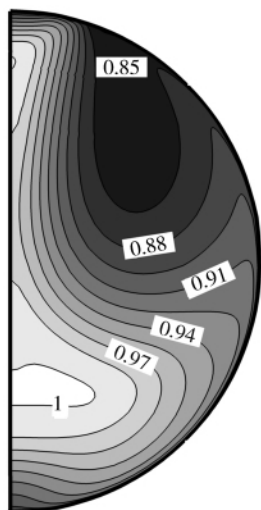
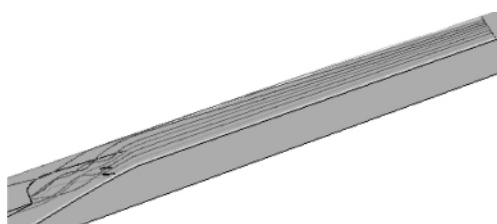
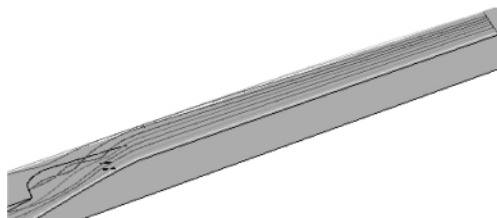


图 11 基准方案出口截面的总压恢复系数分布
($Ma_0 = 0.70, \alpha = 2^\circ, Ma_e = 0.37$)

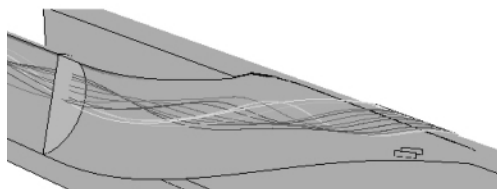
Fig. 11 Contour plots of total pressure recovery coefficient at the exit plane of the baseline inlet
($Ma_0 = 0.70, \alpha = 2^\circ, Ma_e = 0.37$)



(a) 弹头附近离壁0.375δ所发出的流线



(b) 弹头附近离壁0.625δ所发出的流线



(c) 进口两侧离壁0.375δ所发出的流线

图 12 基准方案的流线图

($Ma_0 = 0.70, \alpha = 2^\circ, Ma_e = 0.37$)

Fig. 12 Streamlines of the baseline inlet
($Ma_0 = 0.70, \alpha = 2^\circ, Ma_e = 0.37$)

源,还将进气道出口的总压恢复系数分解为外部总压恢复系数和内管道总压恢复系数两部分的乘积。外部总压恢复系数为埋入式进气道进口截面

的总压与来流总压之比,表征的主要是吸入弹身边界层所带来的总压损失。而内部总压恢复系数则为进气道出口总压与进口总压之比,能够反映内通道流动过程的总压损失。根据数值仿真的结果,在设计状态下($Ma_0 = 0.70, \alpha = 2^\circ, Ma_e = 0.37$),外部总压恢复系数为 0.9576,内部总压恢复系数 0.9597。由此可知,吸入弹身边界层气流确实是导致埋入式进气道总压恢复系数较低的主要原因之一。

3.2.2 吹气控制状态

表 2 列出了吹气控制方案在 $Ma_0 = 0.70, \alpha = 2^\circ$ 时,不同出口马赫数下的性能。其中,吹气比例的定义为吹气缝吹出的气流质量流量与进气道捕获的质量流量之比。表中数据显示,与基准方案相比,弹体吹气的方法确实一定程度地提高了埋入式进气道的性能,总压恢复系数的改善幅度均在 1.2% 以上,畸变指数 DC_{60} 的改善幅度均在 4.6% 以上。并且随着出口马赫数的降低,总压恢复系数和畸变指数的改善幅度均在不断加大,在 $Ma_e = 0.35$ 时分别达到了 1.8% 和 9.2%。另外,在该方案中,设计状态下进气道的外部总压恢复系数为 0.9644,内部总压恢复系数为 0.9673,均要高于基准方案的相应值。可见,控制方案通过高压射流的作用,不仅提高了进气道的外部总压恢复系数,而且改善了通道内的流动状态,使得内部总压恢复系数也得到了提高。图 13 中还给出了出口马赫数 $Ma_e = 0.37$ 时,控制方案的出口截面总压恢复系数等值图谱。对比图 11 可以发现,控制方案出口处的低总压区明显缩小,而高总压区则显著扩大,且向小曲率半径侧扩张。同时,低总压区的最低总压恢复系数值也有所提高。

表 2 不同出口马赫数下控制方案的性能
($Ma_0 = 0.70, \alpha = 2^\circ$)

Table 2 Performance of control inlet versus Ma_e
($Ma_0 = 0.70, \alpha = 2^\circ$)

序号	1	2	3
Ma_e	0.35	0.37	0.40
吹气比例/%	1.8	1.7	1.5
σ	0.9326	0.9330	0.9335
DC_{60}	0.7324	0.6959	0.6291
σ 的改善幅度/%	1.8	1.5	1.2
DC_{60} 的改善幅度/%	9.2	6.6	4.6

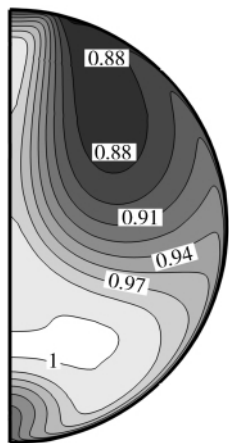
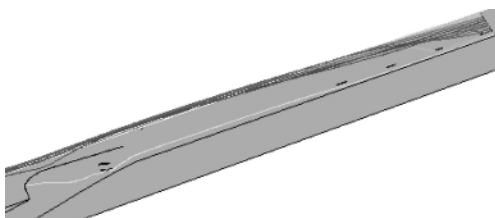
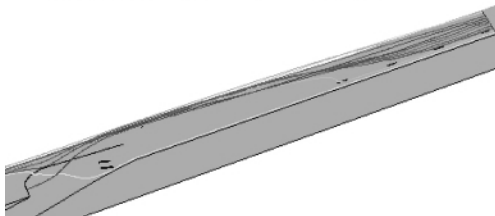


图 13 控制方案出口截面的总压恢复系数分布
($Ma_0 = 0.70, \alpha = 2^\circ, Ma_e = 0.37$)

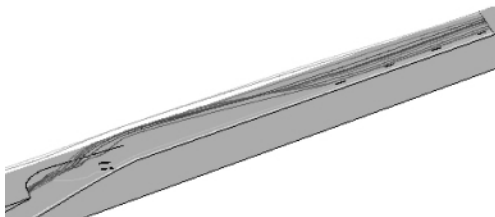
Fig. 13 Contour plots of total pressure recovery coefficient at the exit plane of the control inlet
($Ma_0 = 0.70, \alpha = 2^\circ, Ma_e = 0.37$)



(a) 弹头附近离壁0.125δ所发出的流线



(b) 弹头附近离壁0.375δ所发出的流线



(c) 弹头附近离壁0.625δ所发出的流线

图 14 控制方案的流线图

($Ma_0 = 0.70, \alpha = 2^\circ, Ma_e = 0.37$)

Fig. 14 Streamlines of the control inlet
($Ma_0 = 0.70, \alpha = 2^\circ, Ma_e = 0.37$)

图 14 所示为控制方案弹体表面附近的流线分布情况, 流线分别由弹体前部距离进气道进口位置 $8.1D$, 离壁 $0.125\delta, 0.375\delta, 0.625\delta$ 处的水平线发出。可以看到, 与无控制状态相比, 进入通道内的边界层气流有较大幅度的下降: 离壁距离在 0.125δ 以下的边界层气流基本被排出通道外;

离壁距离在 $0.125\delta \sim 0.375\delta$ 之间的边界层气流, 仅仅两侧少部分气流被吸入通道内; 而至于 0.375δ 以上的边界层流动, 则大部分均进入了内通道, 但该部分气流的总压恢复系数较高, 所带来的负面影响较小。另外, 与纯弹身吹气控制状态相比(图 9), 进气道进口的存在对边界层的流线走向带来了显著的干扰。特别是在进气道进口的两侧, 受进气道口部低压和侧棱卷吸作用的影响, 已经被排移至进口两侧的边界层气流又改变了流动方向, 重新向进气道进口偏转, 其中部分被吸入了内通道。这一点可以由图 15 中的弹体壁面摩擦应力线分布情况得到进一步的证实: 在弹体的前部, 摩擦力线显著地向两侧倾斜, 而在进气道进口的两侧, 当地的摩擦力线又重新折回, 指向了通道进口。



图 15 控制方案的壁面摩擦应力线
($Ma_0 = 0.70, \alpha = 2^\circ, Ma_e = 0.37$)

Fig. 15 Wall shear stress lines of the control model
($Ma_0 = 0.70, \alpha = 2^\circ, Ma_e = 0.37$)

图 16 还对比给出了出口马赫数 $Ma_e = 0.37$ 时, 无控制状态、吹气控制状态下对称面的总压恢复系数分布, 图中还示出了流管的上边界以及进口截面上的主流通道高度。可以看到在无控制状态下, 边界层气流在埋入式进气道捕获“S 形流管”的进口截面上占据了约 $1/3$ 的高度; 而在吹气控制控制状态下, 边界层的厚度明显降低, 相应比重也下降至约 $1/5$ 。

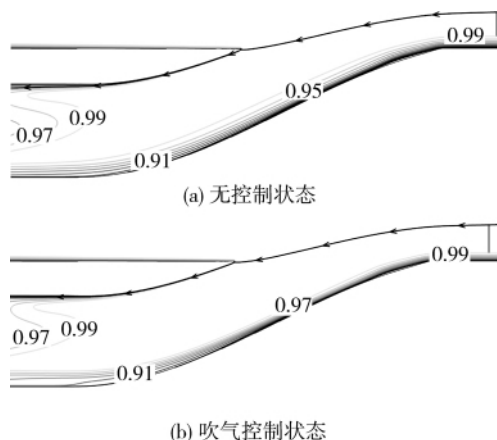


图 16 埋入式进气道进口捕获的流管
($Ma_0 = 0.70, \alpha = 2^\circ, Ma_e = 0.37$)

Fig. 16 Captured stream tube of the submerged inlet
($Ma_0 = 0.70, \alpha = 2^\circ, Ma_e = 0.37$)

综合以上分析可知,合适的吹气方案设计确实能够有效地吹除部分弹身边界层,改善埋入式进气道进口前的边界层状况及内通道流态,提高其总压恢复系数,并降低出口流场畸变,因而值得进一步的关注,下一步将对其进行参数优化研究.

4 结 论

本文基于弹体表面吹气的机理,设计了一种性能改善的埋入式进气道,并对其进行了数值仿真研究,获得了以下主要结论:

1) 合适的吹气方案设计确实能够有效地吹除部分弹身边界层,特别是底层的低能流,因而能改善埋入式进气道进口前的边界层状况及内通道流态,提高其总压恢复系数,并降低出口流场畸变.在设计状态下,埋入式进气道的总压恢复系数提高了 1.5%,畸变指数降低了 6.6%.

2) 如果吹气缝的流向安装位置距离埋入式进气道进口过近,那么被射流吹除的边界层低能流还没来得及被排出弹身,很有可能被重新吸入进气道内;而如果距离埋入式进气道进口过远,那么在吹气缝后重新生成的边界层气流同样也会加大进口的边界层厚度,削弱吹气措施的改善效果.

3) 如果吹风缝的展向安装位置距离弹身对称面过近,虽然会缩小对称面附近的低能流区范围,但同时也会使得吹气措施对两侧边界层低能气流的排除效果下降;反之亦然.

参考文献:

- [1] 李学来.埋入式进气道的技术现状[J].福州大学学报:自然科学版,2001,29(6):61-66.
LI Xuelai. Development of submerged intake[J]. Journal of Fuzhou University (Natural Science Edition), 2001, 29(6): 61-66. (in Chinese)
- [2] Mossman E A, Randall L M. An experimental investigation of the design variables for NACA[R]. NACA RM-A7I30, 1948.
- [3] Hall C F, Frank J L. Ram-recovery characteristics of NACA submerged inlets at high subsonic speeds[R]. NACA RM-A8I29, 1948.
- [4] Axelson J A, Taylor R A. Preliminary investigation of the transonic characteristics of an NACA submerged inlet[R]. NACA RM-A50C13, 1950.
- [5] Frank J L. Pressure-distribution and Ram-recovery characteristics of NACA submerged inlets at high subsonic speeds[R]. NACA RM-A50E02, 1950.
- [6] Anderson W E, Frazer A C. Investigation of an NACA submerged inlet at Mach numbers from 1.17 to 1.99[R]. NACA RM-A52F17, 1952.
- [7] 任三星.埋入式进气道设计与流场控制研究[D].南京:南京航空航天大学,1993
REN Sanxing. Design and flow control investigation of a submerged air intake[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1993. (in Chinese)
- [8] Taskinoglu E S, Knight D. Design optimization for submerged inlets Part I [R]. AIAA 2003-1247, 2003.
- [9] Taskinoglu E S, Knight D. Design optimization for submerged inlets Part II [R]. AIAA 2003-3926, 2003.
- [10] Taskinoglu E S, Jovanovic V, Knight D. Multi-objective design optimization and experimental measurement for a submerged inlet[R]. AIAA 2004-0025, 2004.
- [11] Jovanovic V, Taskinoglu E S, Knight D. Experimental investigation of a submerged subsonic inlet [R]. AIAA 2004-2649, 2004.
- [12] Taskinoglu E S, Knight D. Multi-objective shape optimization study for a subsonic submerged inlet[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(4): 620-633.
- [13] 余安远,郭荣伟,孙姝,等.一种隐身外形弹体下埋入式进气道的进气机理与低速实验研究[J].空气动力学报, 2003, 21(2): 182-188.
YU Anyuan, GUO Rongwei, SUN Shu, et al. Air admission mechanism and low speed tunnel test for a submerged inlet with low RCS missile body[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2003, 21(2): 182-188. (in Chinese)
- [14] Sun S, Guo R W. Numerical analysis and experimental validation of a submerged inlet on the plane surface [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005, 18(3): 199-205.