

文章编号:1000-8055(2016)09-2132-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2016.09.011

基于出口导流控制的超声速进气道性能研究

温玉芬, 严佳民, 陈 皓, 马友林

(中国航天科技集团公司 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘 要: 针对进气道内型面存在较大弯段而导致的流动分离问题,提出了一种对进气道出口弯段进行导流控制的概念,设计了 3 种不同的导流格栅方案,采用数值仿真方法对不同导流格栅方案的超声速进气道流动进行了对比分析,获得了不同导流格栅对进气道流场结构和工作性能的影响特性.结果表明:利用格栅对进气道进行导流控制,可以改善进气道出口弯段的流场结构和压力分布,避免进气道出口发生流动分离.通过对格栅型面进行优化可以显著改善进气道的工作性能,采用类翼型导流格栅的进气道性能改善幅度最大,马赫数为 3.5 条件下,其稳定工作裕度和出口总压恢复系数分别提高 10.3% 和 9.8%,冷流内阻降低 5.3%.

关 键 词: 超声速进气道; 流动控制; 导流格栅; 总压恢复系数; 稳定工作裕度

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Investigation on the performance of a supersonic inlet with diversing flow control on the exit

WEN Yu-fen, YAN Jia-min, CHEN Hao, MA You-lin

(China Academy of Launch Vehicle Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: Due to the flow separation induced by the severe curved shape of the inlet, a flow-control method based on the diversing flow grid was brought forward. Three different diversing flow grids were designed and a comparison of the supersonic inlet performance was conducted with a computational fluid dynamics method. Effects on the flow structure and working performance of the inlets with different diversing flow grids were attained. Results indicate that taking the grid as the flow control measure could avoid flow separation on the exit of the inlet by improving the flow structure and pressure distribution of the curved duct. It is proven that the performance of the inlet could be obviously improved by optimizing the diversing grid. Stability and total pressure recovery coefficient of the inlet with adoption of the airfoil shape grid could be raised by 10.3% and 9.8% at utmost while its interior resistance could be reduced by 5.3% at Mach number of 3.5.

Key words: supersonic inlet; flow-control; diversing flow grid;
total pressure recovery coefficient; stability

进气道是吸气式飞行器的重要组成部分,其出口气流的品质直接影响发动机的掺混燃烧和推力特性,进而影响整个飞行器的工作性能.同时,

飞行器的结构布局和仪器安装又会影响进气道的型面设计,从而使得进气道的工作性能发生变化.进气道与飞行器之间的这种交联耦合,使得进气

收稿日期:2014-12-20

作者简介:温玉芬(1986—),女,广东高州人,工程师,硕士,主要从事内外流空气动力学研究.

道的设计复杂化,甚至出现了流道弯曲较为剧烈的形式^[1],尤其对于进气道与发动机的连接部段,通常设计成弯曲的流道以进行过渡。进气道内通道的弯曲不仅会增大流动损失,降低其抗反压能力,甚至还可能会在内通道诱发流动分离^[2-3],导致进气道的工作性能恶化,发动机推力下降。至今为止,国内外已有较多研究者针对进气道弯段流动恶化的问题开展了相关的流动控制数值仿真和试验研究,其中大部分的研究通过在进气道内安装导流叶片^[4-11]、格栅^[12]、涡流发生器^[13-17]等装置或通过射流控制^[18]的形式来改善进气道的工作性能,结果实现了对进气道出口旋流的有效控制,减小了总压畸变。然而,这些研究均是针对亚声速S弯进气道进行,其控制装置通过抑制出口二次旋流来提高进气道的工作性能,与超声速进气道和发动连接弯段内的流动存在较大的差别。目前国内外针对超声速进气道与发动机连接弯段内的流动控制研究还极为有限。考虑到在进气道与发动机连接弯段内增加流动控制装置会对进气道内流动带来干扰影响,从而改变发动机的掺混性能和燃烧效率,进而影响发动机的推力特性甚至整个飞行器的推阻匹配设计,为此,有必要针对超声速进气道与发动机连接弯段开展相关的流动控制设计研究,并分析控制装置对进气道流动性能的影响特性。

本文首先设计了一种带导流格栅的超声速混压式双侧二元进气道,采用数值仿真方法研究了导流格栅对进气道流动的影响,而后对格栅型面开展优化设计,并对比分析了不同导流格栅方案的进气道性能差异。

1 研究对象

本文设计了一种超声速混压式双侧二元进气道,该进气道主要由压缩段、扩张段、出口弯段和导流格栅4部分组成。进气道的设计马赫数为3.0,采用两楔外压缩方式,各级压缩楔角分别为 9° 、 19° 。进气道唇罩尖点高度为 H ,总长 L_{inlet} 为 $10H$ 。出口弯段用于连接进气道和发动机,出口截面为 $0.85H \times 0.75H$ 。导流格栅安装于进气道出口弯段内,具体见图1。

本文共设计了3种不同的导流格栅,具体模型见图2。格栅呈“#”字型分布,将进气道内流道分成9个格子。其中,方案1是本文研究的基准方案,其导流格栅的横截面形状较为简单,呈梯形。方案2和方案3在基准方案的基础上,对横向导

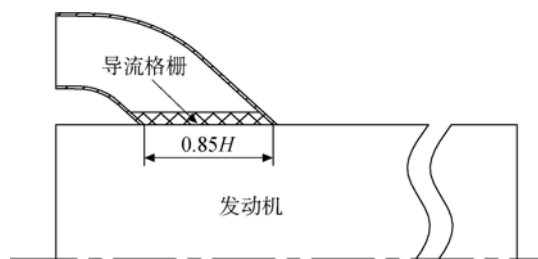


图1 进气道出口弯段模型

Fig. 1 Configuration of the inlet curved duct

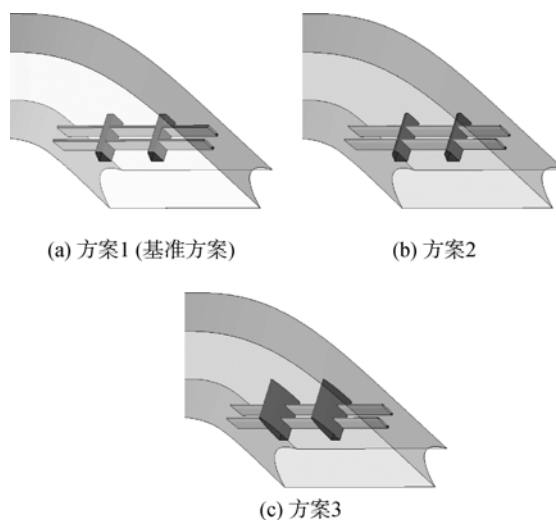


图2 不同方案的导流格栅模型

Fig. 2 Configurations of the diverging flow grids of different models

流格栅的型面进行了优化。其中,方案2对格栅前缘进行了倒圆处理;方案3为类翼型导流格栅。

2 仿真计算

2.1 计算网格

对于零侧滑飞行状态,考虑到几何条件和流动边界条件的对称性,选取整个流动区域的 $1/2$ 作为计算域。由于进气道在超声速条件下工作,上游流场不受下游的影响,故选取进气道进口上游及下游的部分外流区间、进气道整个内流道作为计算域。整个外流计算域呈半圆柱形,半径为 $5H$,其前端面位于飞行器尖点上游 $5H$,后端面位于进气道唇口下游 $3.8H$ 。整个计算域采用六面体网格单元进行填充,并且在近壁面处以及进气道出口弯段、格栅等型面变化较剧烈的区域进行了网格加密。网格单元总数为380万左右,大部分近壁网格单元的 y^+ 保持在30左右,具体的网格如图3所示。

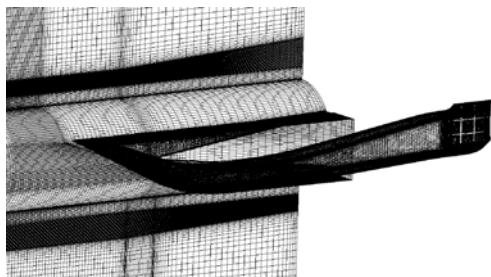


图3 计算中所采用的网格

Fig. 3 Adopted computational grid

2.2 计算设置

采用 FLUENT 软件进行三维数值仿真,使用基于有限体积法的 Navier-Stokes(N-S)方程求解器,其中无黏对流通量采用 Roe 平均方式进行 MUSCL(monotonic upwind scheme for conservation laws)插值,黏性通量采用 2 阶迎风格式进行离散,时间推进采用隐式格式,湍流黏度采用 $k-\epsilon$ 标准模型,近壁区采用壁面函数法处理。

仿真计算模拟飞行高度为 20 km,马赫数为 3.5,攻角和侧滑角均为 0° 。来流边界按照飞行高度设置为远场边界条件,来流静压为 5529.31 Pa,静温为 216.65 K,出口设置为压力出口边界条件,总温为 747.4425 K。

3 网格敏感性分析

进气道仿真计算的误差在很大程度上受网格精度的影响。为了选取到合适大小的网格并节省计算时间,本文对基准方案进气道开展网格敏感性分析,分别采用网格总数为 250 万、380 万和 760 万的网格,对进气道开展了仿真计算,其中 3 种网格在近壁区域的 y^+ 均保持在 30 左右。

表 1 给出了采用 3 种疏密程度不同的网格对基准方案进行计算获得的进气道性能数据,表中 N 为网格数量; p_{cr} , σ_{cr} 分别为临界状态下的进气道出口反压比、出口总压恢复系数,本文对进气道的出口反压比和出口总压恢复系数进行了归一化处理。可以看出,采用中等网格和密网格的进气道的出口反压比和出口总压恢复系数完全一致,而采用稀网格的进气道出口反压比较采用其他两种网格的进气道出口反压比小 3.1%。可见,当网格较为稀疏时,计算获得的进气道性能偏低,但当网格加密到一定程度时,即使继续加密网格,计算获得的进气道性能也基本不变。这表明,本文仿真所采用的网格(380 万左右)较为合适,计算偏差较小。

表1 基准方案进气道网格敏感性计算分析

Table 1 Grid sensitivity analysis for the base model

网格类型	$N/10^5$	p_{cr}	σ_{cr}
稀网格	25	1.89	0.51
中等网格	38	1.95	0.51
密网格	76	1.95	0.51

4 结果与分析

4.1 流动特性分析

在本文的分析中,进气道的出口最大反压比、出口总压恢复系数均以基准方案在相同来流条件下的相应数值进行了归一化处理。

4.1.1 基准方案进气道的流动特性分析

图 4 给出了通流状态下,无格栅进气道(记为方案 0)与基准方案进气道的静压(p_s)等值图谱和平均流线分布。可以看出,对于无导流格栅的进气道,由于出口弯段内侧壁面拐弯较为剧烈,气流在流动惯性的作用下向流道外侧明显偏折,因此在内侧壁面附近形成了一较大面积的流动分离区。而对于带导流格栅的进气道,其出口弯段的流动较为顺畅,内侧壁面附近无流动分离现象。这表

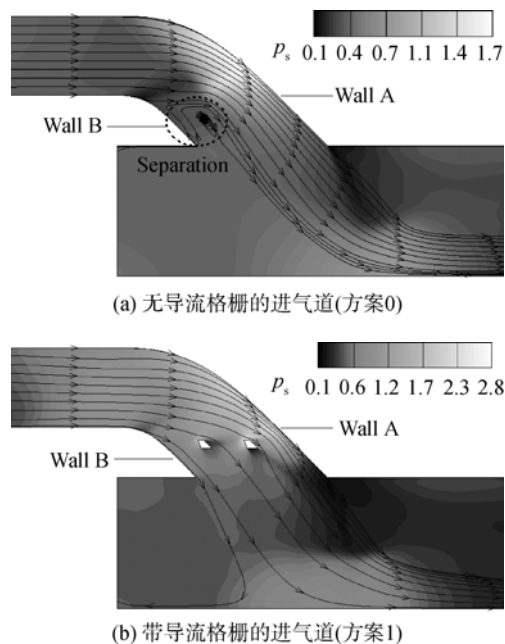


图4 无导流格栅和有导流格栅的进气道出口弯段静压等值图谱和平均流线分布

Fig. 4 Contour plots of static pressure and streamline distributions of the inlet curved duct with and without diverging flow grid

明,本文设计的格栅起到了明显的导流作用,可以有效抑制进气道出口流动分离的发生。

以下对进气道出口弯段的流动及基准方案格栅的导流作用进行详细分析。气流进入弯段后,平均流线发生弯曲,流体受到向心力的作用。如图5所示,假设在弯段曲率半径为 R 处的一流体微元ABCD,以速度 v 流动,则该流体微元的加速度为 v^2/R ,根据牛顿第二定律,该流体微元的受力情况如式(1)所示

$$(p + dp - p) \cdot S = m \frac{v^2}{R} \quad (1)$$

式中 m 为该流体微元的质量; $p + dp$, p 分别为作用在流体微元外侧表面、内侧表面的压力; S 为该流体微元的外侧(内侧)表面积。由式(1)可知,为了使流体微元按照弯曲流线的方向运动,作用于流体微元外侧表面的压力大于作用于内侧表面的压力,即沿径向方向存在着压力梯度。

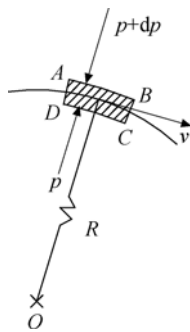


图5 进气道出口弯段向心力作用示意图

Fig. 5 Sketch of the centripetal force of the inlet curved duct

对于壁面附近的流体,由于黏性的作用,其运动速度很慢,因此流道内外侧的压差远大于壁面附近流体弯曲运动所需的向心力,这就导致了壁面附近的流体在压差的驱动作用下,由外侧向内侧流动。同时,由于弯段内侧转弯剧烈,气流在流动惯性的作用下向流道外侧明显偏折,因此主流脱离壁面,在内侧壁面转弯处形成了一较大面积的流动分离区。而对于外侧壁面附近的区域,由于其正对流动方向,因此一般不容易发生流动分离。

当弯段内加入格栅后,一方面,格栅将流道分隔成了多个小的通道,起到了分流导向的作用,从而使得经过弯段的气流更加均匀;另一方面,弯段内侧形成较大面积流动分离区时存在着自外而内的横流,而格栅的加入隔断了这种横向流动,根据流动连续性可知,该流动分离区无法继续维持,因

此其面积会变小甚至消失。

图6还给出了临界状态下,基准方案进气道出口弯段外侧壁面(标注为Wall A)和内侧壁面(标注为Wall B)中心线的沿程静压分布,图7给出了进气道出口弯段的静压等值图谱和平均流线分布。可以看出,虽然基准方案进气道出口弯段内无流动分离,但由于外侧壁面转弯半径较内侧壁面要大,转弯较缓,因此在流动惯性的作用下,气流仍然偏向流道外侧,并在壁面拐弯处汇聚,导致了该区域($x/L_{\text{inlet}} = 0.90 \sim 0.95$)压力明显升高。而对于内侧壁面,由于拐弯的影响则形成了一局部低压区(见图7中的虚线区域),这与图6内侧壁面在 $x/L_{\text{inlet}} = 0.86$ 位置的压力下降相对应。

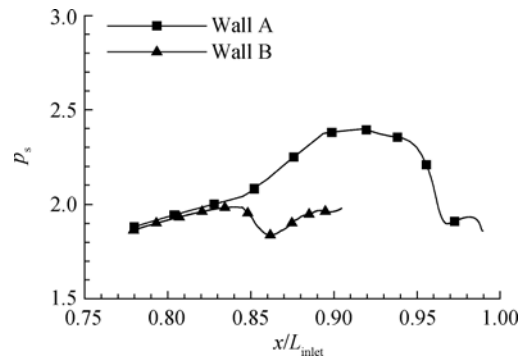


图6 基准方案进气道出口弯段内、外侧壁面中心线的沿程静压分布

Fig. 6 Static pressure distributions along the central lines of the inlet curved duct's side walls of the base model

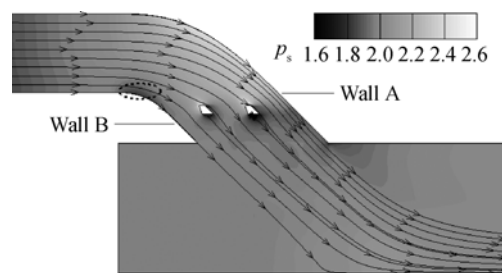


图7 基准方案进气道出口弯段的静压等值图谱和平均流线分布

Fig. 7 Contour plot of static pressure and streamline distribution of the inlet curved duct of the base model

然而,由图7可以发现,基准方案导流格栅较宽,占据了部分的内通道面积,因此导致了一定的流道堵塞度,部分气流在格栅前缘碰撞汇聚,形成了一个局部高压区,并且气流经过格栅时,由于格

栅型面扩张,在格栅后缘形成了一个明显的尾迹分离区,导致了较为明显的流动损失。

综上所述,在进气道出口弯段内增加格栅结构可以起到明显的导流作用,然而,格栅会带来一定的流道堵塞度,使得格栅后缘形成尾迹分离区。为此,有必要对导流格栅型面进行优化,以减小格栅带来的流动损失。

4.1.2 不同方案进气道的流动特性分析

表2给出了临界状态下不同导流格栅方案的进气道性能数据,表中 Δp_{cr} 、 $\Delta \sigma_{cr}$ 分别为格栅型面优化后的进气道出口反压比、出口总压恢复系数相对于基准方案的变化量。由表中数据可以看出,与基准方案(方案1)相比,对格栅型面进行优化后,进气道的抗反压能力和出口总压恢复系数均明显提高,其中,采用方案3类翼型导流格栅的进气道性能改善幅度最大,其抗反压能力和出口总压恢复系数较基准方案分别增加10.3%和9.8%。

表2 不同导流格栅方案的进气道性能

Table 2 Performance of the inlets with different diversing flow grids

方案	p_{cr}	σ_{cr}	$\Delta p_{cr}/\%$	$\Delta \sigma_{cr}/\%$
1	1.95	0.51		
2	2.10	0.54	7.7	5.9
3	2.15	0.56	10.3	9.8

3种方案进气道性能的差别主要是由于不同导流格栅导致的流动差异所引起的。图8给出了临界状态下不同导流格栅方案的进气道出口弯段外侧壁面和内侧壁面中心线的沿程静压分布,图9给出了方案2和方案3进气道出口弯段的静压等值图谱和平均流线分布。可以看出,与基准方案不同,方案2和方案3外侧壁面的高压区域明显增大,且其与格栅前缘的高压区相连,导致了该侧壁面的沿程静压较基准方案明显升高。这是由于,在 $y=0\text{ mm}$ 剖面,格栅将弯段流道分隔成了3个通道(由外向内分别标记为通道1、通道2和通道3),方案2和方案3的格栅前缘优化后,其导流作用增强,因此靠近弯段外侧的通道1径向压力梯度减小,整个通道的静压均较高。虽然通道1与通道2的压力分布存在较为明显的差别,但由于其正对流动方向,因此流动仍然较为顺畅。此外,方案2和方案3在内侧壁面拐弯处的低压区域完全消失,通道2与通道3的静压分布较为均匀,径向

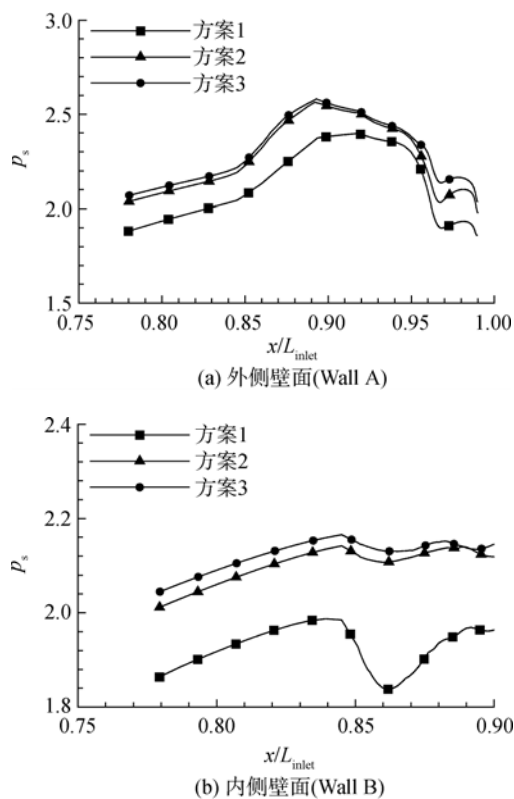


图8 不同方案进气道出口弯段内、外侧壁面中心线的沿程静压(p_s)分布

Fig. 8 Static pressure distributions along the central lines of the inlet curved duct's side walls of different models

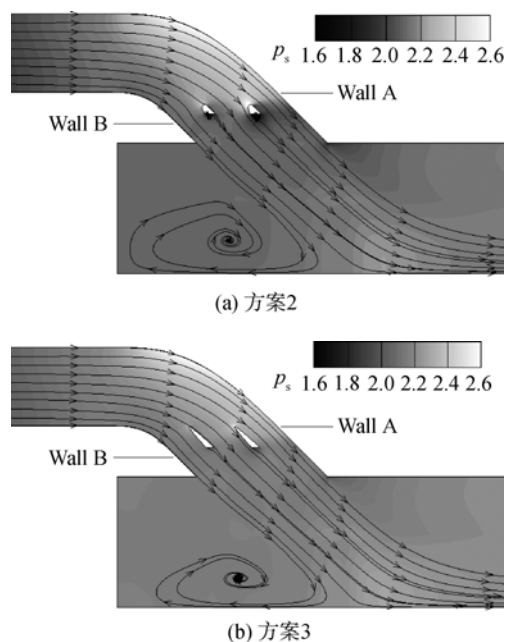


图9 不同方案进气道出口弯段的静压等值图谱和平均流线分布($y=0\text{ mm}$)

Fig. 9 Contour plots of static pressure and streamline distributions of different inlet curved ducts ($y=0\text{ mm}$)

压力梯度较小,因此在弯道内侧壁面附近难以产生流动分离区,整个通道的流动较为顺畅,平均流线向流道外侧的偏折较小,流动均匀性较好,因此内侧壁面的沿程静压波动较基准方案缓和,在 $x/L_{\text{inlet}}=0.86$ 位置处的压力下降明显减小。这表明,经过型面优化的格栅,其导流作用进一步加强,进气道出口弯段内的流动更为顺畅,出口流动更均匀,流动损失减小。

由图9还可以看出,与基准方案相比,方案2虽然对格栅前缘进行了优化,但格栅宽度仍然较大,格栅型面的扩张角未改变,后缘的尾迹分离区并未消除,因此进气道的性能改善幅度有限。方案3由于采用类翼型导流格栅,其前缘半径进一步减小,因此在格栅前缘附近由于碰撞带来的流动损失较方案2进一步减小,并且方案3的格栅型面接近于对称分布的圆弧面,其型面扩张角减小,因此格栅后缘的尾迹分离区明显减小,出口气流更加均匀,进气道的流动损失降低。此外,方案3进气道的导流格栅沿流向的长度明显增加,即格栅对弯段流动的导流作用长度加长,这进一步加强了格栅导流和均化流场的作用,使得进气道的性能得到更大幅度的提升。

不同导流格栅方案的进气道性能差异还可以进一步从格栅导致的流道堵塞度方面进行分析。表3给出了不同方案导流格栅前缘导致的流道堵塞度,其中, L 和 W 分别表示与横向导流格栅前缘在同一平面内的进气道内通道截面长度和宽度, L_g 和 W_g 分别表示横向导流格栅和纵向导流格栅的前缘宽度(见图10), η_k 表示导流格栅前缘带来的流道堵塞度,具体计算见式(2)。

$$\eta_k = \frac{2L_g \cdot W + 2W_g \cdot L - 4L_g \cdot W_g}{L \cdot W} \quad (2)$$

由表3中的数据可以看出,方案1导流格栅的前缘宽度最大,其导致的流道堵塞度也最大,为19.1%;方案2对导流格栅前缘进行了倒圆修形,其宽度有所减小,格栅导致的流道堵塞度为15.4%;方案3由于采用类翼型导流格栅,其前缘宽度明显减小,且由于横向格栅较长,距离纵向格栅前缘较远,因此格栅前缘导致的流道堵塞度显著下降,仅为1.4%。格栅前缘导致的流道堵塞度下降,使得格栅对上游流动的干扰影响减弱,气流在格栅前缘的碰撞损失减小,因此出口弯段的流动得到改善,进气道的性能随之提高。

表3 不同方案导流格栅前缘导致的流道堵塞度
Table 3 Blockage of the flow passage induced by the diversing flow grid's nose of different models

方案	L	W	L_g	W_g	$\eta_k/\%$
1	$0.85H$	$0.75H$	$0.040H$	$0.040H$	19.1
2	$0.85H$	$0.75H$	$0.032H$	$0.032H$	15.4
3	$0.99H$	$0.75H$	$0.007H$	$0H$	1.4

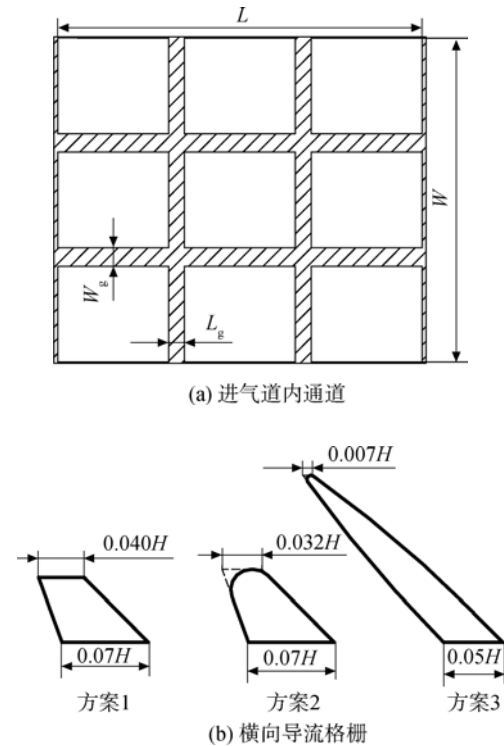


图10 不同方案导流格栅剖面图

Fig. 10 Cross sections of the diversing flow grids of different models

综上所述,在进气道出口弯段增加导流格栅能够起到有效的导流控制作用,通过对格栅型面进行优化,可以减小格栅带来的流道堵塞度并改变进气道的流动形态,进而较大幅度地提高进气道的工作性能。

4.2 阻力特性分析

本文还对进气道出口弯段的内阻进行了分析。如图11所示,取内通道气体为控制体(如图中虚线所示),假设进气道出口弯段受到的内阻力为 F_d ,则控制体受到的力为 $-F_d$,根据动量定理,进气道出口弯段的内阻力计算见式(3),阻力系数 C_d 的计算见式(4)。式中 $\dot{m}_1, \dot{m}_2$ 分别为进气道出口弯段的进口和出口质量秒流量; v_1, v_2 分别为弯段的进口和出口气流速度; p_1, p_2 分别为弯段

的进口和出口静压; A_1, A_2 分别为弯段的进口和出口面积; Q_{ref} 为自由来流流动压; S_{ref} 为参考面积, 本文取为飞行器的最大横截面积.

$$-F_d = \dot{m}_2 v_2 \cos 45^\circ + p_2 A_2 \cos 90^\circ - \dot{m}_1 v_1 - p_1 A_1 \quad (3)$$

$$C_d = \frac{F_d}{Q_{\text{ref}} S_{\text{ref}}} \quad (4)$$

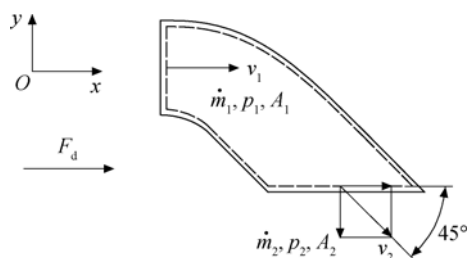


图 11 进气道出口弯段流动变量

Fig. 11 Flow variance of the inlet curved duct

根据式(3)和式(4)计算不同方案进气道出口弯段在通流状态下的阻力系数, 结果见表 4. 表中 C_{dp} 为压阻系数, C_{df} 为摩擦阻系数, ΔC_d 为方案 2 和方案 3 阻力系数相对于基准方案阻力系数的变化量. 可以看出, 在通流状态下, 进气道出口弯段的阻力主要由压阻产生, 占据了总阻力的 99% 以上, 摩擦阻力仅占据了极其微小的部分. 这是由于进气道出口弯段型面弯曲导致的外侧壁面静压升高从而使得沿流动方向存在较大逆压强梯度所导致的. 比较不同方案的阻力系数还可以发现, 由于导流作用的增强, 方案 2 和方案 3 进气道出口弯段的阻力系数均较基准方案明显下降, 其下降幅度分别为 4.5% 和 5.3%.

表 4 不同方案进气道出口弯段的阻力系数

Table 4 Drag coefficient of the inlet curved ducts of different models

方案	C_{dp}	C_{df}	C_d	$\Delta C_d / \%$
1	0.2017	0.0018	0.2035	
2	0.1930	0.0014	0.1944	-4.5
3	0.1909	0.0018	0.1927	-5.3

综上所述, 通过对格栅型面进行优化, 可以减小冷流状态下的进气道内阻, 这有利于整个飞行器的推阻匹配设计.

4.3 工程应用分析

采用不同型面导流格栅的进气道性能不同, 而格栅的型面对结构的实现性、结构可靠性、结构

安装等都有影响, 因此在工程应用中, 需要结合实际的情况综合考虑进行方案选取.

本文设计的 3 种导流格栅均可以起到明显的导流作用, 有效抑制进气道出口弯段内的流动分离. 在 3 种方案中, 方案 1 的进气道性能最低, 阻力最大, 但该种方案的导流格栅截面为梯形, 形状最为简单, 加工制造容易, 安装方便, 易于工程实现; 方案 2 的进气道性能较方案 1 明显提高, 但其导流格栅的前缘有一圆角, 结构加工相对于方案 1 略复杂; 而方案 3 的进气道性能最高, 阻力最小, 但该种方案的导流格栅截面为类翼型, 且其前缘圆角的半径很小, 因此加工制造较方案 1 明显复杂, 型面精度也不容易保证. 此外, 方案 3 导流格栅沿流向的长度较大, 前半段的宽度较小, 结构强度相对较低, 在发动机燃烧室的高温高压燃气作用下, 格栅可能会发生变形, 进而对进气道的流场品质造成影响.

综上所述, 方案 2 为一个折中方案, 进气道性能较高, 且工艺实现也较简单, 在工程应用中是较为理想的一种方案.

5 结 论

本文首先仿真分析了出口导流格栅对进气道性能的影响, 而后对格栅型面进行了优化, 并对比分析了 3 种不同导流格栅作用下的进气道流动特性和阻力特性, 得到的结论主要如下:

1) 在进气道出口弯段引入格栅结构能够起到有效的导流控制作用, 并且格栅能够隔断弯段内的横向流动, 从而抑制转弯较为剧烈的区域发生流动分离.

2) 对导流格栅型面进行优化可以有效提高进气道的流动性能. 马赫数为 3.5 条件下, 采用类翼型导流格栅的进气道性能改善幅度最大, 其抗反压能力和出口总压恢复系数分别提高 10.3% 和 9.8%.

3) 减小格栅前缘半径可以大幅降低格栅带来的流道堵塞度, 从而改善进气道的流动. 采用类翼型导流格栅的流道堵塞度最小, 进气道的流动性能最高.

4) 对导流格栅型面进行优化可以显著降低冷流状态下的进气道内阻, 其阻力系数最大降幅为 5.3%.

5) 不同型面的导流格栅不仅对进气道的性能影响不同, 且其工艺实现性也不同, 工程应用中应结合实际情况进行综合考虑选取.

参考文献:

- [1] 谢旅荣,郭荣伟.一种受总体限制的弹用S弯进气道的设计和试验验证[J].航空动力学报,2006,24(1):95-101.
XIE Lürong, GUO Rongwei. Design and experimental study of an S-shaped inlet restricted by missile[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 24(1): 95-101. (in Chinese)
- [2] 钟易成,陈晓,王伟.不同进气道状态对矩形S弯扩压器流动特性的影响[J].推进技术,1996,17(6):43-48.
ZHONG Yicheng, CHEN Xiao, WANG Wei. The influence of incoming flow conditions on flow characteristics in a large S-bend rectangular diffuser[J]. Journal of Propulsion Technology, 1996, 17(6): 43-48. (in Chinese)
- [3] 翁小侨,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-shape inlet at high incidence and low speed[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1573-1578. (in Chinese)
- [4] 郭荣伟,梁德旺,陈貽忠.进口导流叶片对S弯进气道出口旋流的抑制研[J].空气动力学报,1996,14(2):141-147.
GUO Rongwei, LIANG Dewang, CHEN Yizhong. Investigation on swirl control in a diffusing S-shaped inlet with a horizontal guiding fence[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1996, 14(2): 141-147. (in Chinese)
- [5] 梁德旺,郭荣伟,宁向荣,等.S弯扩压器内旋流的自动抑制[J].南京航空航天大学学报,1996,28(6):750-754.
LIANG Dewang, GUO Rongwei, NING Xiangrong, et al. Auto-reduction of swirl in a S-shaped diffuser[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 28(6): 750-754. (in Chinese)
- [6] 翁培奋.S弯进气道旋流的转动叶片模拟技术[J].空气动力学报,1997,15(4):519-523.
WENG Peifen. Swirlin flow simulator in a S-shaped diffuser by a rotating blade [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1997, 15(4): 519-523. (in Chinese)
- [7] Reichert B A, Wendt B J. Improving diffusing S-duct performance by secondary flow control[R]. AIAA 94-0365, 1994.
- [8] Anderson B H, Keller D J. A robust design methodology for optimal microscale secondary flow control in compact inlet diffusers[R]. NASA/TM-2001-211278, 2002.
- [9] Anderson B H, Keller D J. Robust parameter design methodologies for optimal micro-scale secondary flow control in compact inlet diffusers [R]. NASA/TM-2002-211477, 2002.
- [10] Anderson B H, Keller D J. Optimal micro-scale secondary flow control for the management of high cycle fatigue and distortion compact inlet diffusers[R]. NASA/TM-2002-211686, 2002.
- [11] Anderson B H, Miller D N, Addeington G A, et al. Optimal micro-jet flow control for compact air vehicle inlets[R]. NASA/TM-2004-212937, 2004.
- [12] 梁德旺,郭荣伟,赵明桂.格栅对进气道的气动性能和电磁散射特性的影响[J].航空学报,1998,19(5):567-569.
LIANG Dewang, GUO Rongwei, ZHAO Mingui. Effect of honeycomb on aerodynamic performance and radar cross section of inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(5): 567-569. (in Chinese)
- [13] Sullerey R K, Pradeep A M. Secondary flow control using vortex generator jets[J]. Journal of Fluids Engineering, 2004, 126(4): 650-657.
- [14] Pradeep A M, Sullerey R K. Secondary flow control in a circular S-duct diffuser using vortex generator jets[R]. Portland, Oregon; 2nd AIAA Flow Conference, 2004.
- [15] 翁培奋,郭荣伟.S弯进气道旋流缩涡实验研究[J].航空动力学报,1994,9(3):310-312.
WENG Peifen, GUO Rongwei. Experimental investigation on swirl control in an S-shaped diffuser by vortex reduced device[J]. Journal of Aerospace Power, 1994, 9(3): 310-312. (in Chinese)
- [16] SUN Shu, GUO Rongwei. Serpentine inlet performance enhancement using vortex generator based flow control [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006, 19(1): 10-17.
- [17] 赵振山,董军,郭承鹏.基于数值涡流发生器双S型进气道被动流动控制装置参数优化[J].空气动力学报,2011,29(1):22-26.
ZHAO Zhenshan, DONG Jun, GUO Chengpeng. Parameters optimization of passive flow control device for a dual S inlet by numerical vortex generator model[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(1): 22-26. (in Chinese)
- [18] 李斌斌,程克明,顾蕴松.斜出口合成射流激励器S进气道分离流动控制[J].实验流体力学,2012,26(2):34-37.
LI Binbin, CHENG Keming, GU Yunsong. Separation flow control of beveled synthetic jet actuator in S-shaped inlet [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(2): 34-37. (in Chinese)

(编辑:叶青)