

文章编号: 1000-8055(2010)08-1783-08

二元外压式进气道侧板对流场影响

严红明¹, 钟兢军², 韩吉昂², 冯子明¹

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001;

2. 大连海事大学 轮机工程学院, 大连 116026)

摘 要: 为研究二元外压式进气道侧板对流场影响, 采用 FLUENT 软件计算了有、无侧板两种方案进气道三维流场, 通过对比可知安装侧板的进气道性能显著高于不安装侧板进气道性能. 在此基础上, 计算了有侧板进气道在来流马赫数为 2.0~3.0 之间的性能特性, 与进气道二维流场计算结果相比, 进气道三维流场中压缩气体越过侧板溢流使进气道性能下降. 通过分析不同来流马赫数下溢流流动, 得出了侧板溢流对进气道流场影响规律.

关 键 词: 冲压发动机; 外压式进气道; 侧板; 溢流; 数值研究

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Research of sidewall effect on binary external compression inlet flow field

YAN Hong-ming¹, ZHONG Jing-jun², HAN Ji-ang², FENG Zi-ming¹

(1. School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Marine Engineering College,
Dalian Maritime University, Dalian 116026, China)

Abstract: This article mainly researched the influence of sidewall on binary external compression inlet flow field. The three-dimensional flow fields of two inlet cases, with/without sidewall, were studied with the commercial CFD (computational fluid dynamics) software FLUENT. The performances of the case without sidewall were much worse than the case with sidewall on a comparative basis. Therefore, the performances of the inlet with sidewall between Mach number 2.0~3.0 were studied. As compared with the inlet's two-dimensional flow fields' performances, the three-dimensional flow fields' performances declined once the compressed air passed the sidewall and leaked out. After the analysis of the leakage flow under different Mach numbers, the influence law of leakage from sidewall was induced.

Key words: ramjet; external compression inlet; sidewall; leakage; numerical simulation

随着超声速及高超声速技术的发展, 冲压发动机及其组合推进技术具有比冲高、费效比好、推质比高等优点, 已成为人们研究的热点^[1-3]. 超声

速进气道作为超声速推进系统的一个重要组成部分, 它的主要功用是利用迎面高速气流的速度冲压, 有效地将来流动能转化为位能, 提高气流的压

收稿日期: 2009-06-23; 修订日期: 2009-10-27

作者简介: 严红明(1982-), 男, 江苏丹阳人, 博士生, 从事发动机气动热力学研究. E-mail: yanhongming321@163.com

强,然后通向发动机,为发动机提供所需的空气流量,因而在冲压发动机总体设计中占有举足轻重的地位.近几年随着数值计算技术的不断发展,数值模拟软件为进气道流场研究提供了方便且可行的工具,国内外各研究所及高校对超声速进气道研究逐渐增多,其中就有相当多文献^[4-7]研究了二元进气道设计、优化问题以及进气道流场中激波与附面层干扰问题.由于二元进气道实际流动是三维的,进气道侧板对三维流场的影响较复杂,文献[8]采用理论推导方式分析了有、无侧板条件下流场侧向溢流情况,文献[9]采用数值研究方法对比研究了二元进气道有、无侧板性能特性,文献[10]研究了高超声速进气道内二次流流动,分析了侧板附近角涡流动.国外对侧板研究文献较多,开展的工作也较早,文献[11]对高超声速进气道内二次流进行了数值模拟并采用油流显示了壁面二次流流动,文献[12]研究了侧板形状对进气道性能的影响.文献[13]研究了有、无侧板进气道流场中边界层由层流向湍流的转捩.以上研究工作都为本文提供了一定的借鉴和指导作用,本文设计了一种外压式进气道,采用 FLUENT 软件计算了有、无侧板两种方案进气道三维流场,通过对比可知安装侧板的进气道性能显著高于不安装侧板进气道性能.在此基础上,进行了三维有侧板进气道来流马赫数在 2.0~3.0 之间性能特性计算,对比三维有侧板流场与二维流场中进气道性能,三维有侧板流场计算出的进气道性能与二维流场计算出的进气道性能曲线有差异,但基本趋势相同,主要是进气道侧板附近的溢流造成进气道性能下降.最后分析了进气道三维有侧板流场中,溢流对流场影响规律.

1 外压式进气道设计方案

1.1 二维进气道设计方案

所设计进气道为某型冲压发动机进气道,设计飞行马赫数为 2.5,通过前期多种方案进气道二维流场计算,可知在来流马赫数小于 2.5 时,外压式进气道较混压式及单楔角进气道性能更好.相比混压式进气道,外压式进气道没有内部压缩段,因而内部压缩段中存在的分离现象在外压式进气道中不存在,外压式进气道喉部在唇口,结构相对简单,压缩段长度更短;并且外压式进气道自启动能力,因而具有一定的优势.具体设计方法为:用单道斜激波加等熵压缩的型面来进行压缩,斜激波折转角为 8° ,等熵折转角为 16° ,总折转角

为 24° ,来流经楔角产生一道斜激波,激波落在上壁面唇口,等熵压缩段压缩波也交于上壁面唇口,上壁面唇口处内壁面与水平方向夹角为 24° ,经外部压缩气流与上壁面唇口处方向平行,唇口后通过圆弧面使气流方向折转成水平方向,扩压段下壁面采用圆弧加样条曲线组成,正激波稳定于唇口或亚声扩压段入口,其设计示意图如图 1 所示.

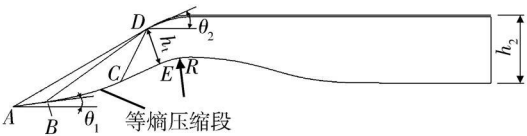


图 1 二维进气道设计示意图

Fig. 1 Two dimensional inlet design sketch

1.2 三维进气道方案

本文在外压式进气道二维设计基础上进行了进气道三维设计,为考虑侧板对进气道流场的影响,分别设计了无侧板(方案 1)和有侧板(方案 2)两种方案进气道,有侧板方案中侧板形状如图 1 中 ABCEDA 围成的区域,进气道模型及流场计算域如图 2、图 3 所示,由于本文主要考虑进气道

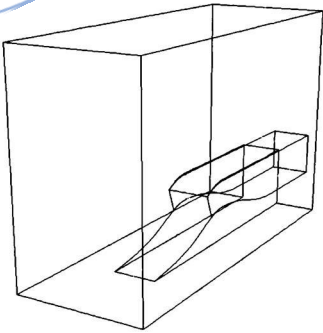


图 2 无侧板进气道三维流场计算模型

Fig. 2 Three dimensional inlet without sidewall flow field

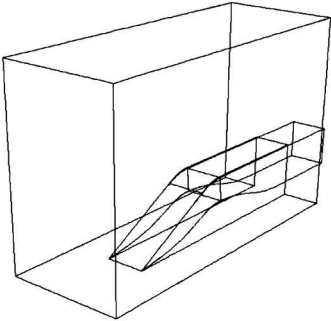


图 3 有侧板进气道三维流场计算模型

Fig. 3 Three dimensional inlet with sidewall flow field

在不同来流马赫数下流场流动特征, 因而考虑进气道的称性, 取图 2、图 3 中一半区域进行计算, 由此在相同网格总数前提下, 可以提高计算域网格密度, 提升计算精度。

2 计算模型和数值方法

2.1 计算方法

本文采用 FLUENT 软件对二元外压式进气道流道流场进行数值仿真。FLUENT 软件在高速可压缩性流动的数值仿真中结果较为理想。本文计算所采用的控制方程为三维定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程, 湍流模型为 Spalart-Allmaras (S-A) 一方程模型。S-A 模型是用于求解动力涡黏输运方程的相对简单的一种模型, 它包含了一组最新发展的单方程模型。对于有固壁边界的流动, 利用 S-A 模型计算附面层内的流动以及压力梯度较大的流动都可得到较好的结果。计算中选用隐式耦合求解算法, 方程对流项采用二阶迎风格式离散。

2.2 计算模型

本文计算了进气道二维及三维流场。对于进气道二维流场, 计算域选取为图 2、图 3 中对称面, 为了能较好的模拟出壁面附近附面层内流动, 在壁面附近进行计算网格加密, 使喉部上下壁面加密网格总厚度约占通道厚度的 1/4, 计算网格为结构化网格, 计算网格数目约为 31 600。对于进气道三维流场, 进气道形状分别如图 2、图 3 中内部几何体, 计算域为图 2、图 3 的一半, 计算域内除小部分区域为非结构化网格, 大部分区域采用结构化网格。部分区域进行了较细致加密, 计算网格数目约为 114 万。

2.3 数值方法的验证

为验证本文所采用计算方法的可靠性, 对二维超声速进气道进行了计算。进气道几何模型如图 4 所示。验证算例所采用的初始条件、边界条件、超声速进气道几何参数和实验结果均来自文献[14]。由数值计算结果可知: 壁面压力分布趋势与实验测得的压力分布趋势吻合较好(如图 5); 数值模拟显示由唇口产生的反射激波诱导喉部下壁面分离(如图 6 所示), 与图 7 中实验结果非常吻合。通过数值计算与实验结果的对比, 显示所采用的数值计算方法在超声速可压缩流场数值计算中对激波系结构及流场分离的捕捉能力是可以接受的。

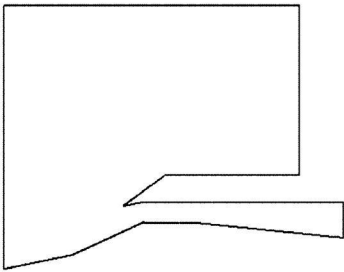


图 4 超声速进气道几何模型

Fig. 4 Computational model of the supersonic inlet

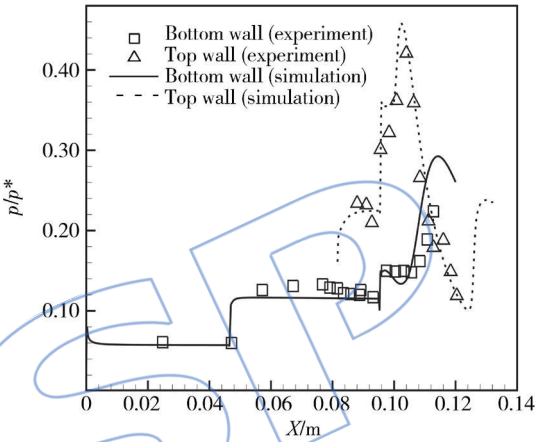


图 5 壁面压力分布对比

Fig. 5 Comparison of wall pressure distribution

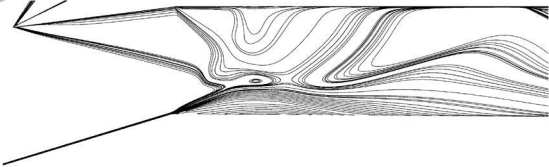


图 6 数值模拟获得的局部马赫数分布

Fig. 6 Local Mach number contour of numerical simulation

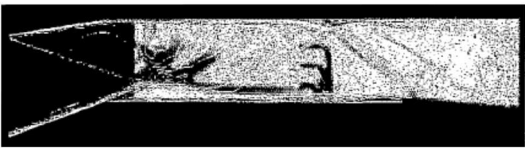


图 7 实验获得的局部马赫数分布^[14]

Fig. 7 Local Mach number contour of experimental result^[14]

3 计算结果与分析

3.1 设计点工况有无侧板流场对比

进气道设计时选取飞行马赫数为 2.5, 高度

为 10km, 此时空气参数为: $p_0 = 26499\text{Pa}$; $T_0 = 223.252\text{K}$. 本文分别计算了设计工况下, 有、无侧板进气道三维流场. 为便于分析问题, 分别给出了对称面中马赫数分布(如图 8、图 9), 唇口(也即喉部)处截面马赫数分布(如图 10、图 11), 以及进气道壁面处粒子迹线图(如图 12、图 13).

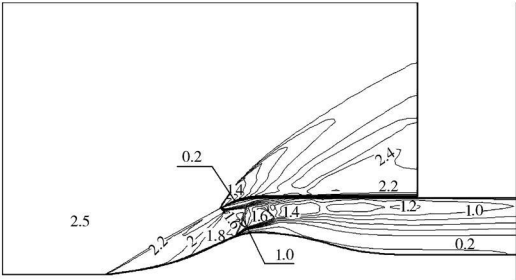


图 8 无侧板对称面 马赫数分布
Fig. 8 Mach number contour in symmetry of inlet without sidewall

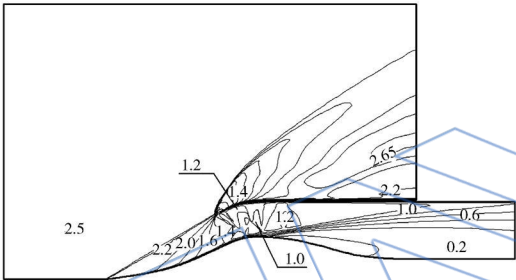


图 9 有侧板对称面 马赫数分布
Fig. 9 Mach number contour in symmetry of inlet with sidewall

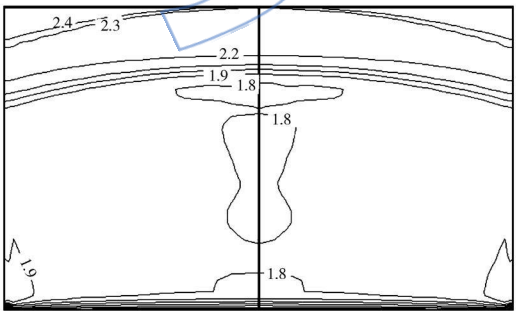


图 10 无侧板喉部马赫数分布
Fig. 10 Mach number contour in throat of inlet without sidewall

由图 8、图 9 可以看出, 有无侧板流场对称面内马赫数分布不同, 虽然第一道激波都交于唇口, 但无侧板进气道等熵压缩段激波并没有按二维设计结果交于唇口处, 而是落在唇口下方, 有侧板进气道等熵压缩段激波交于唇口靠前处, 其原因可

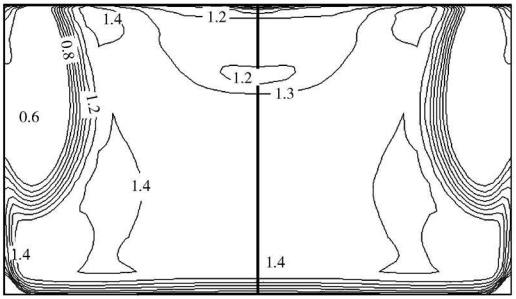


图 11 有侧板喉部马赫数分布
Fig. 11 Mach number contour in throat of inlet with sidewall

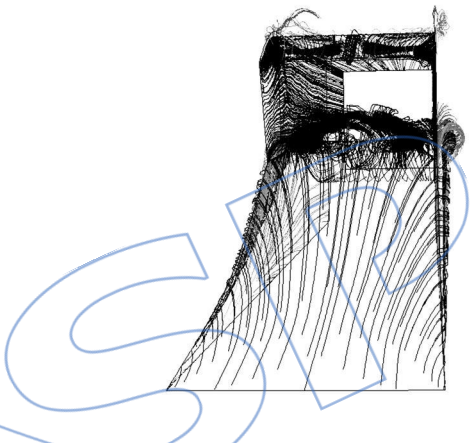


图 12 无侧板壁面处粒子迹线
Fig. 12 Pathline near wall of inlet without sidewall

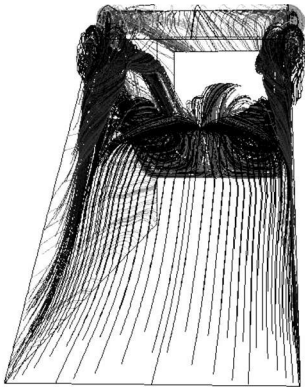


图 13 有侧板壁面处粒子迹线
Fig. 13 Pathline near wall of inlet with sidewall

通过图 12、图 13 解释. 无侧板流场, 超声速空气经楔板, 气流向上折转, 压力升高, 而进气道两侧依然是来流静压, 进气道楔板上方与两侧间流体存在一个压力梯度, 在压力梯度下, 流体不断向两侧折转方向, 形成二次流动, 造成泄漏, 如图 12 所示. 当楔板上流体不断从两侧泄漏, 流体压力降低, 气流向上折转角度减小, 激波角也减小, 因而

激波交于唇口下方. 在靠近唇口处, 由于马赫数高达 2.0~ 2.2, 正激波非常强烈, 下壁面喉部前气流马赫数也高达 1.6~ 1.8, 在此马赫数下, 喉部由超声速变为亚声速的激波很强, 激波损失很大, 且存在激波与膨胀波相互干扰, 流场复杂. 由图 10 可以看出无侧板进气道喉部马赫数分布规律, 越靠近两侧, 马赫数越高, 说明越靠近两侧, 气流向外折转角度越大, 二次流越严重, 流出该处竖直面(平行于对称面)的流量越大, 造成压缩不足. 有侧板流场中, 楔板上流动很平整, 呈现二维特性, 但在两侧板靠近喉部处, 由于侧板两侧流体压差很大, 高压流体越过侧板(如图 13), 向外侧泄漏, 并在侧板上造成分离涡, 使流道变窄, 进一步使喉部收缩比增大, 因而激波交于唇口之前, 如图 7 喉部马赫数两侧为分离区, 中间马赫数在 1.2~ 1.4, 喉部正激波较弱, 激波损失较小. 表 1 给出了无侧板(方案 1)和有侧板(方案 2)两种进气道设计点性能参数.

表 1 设计工况有无侧板进气道性能对比
Table 1 Performances comparison of two inlet cases with sidewall or not

性能参数	方案 1	方案 2
流量系数	0.697	0.902
出口静压比	6.615	9.172
出口总压恢复系数	0.612	0.688
出口总压畸变指数	0.789	0.470
唇口外阻/N	56.8	50.7
总阻力/N	2.0	- 25.7

由表 1 所示, 有无侧板对进气道性能影响较大. 无侧板, 进气道由于横向二次流, 流量系数急剧减小, 下降幅值达 0.205, 同时外压缩部分, 压缩程度不够, 喉部马赫数较高, 造成喉部正激波非常强烈, 损失很大, 出口静压与总压均较有侧板方案低很多, 出口总压畸变指数也较高, 进气道唇口外部阻力也略比有侧板进气道大, 若考虑进气道内外壁面总阻力, 无侧板进气道总阻力仍然较有侧板进气道大. 相比无侧板情况, 有侧板方案要好很多, 流量系数较大, 出口静压和总压均较高, 出口总压畸变指数也相对较小, 但是由于喉部之前两侧板附近产生的分离流动, 使流场局部性能变差了. 通过对比可以看出, 对于二元外压式进气

道, 有侧板流场明显好于无侧板进气道, 因而以下进气道三维流场计算均对有侧板流场进行. 有侧板进气道设计点依然存在溢流现象, 为研究侧板对进气道流场影响, 本文开展了三维有侧板进气道来流马赫数在 2~ 3 之间性能特性计算, 并与二维流场计算结果进行对比.

3.2 二维进气道与三维有侧板进气道流场对比

本文进气道三维流场计算是建立在二维计算结果基础上的, 由于二维不存在横向二次流动, 流动更简单一些, 通过对比二维及三维有侧板流场流量系数等相关参数变化情况, 可以从一定程度上, 说明进气道的三维流动特性, 以及进气道有侧板时的溢流对进气道性能的影响规律. 图 14~ 图 17 分别给出了二维与三维有侧板流场计算结果的进气道流量系数、出口静压比、出口总压恢复系数、出口总压畸变指数随来流马赫数变化曲线.

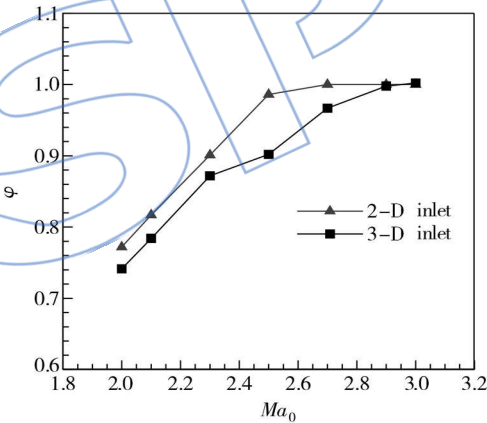


图 14 流量系数曲线
Fig. 14 Flow coefficient curve

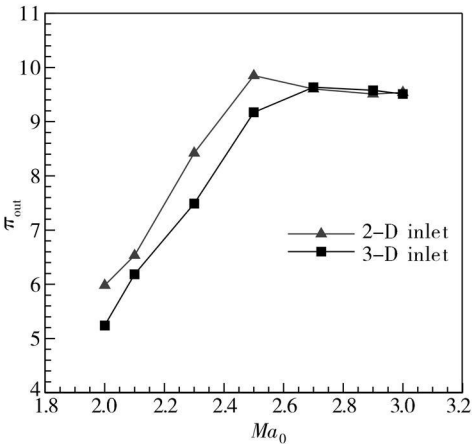


图 15 出口静压比曲线
Fig. 15 Outlet pressure ratio curve

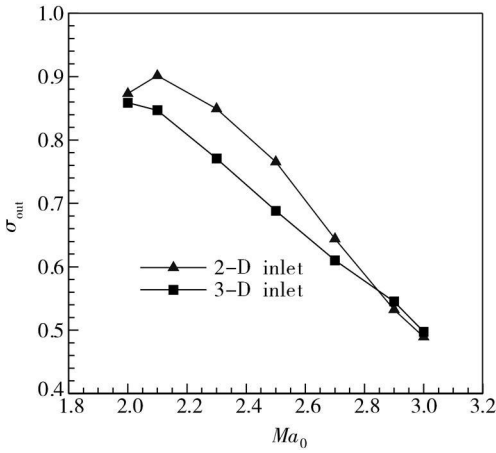


图 16 出口总压恢复系数曲线

Fig. 16 Outlet total pressure recovery coefficient curve

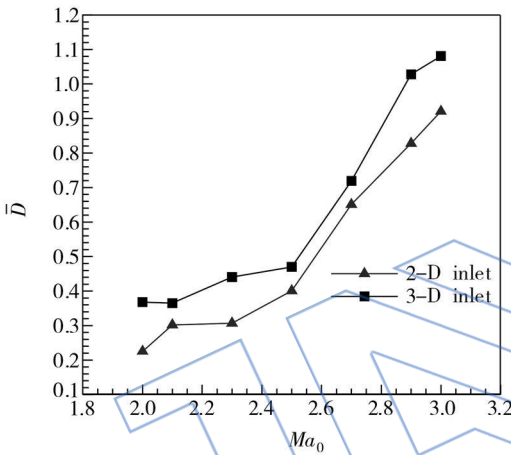


图 17 总压畸变指数曲线

Fig. 17 Total pressure distortion coefficient curve

由以上性能曲线对比图可以看出,进气道三维数值计算结果与二维数值计算结果有差异,但基本趋势是相同的.不同之处主要原因是进气道三维侧板上缘存在溢流现象,造成流量系数减小,如图 14 可见,在来流马赫数小于 2.9 时,进气道均发生溢流,且来流马赫数小于 2.3 时,溢流量(进气道二维流量系数与三维流场流量系数之差)基本相同,约为 0.03,当来流马赫数为 2.5 时,溢流量高达 0.084,来流马赫数为 2.7 时,溢流量又有所下降,约为 0.033,来流马赫数大于 2.7 后,溢流量减小直至零.当来流马赫数小于 2.3 时,溢流造成进入进气道喉部的流量减少,喉部马赫数增大,因而正激波强度增大,激波后总压减小(如图 16),进气道出口静压也随之减小(如图 15);当来流马赫数在 2.3~2.7 之间时,溢流引起进气道

唇口产生较大分离(如图 13),使进气道损失增大,静压减小;当马赫数大于 2.7 时,溢流量减小,且由于侧板附面层使流动收缩比增大,喉部马赫数减小,喉部正激波损失减小,因而性能反而略有上升.由于三维流场中上下壁面与侧板的壁角是低能流体汇聚的地方,并且壁角是最先发生分离流动的区域,因而壁角区损失较大,导致出口总压畸变要普遍大于二维出口总压畸变(如图 17).三维流场计算得到的进气道性能低于二维性能,其中一个主要因素是由于进气道溢流,但进气道溢流随来流马赫数不同,影响规律不同,因而有必要进行有侧板进气道流场分析.

3.3 进气道三维有侧板流场分析

有侧板进气道喉部之前溢流规律随马赫数不同而不同,但由于篇幅有限,本文仅选取典型工况(来流马赫数分别为 2.0、2.5 和 3.0 时)进气道流向截面马赫数分布及进气道内外涡系成因进行说明,如图 18~图 20.

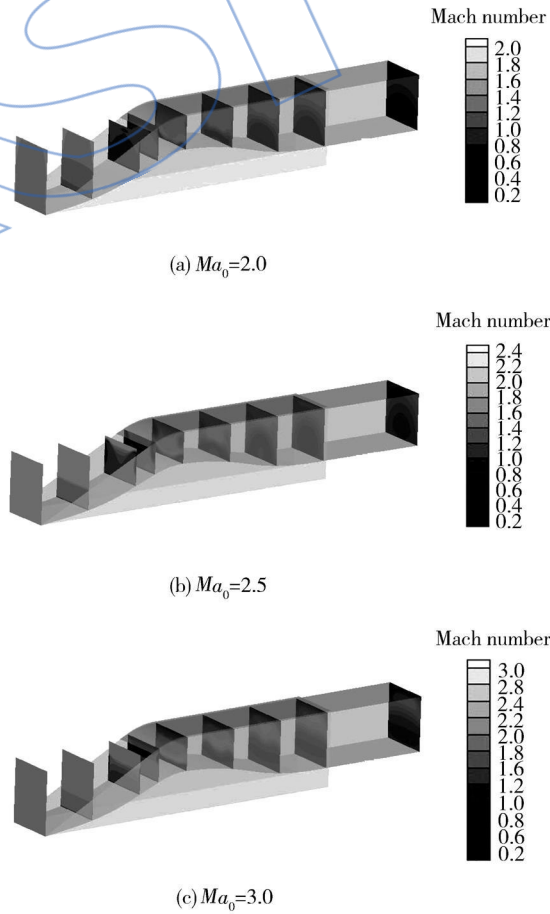


图 18 进气道流向截面马赫数分布

Fig. 18 Mach number contour of streamwise sections in inlet

来流马赫数小于 2.3, 来流超声速气流经进气道第一块楔板, 产生的激波角超过 30° , 气流通过激波线, 马赫数下降, 压力升高; 进气道侧板上端 AD (如图 1) 角度为 30° , 小于激波角 (如图 18(a)), 因而气流经第一道激波线后, 压力大于侧板外压力, 同时压缩后气流未完全被侧板挡在进气道内, 高压气流在压力梯度下向外溢流, 但并没有在进气道唇口处侧板上产生分离, 主要是侧板上端流体先溢流, 削弱了侧板上端 AD 附近内外流场压差, 侧板内流体溢流削弱. 溢流形成侧板上端附近压力降低, 马赫数升高的溢流区, 该区域进入进气道喉部时, 因静压较低, 马赫数较高, 激波损失偏高, 使出口静压和总压均下降.

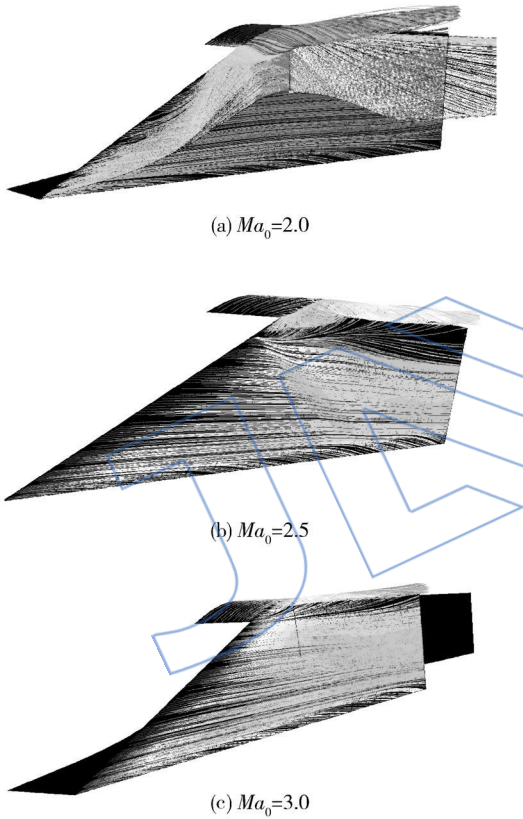


图 19 进气道外流场涡系

Fig. 19 External flowfield vortex of inlet

当来流马赫数在 2.5 左右时, 由喉部前出现依附于侧板上部的分离流动 (如图 18(b)). 理论上, 来流马赫数为 2.5 时, 下壁面产生的斜激波交于唇口处, 激波角等于 AD 角度, 进气道不发生溢流, 但实际由于侧板附面层存在, 以及侧板内外压差过大, 低速流体在压力梯度下, 从进气道内经附面层向外溢流. 由图 18(b) 第三截面可以看出, 在靠近侧板上端处马赫数低于主流马赫数, 这是由于侧板附面层内低速流体发生分离, 形成个鼓包

形回流区 (如图 20), 而靠近侧板附近的主流通过该回流区时, 方向向进气道中央偏转, 因而导致该处气流折转角度较大, 压力升高较多, 而压力升高又促使进气道向外溢流加强, 侧板附面层内低能流体越过侧板, 立即被向外偏转的那部分自由流卷吸出去, 该过程使得在进气道侧板上端形成一个较强的溢流涡, 该溢流涡与分离涡方向相反, 分别附在侧板的上部与下部, 主流受该两个旋涡影响, 先向内折转, 然后又向上向外偏转, 形成一个大的旋涡向进气道内部发展. 此时溢流现象与低马赫时相比发生了根本变化, 溢流主要发生在唇口附近, 这是因为越靠近唇口, 气流折转角度越大, 气流压力越高, 进气道侧板内外压差越大, 因而溢流越强.

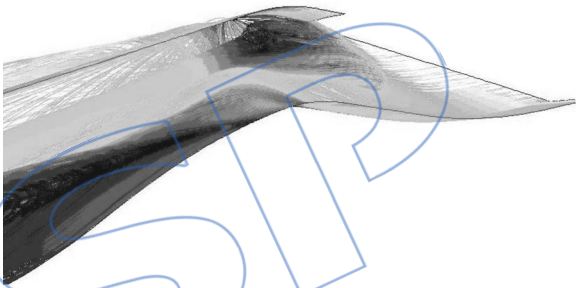


图 20 $Ma_0 = 2.5$ 时进气道侧板分离流动

Fig. 20 Flow separation on sidewall at $Ma_0 = 2.5$

当来流马赫数继续增大, 此时进气道激波角小于侧板上端 AD 角度, 因而压缩后的气流被挡在侧板以内, 只有少量附面层内低能流体发生溢流, 主流气流不再向外发生偏转, 因而侧板近唇口处分离区逐渐减小. 来流马赫数进一步增大, 溢流量趋于零, 进气道依附于侧板的鼓包形回流区消失, 流场较稳定 (如图 18(c)).

进气道外流场在上壁面与侧壁面交角处均存在一个悬挂在外部的旋涡, 在来流马赫数较低时, 该旋涡较大, 当来流马赫数增大时, 该旋涡逐渐减小. 主要原因: 首先进气道唇口上部的外壁面压力较高, 与进气道侧板外自由流间存在压力梯度, 高压流体向外向下偏转, 形成了悬挂在进气道外部上壁面与侧壁面交角处的旋涡; 而当来流马赫数较小时, 进气道流量系数较小 (如图 14), 大量压缩后气体没有进入进气道, 其中一部分向侧板外偏转, 偏转流体中包含进气道通过侧板溢流流体, 该向侧板外偏转流体被自由流卷吸, 形成一个大旋涡, 该旋涡和进气道外部上壁面与侧壁面交角处的旋涡方向相同, 因而加强了旋涡强度 (如图 19(a)); 当来流马赫数增大, 进气道流量系数增大,

溢流减弱, 向侧板外偏转流体形成的旋涡也减弱, 因而外流场旋涡减弱(如图 19(b)), 当来流马赫数足够大, 进气道流量系数为 1, 进气道不发生溢流, 则溢流旋涡消失, 外流场旋涡最小(如图 19(c)).

4 结 论

1) 进气道侧板对进气道性能影响较大, 不安装侧板的进气道流量系数较小, 泄漏严重, 出口静压与总压均较小, 安装侧板的进气道性能显著高于不安装侧板进气道性能。

2) 安装侧板的进气道三维流场计算所得性能与二维流场性能曲线有差异, 但基本趋势相同。主要是进气道侧板附近的溢流造成进气道性能下降。

3) 来流马赫数小于 2.3 时, 安装侧板进气道溢流量基本相同, 约为 0.03; 当来流马赫数为 2.5 时, 溢流量高达 0.084; 来流马赫数为 2.7 时, 溢流量又有所下降, 约为 0.033; 来流马赫数大于 2.7 后, 溢流量减小直至零。

4) 低来流马赫数, 溢流使流量系数减小, 出口静压与总压降低, 设计点工况附近, 溢流引发唇口附近侧板上流动分离, 从而导致溢流更严重, 流动损失增加, 马赫数高于设计点工况后, 进气道溢流量逐渐减少, 性能接近于二维计算结果。

通过计算, 可知侧板对二元外压式进气道性能影响较大, 加装侧板的进气道在设计点时, 由于溢流较多, 性能仍然下降较多, 因而可以考虑在现有进气道侧板形状下进行少许改动: 从唇口前某处加高侧板高度, 削弱设计点工况溢流流动。

参考文献:

[1] 刘振侠, 郭东明, 张丽芬, 等. S 形进气道流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2006, 21(6): 1064-1068.
LIU Zhenxia, GUO Dongming, ZHANG Lifan, et al. Numerical simulation of flowfield for supersonic S shaped inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(6): 1064-1068. (in Chinese)

[2] 张永芝, 李卓, 李海龙. 固体火箭冲压发动机进气道三维数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(11): 2107-2113.
ZHANG Yongzhi, LI Zhuo, LI Hailong. Three dimension numerical simulation on air inlet of solid ducted rocket[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(11): 2107-2113. (in Chinese)

[3] 郑小梅, 徐大军, 蔡国飙. 磁控进气道二维性能计算[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 581-587.
ZHENG Xiaomei, XU Dajun, CAI Guobiao. Numerical simulation of the two dimensional magnetohydrodynamic

controlled inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 581-587. (in Chinese)

[4] 韩兆林, 王强. 冲压发动机外压式二元进气道流场计算与分析[J]. 飞机设计, 2005(6): 11-14.
HAN Zhaolin, WANG Qiang. Calculation and analysis of external compression supersonic inlet for ram engines[J]. Airplane Design, 2005(6): 11-14. (in Chinese)

[5] 刘晓伟, 何国强, 秦飞. 宽马赫数固冲二元进气道设计与研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 1577-1582.
LIU Xiaowei, HE Guoqiang, QIN Fei. The design and study of 2D solid ramjet inlet working over a wide range of flight Mach number[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(5): 1577-1582. (in Chinese)

[6] 周建兴, 朴英, 曹志松. 基于混合遗传算法的进气道性能设计与优化[J]. 计算机工程, 2008, 34(12): 223-225.
ZHOU Jianxing, PIAO Ying, CAO Zhisong. Design and optimization of inlet performance based on hybrid genetic algorithm[J]. Computer Engineering, 2008, 34(12): 223-225. (in Chinese)

[7] 梁德旺, 钱华俊. 抽吸孔板的气动实验及附面层抽吸数值模拟[J]. 航空学报, 2002, 23(6): 512-516.
LIANG Dewang, QIAN Huajun. Experimental investigation of aerodynamic characteristics of porous plates and numerical simulation of boundary layer suction[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(6): 512-516. (in Chinese)

[8] 潘杰元. 超音速斜板进气道侧向溢流估算[J]. 航空学报, 1988, 9(9): 451-458.
PAN Jieyuan. Prediction of side spillage of supersonic ramp inlets[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1988, 9(9): 451-458. (in Chinese)

[9] 白鹏. 进气道入口形状对冲压发动机性能影响数值研究[J]. 计算力学报, 2006, 23(1): 71-75.
BAI Peng. Numerical study of the effect on the entry type to the characteristic of the ramjet[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2006, 23(1): 71-75. (in Chinese)

[10] 梁德旺, 李博. 某典型二元高超声速进气道内二次流分析[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 139-144.
LIANG Dewang, LI Bo. Analysis of secondary vortex in a 2-D typical scramjet inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 139-144. (in Chinese)

[11] Coltrin R E. High speed inlet research program and supporting analysis[R]. SEE N92-22510, 1990.

[12] Watanabe Y, Murakami A, Fujiwara H. Effect of sidewall configurations on the aerodynamic performance of supersonic air intake[R]. AIAA 2002-3777, 2002.

[13] Goldfeld M A, Orlik E V. Research of laminar turbulent transition in hypersonic three dimensional boundary layer[J]. Journal of Thermal Science, 2005, 14(2): 103-107.

[14] Schneider A, Koschel W W. Detailed analysis of a mixed compression hypersonic intake[R]. Florence, Italy: International Symposium on Air Breathing Engines, 14th, 1999.