

文章编号: 1000-8055(2009)12-2773-07

三维侧压式进气道的减阻研究

卫永斌, 张堃元

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为实现三维侧压式进气道的减阻, 采用了数值模拟和来流马赫数 $M_{a0} = 5.3$ 风洞试验相结合的方法研究了两种三维侧压式进气道, 其中之一为基准进气道, 其二是在基准进气道的基础上采用某些减阻措施的低阻进气道. 结果表明: 所采用的减阻措施是有效的, 在 $M_{a0} = 5.3$ 的条件下, 进气道的压差阻力可以减少 4.7% 左右, 摩擦阻力可以减少约 4.9%, 附加阻力可以转化为附加推力, 总阻力可以减少 4.7% 左右. 与此同时, 进气道的总体性能也得到明显改善.

关 键 词: 三维侧压式进气道; 压差阻力; 摩擦阻力; 附加阻力; 总体性能; 风洞试验; 低阻进气道

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Investigation of drag reducing in three-dimensional sidewall inlet

WEI Yong bin, ZHANG Kun yuan

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Two sorts of three-dimensional sidewall inlets: standard inlet, and low drag inlet developed by taking some measures of decreasing drag in the standard inlet, had been investigated with methods of wind tunnel experiments at $M_{a0} = 5.3$ and numerical simulations. The results show that the measure of decreasing drag is effective and pressure drag decreases about 4.7% and friction drag decreases about 4.9% at $M_{a0} = 5.3$; the additive drag can be turned into additive thrust and total drag decreases about 4.7% at $M_{a0} = 5.3$. Here, the collectivity performance is also improved.

Key words: three-dimensional sidewall inlet; pressure drag; friction drag; additive drag; collectivity performance; wind tunnel experiments; low drag inlet

目前, 国内外超燃冲压发动机的研究业已取得重大进展, 2005 年 X-43A 试验验证机的成功飞行证明了超燃冲压发动机可以产生推力^[1], 但离实际应用还有很大的距离. 如何增加发动机推力, 减小推进系统的阻力就成为了当前研究的重大课题.

高超声速进气道是高超声速飞行器推进系统的重要组成部分, 同时也是阻力的主要承载部件. 高超声速侧压式进气道由于其气动设计的独特和

诸多的优点而被重视^[2], 但大多数的研究针对其流量系数、压缩量、温升比、以及总压恢复等总体性能, 对阻力的研究并不多见. 国内, 国防科技大学曾对二维进气道的阻力做过研究, 国外, 日本曾对侧压式进气道阻力的研究做过一些工作^[3].

三维侧压式进气道由于其良好的气动性能, 是一种非常适合超燃冲压发动机使用的进气系统^[4]. 在高超声速飞行条件下, 燃料的热效率低, 如果进气道没有认真地考虑高超环境下的减阻问

收稿日期: 2008-12-04; 修订日期: 2009-02-17

基金项目: 国家 863 项目(2008AA7050404)

作者简介: 卫永斌(1983-), 男, 陕西华阴人, 硕士生, 研究领域为内流气体动力学. E-mail: zhezhen.2008@yahoo.com.cn

题,燃料释放的能量将有可能不足以克服机体和进气系统所承受的阻力,高超声速飞行也就难以实现.因此以超燃冲压发动机为核心的推进系统为获得大的净推力,必然要求进气道的阻力尽可能地小,因此进气道的减阻就显得非常重要.研究表明,气动布局不同的三维侧压式进气道阻力特性差别甚大,在同样的设计条件和设计指标下,设计出阻力特性优良的低阻进气道是有可能的^[4].

高超侧压式进气道的阻力特性与飞行器的总体要求、飞行器与发动机的一体化设计休戚相关,从发动机的角度来说,在燃烧室进口提供一定流量、压力、温度、马赫数、甚至流场分布的来流本身就对侧压式进气道的设计提出了挑战,在满足发动机总体要求的同时兼顾减小阻力,就是本文的研究目的.

本文在以往进气道阻力特性分析的基础上^[5],将几种可能的减阻措施用于侧压式进气道的设计,希望在不降低其总体性能的前提下,研究切实可行的低阻进气道.为此,研究了两种设计理念有差别的侧压式进气道:其一是通常意义下的带平面顶压和侧压的侧压式进气道;其二是采用减阻措施的带顶压和侧压的侧压式进气道.本文将对这两种进气道进行分析对比(本次研究在零攻角状态进行),并在来流马赫数 $Ma_0 = 5.3$ 的风洞内进行吹风试验,从而为今后设计满足整体要求而阻力特性优良的三维侧压式进气道提供有益的参考.

1 模型设计

作者前期的研究证实,侧压式进气道的各设计参数对其内部阻力的影响程度差异很大,侧压式进气道顶板压缩面的形状是影响阻力较大因素,对三维侧压式进气道而言,摩擦阻力占全部阻力的比例不大,阻力主要来源于压差阻力.前期研究还表明,在压缩面适当的部位采用曲面压缩是减少压差阻力的一种有效手段.本文运用这种措施设计了一种低阻的侧压式进气道,称为低阻进气道;而另一种未采用减阻措施的侧压式进气道,则称为基准进气道.图1就是所设计的两种三维侧压式进气道试验模型的照片.

为保证两进气道模型具有可比性,基准进气道与低阻进气道的设计马赫数都是6,它们的进口宽度 W 、唇口捕获高度 H 、隔离段宽度 W_1 和隔离段高度 H_1 、总收缩比 R_{tot} 、内收缩比 R_{in} 都相同.此外,两种进气道的顶板初始压缩角都为 7° 、

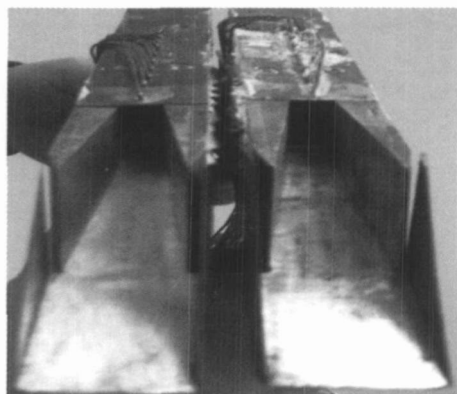


图1 基准进气道和低阻进气道模型

Fig. 1 Standard three dimensional sidewall inlet and low drag three dimensional sidewall inlet

总压缩角都是 12° 、后略角都为 30° .两种进气道所不同的是,基准进气道的顶板为两级平面斜楔压缩,侧板压缩角 7° ,而低阻进气道顶板上两斜楔之间采用曲面过渡,侧板压缩角取 7.4° .

2 两种进气道的数值模拟研究

2.1 数值方法介绍

计算中选用的紊流模型为 RNG (renormalization group) $k-\epsilon$ 模型,近壁处采用标准壁面函数法.流动方程、 k 方程、 ϵ 方程的离散均选择二阶迎风格式.由于几何条件和流动状态的对称性,只选取模型的一半进行流场计算.网格总数45万左右,分子黏性系数采用 Sutherland 公式计算,对壁面取绝热无滑移、固体边界条件.收敛判据为:各主要残差指标下降3个数量级且进出口流量恒定.计算中比定压热容 c_p 为温度的函数,采用4次幂级数多项式表示

$$c_p = B_1 + B_2 T + B_3 T^2 + B_4 T^3 + B_5 T^4$$

基准进气道与低阻进气道试验条件下数值模拟所用网格分别如图2和图3所示.

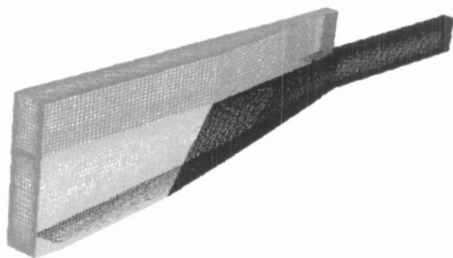


图2 基准进气道数值模拟所用网格

Fig. 2 Computational grids of the standard inlet

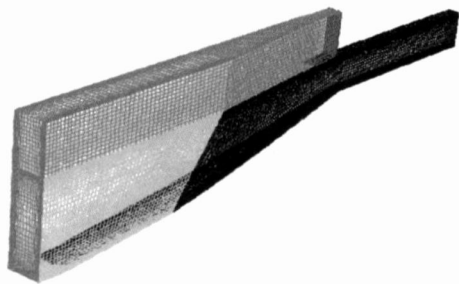


图 3 低阻进气道数值模拟所用网格

Fig. 3 Computational grids of the low drag inlet

壁面附近采用局部加密技术, 使得第一层网格 y^+ 大部分在 6~ 8 之间. 有研究表明: 采用 $k-\varepsilon$ 模型计算阻力时, y^+ 在 6~ 8 之间最合适^[6]. 图 4 和图 5 分别为两进气道模型对称面上的网格细节.

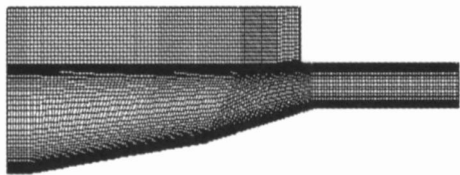


图 4 基准进气道数值对称面上的网格细节

Fig. 4 Grids details at symmetry plane of the standard inlet

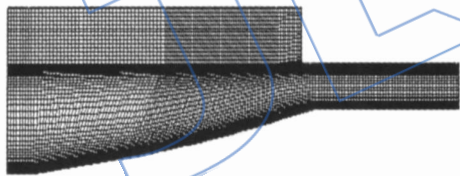


图 5 低阻进气道数值对称面上的网格细节

Fig. 5 Grids details at symmetry plane of the low drag inlet

数值模拟在以下风洞来流条件下进行: 来流马赫数 $Ma_0 = 5.3$, 比热比 $\gamma = 1.4$, 总压 $p_0 = 0.7 \text{ MPa}$, 总温 $T_0 = 420 \text{ K}$, 单位雷诺数为 $1.0 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$.

2.2 两种进气道内部阻力的比较

表 1 为数值模拟得到的试验条件下两种三维侧压式进气道内壁面上各项阻力系数, 计算时动压和参考面积均相同.

由表 1 可知, 在来流马赫数 $Ma_0 = 5.3$ 的试验条件下, 低阻进气道内壁面的各项阻力都比基准进气道小, 其中压差阻力减小了 4.68%, 摩擦阻力减小了 4.93%, 总阻力减小了 4.73%, 摩擦

阻力所占比重减小了 0.04%. 数值模拟的结果表明, 在同样的设计限制条件下, 部分压缩面采用曲面压缩的侧压式进气道可以明显地减少气动阻力.

表 1 两种进气道模型 $Ma_0 = 5.3$ 来流条件下内壁面上各阻力系数

Table 1 Drags coefficient on the internal walls of the two sort inlets at $Ma_0 = 5.3$

进气道模型	基准进气道	低阻进气道
压差阻力系数 C_p	0.276	0.263
摩擦阻力系数 C_f	0.066	0.062
总阻力系数 C_t	0.341	0.325
摩擦阻力所占比重 $(C_f/C_t)/\%$	19.22	19.18

因为压差阻力在内壁面上的总阻力中占支配地位, 所以它将是两种三维侧压式进气道内壁面上阻力研究的重点, 显然压差阻力的大小与进气道内通道的沿程压力分布密切相关, 一般而言, 进气道的沿程压力越高, 进气道的压差阻力也越大, 因此进气道沿程压力曲线的高低在某种程度上代表了压差阻力的大小.

图 6 和图 7 分别为数值模拟所得两种进气道顶板和侧板沿程压力的分布.

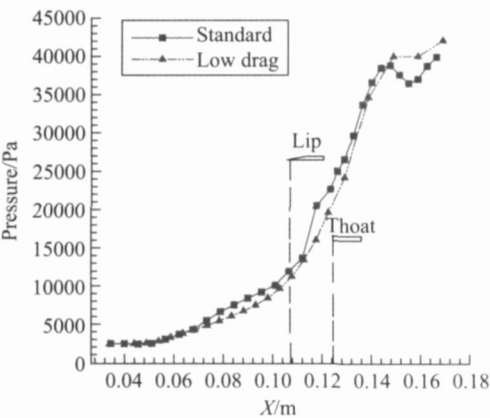


图 6 两种进气道顶板沿程压力的分布

Fig. 6 Pressure distribution on topwall center line of the two sort inlets

由图 6 和图 7 可知, 基准侧压式进气道喉道前顶板、侧板中心线上沿程压力除个别点外, 都比低阻进气道对应位置的压

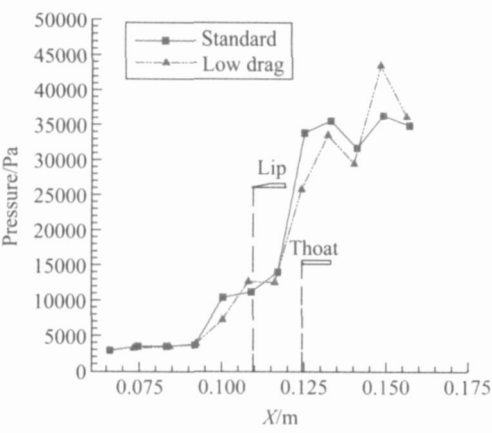


图 7 两种进气道侧板沿程压力的分布

Fig. 7 Pressure distribution on sidewall center line of the two sort inlets

果显示低阻进气道既可提高压比、降低马赫数,又达到了减小压差阻力的目的。

为了更好地说明减阻效果,本文仍采用(前期研究引入过)进气道的推力效率、推阻比和附加阻力来分析二者的差别,其中推力效率 η 定义如下:

$$\eta=\frac{I_{th}}{I_c} \tag{1}$$

式中 I_{th} 为进气道喉道处的冲量, I_c 是该进气道最大捕获面积内的来流冲量,该式表示实际有效冲量在来流总冲量中所占比重,反映进气道产生推力的效率。

推阻比 κ 定义为

$$\kappa=\frac{I_{th}}{D} \tag{2}$$

推阻比 κ 是进气道喉道处的冲量 I_{th} 与该进气道内壁面上总阻力 D 之比,公式(2)的意义为:实际有效冲量与内壁面总阻力的比,反映进气道克服阻力的能力。表 2 就是 $Ma_0=5.3$ 来流条件下通过数值模拟获得的推力效率、推阻比和附加阻力的数据。

表 2 $Ma_0=5.3$ 来流条件下两种进气道模型的其他阻力参数

Table 2 Other drag parameters of the two sort inlets at $Ma_0=5.3$

进气道模型	基准进气道	低阻进气道
推力效率(I_{th}/I_c)/%	65.57	69.20
推阻比(I_{th}/D)	3.94	4.36
附加阻力系数 C_{add}	0.006	-0.008

由表 2 可知,本文设计的低阻进气道推力效率提高了 3.6%,推阻比增加了 10.8%,减阻效果是明显的。从表中还可以看出,两种进气道所有阻力中变化最大的是附加阻力,基准进气道的附加阻力是真正意义上的阻力,而低阻进气道由于压缩面设计和配置的不同导致唇口进气流管形状的改变,溢流气体对进气流管的作用力方向朝前,使得进气道的附加阻力变成了实际上的推力,即所谓的附加推力^[7],并且低阻进气道“附加推力”的绝对值大于基准进气道的附加阻力。由此可见,本文研究的低阻进气道减阻优势是明显的。

2.3 两种进气道总体性能的比较

表 3 为试验条件下数值模拟所得两种进气道的总体性能。

表 3 $Ma_0=5.3$ 来流条件下两种进气道模型的总体性能

Table 3 Collectivity performance of the two sort inlets at $Ma_0=5.3$		
进气道模型	基准进气道	低阻进气道
流量系数 φ	0.794	0.831
总压恢复 σ	0.344	0.381
增压比(p_c/p_0)	40.47	40.61
出口马赫数 Ma_c	1.67	1.73

由表 3 可知,在试验条件下,当来流马赫数 $Ma_0=5.3$ 时,低阻进气道的总体性能略优于基准进气道,流量系数提高了 4.6%,总压恢复提高了 11.4%,增压比提高了 3.6%;仅出口马赫数增加了 3.55%。之所以低阻进气道的出口马赫数会大于基准进气道,是因为低阻进气道采用了曲面压缩技术,它的压缩效率高,在达到同样的增压比下,气流的减速程度低,因此出口马赫数略高于基准进气道。图 8 和图 9 就是基准进气道与低阻进气道出口马赫数的分布,可见低阻进气道出口高马赫数区域略大于基准进气道。

图 10 和图 11 是两种进气道对称面上的马赫数分布。

由图 10 和图 11 可知,基准进气道唇口前的溢流窗大于低阻进气道,这就使得低阻进气道实际的捕获流量大于基准进气道实际的捕获流量。此外,基准进气道喉道前顶板上及隔离段底部的低速区明显大于低阻进气道对应的低速区,这就使低阻进气道的总压恢复、抗反压能力优于基准进气道。

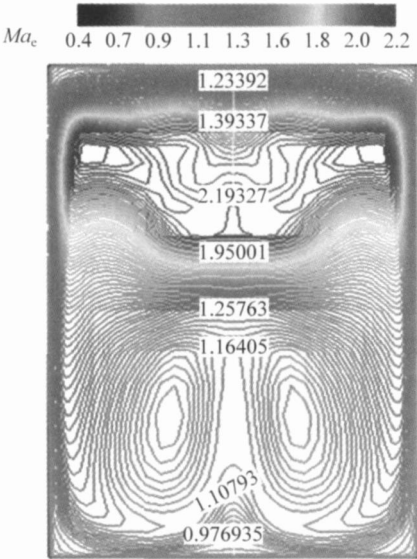


图 8 基准进气道出口的等马赫线
Fig. 8 Mach number contours on the outlet of standard inlet

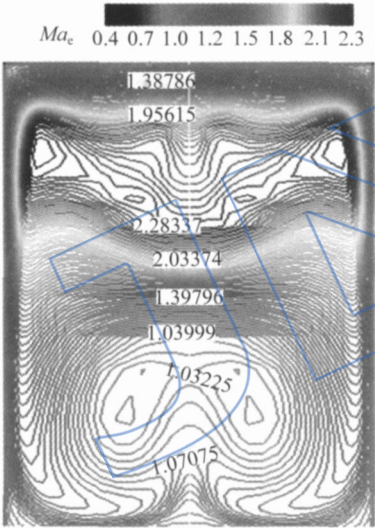


图 9 低阻进气道出口的等马赫线
Fig. 9 Mach number contours on the outlet of low drag inlet

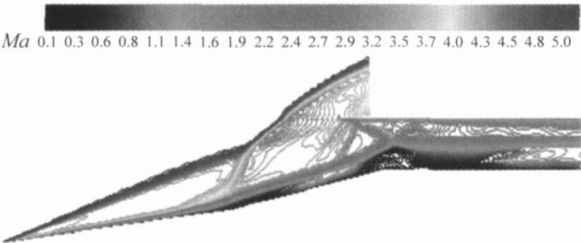


图 10 基准进气道对称面上的等马赫线
Fig. 10 Mach number contours on the symmetry plane of standard inlet

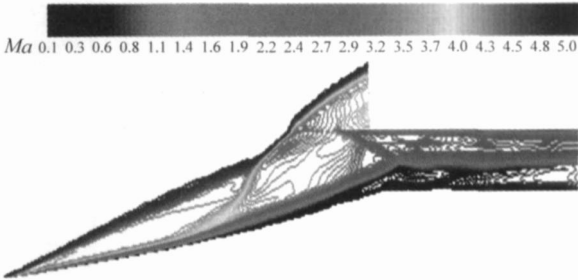


图 11 低阻进气道对称面上的等马赫线
Fig. 11 Mach number contours on the symmetry plane of low drag inlet

图 12 与图 13 分别为两进气道模型水平截面的马赫数分布,从它们的对比可以发现,两进气道模型的侧板波系配置大体相同,但低阻进气道的侧板激波的交点靠后,唇口前溢流窗的面积减小了.此外,基准进气道模型侧板肩点处的低速区明显大于低阻进气道,并且该低速区在基准进气道模型侧板肩点后向主流区的切入角也大于在低阻进气道侧板肩点后向主流区的切入角,这就意味着基准进气道模型侧板肩点后侧板上的附面层厚度增加的更快一些.由此可见,在来流马赫数 $Ma_0 = 5.3$ 的试验条件下,低阻进气道流场品质要优于基准进气道,它的总体性能将优于基准进气道.

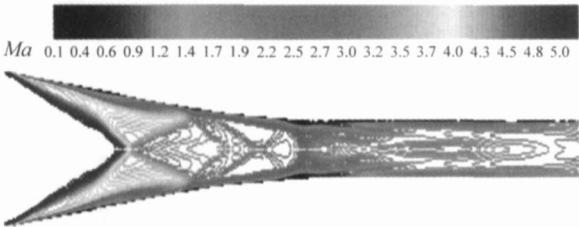


图 12 基准进气道中间水平截面的等马赫线
Fig. 12 Mach number contours on the center level of standard inlet

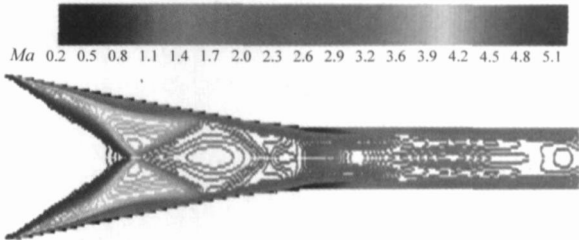


图 13 低阻进气道中间水平截面的等马赫线
Fig. 13 Mach number contours on center level at of low drag inlet

3 两种进气道模型试验结果的比较

3.1 两种进气道总体性能试验结果的比较

试验在南航的 100mm × 100mm 小型高超风洞中进行, 试验的来流马赫数 $Ma_0 = 5.3$, 总压 $p_{t0} = 0.7\text{ MPa}$, 总温 $T_{t0} = 420\text{ K}$. 图 14 和图 15 分别是两进气道模型风洞试验的纹影照片.

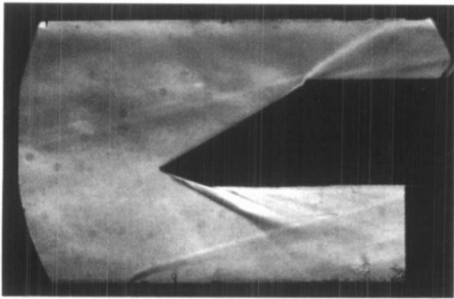


图 14 基准进气道的纹影照片

Fig. 14 Experiment schlieren image of standard inlet

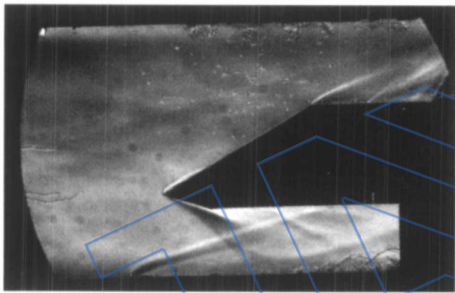


图 15 低阻进气道的纹影照片

Fig. 15 Experiment schlieren image of low drag inlet

由图 14 和图 15 可知, 两种三维侧压式进气道风洞试验的激波系大体相同, 和数值模拟的激波系很吻合. 表 4 是通过试验得出的两种进气道的总体性能参数.

表 4 $Ma_0 = 5.3$ 来流条件下两种进气道模型总体性能试验结果

Table 4 Experiment results of collectivity performance of the two sort inlets at $Ma_0 = 5.3$

试验结果	基准进气道模型	低阻进气道模型
流量系数 φ	0.761	0.793
总压恢复 σ	0.243	0.260
增压比 (p_e/p_0)	41.51	42.34
出口马赫数 Ma_e	1.520	1.584

试验结果表明, 试验所得的流量系数、增压比都非常接近数值模拟结果, 如果将低阻进气道和

基准进气道相比, 可以看出流量系数提高了 4.2%, 总压恢复提高了 7%, 增压比提高了 2%, 而出口马赫数也相应的提高了 4.2%, 其变化趋势和数值的大小与数值模拟的结果一致. 试验证明本文研究的低阻进气道总体性能优于基准进气道.

3.2 两种进气道压力试验结果的比较

以目前的技术水平而言, 在风洞试验中精确地测量进气道内表面的摩擦阻力、压差阻力和附加阻力是相当困难的. 对侧压式进气道而言, 压差阻力在总阻力中所占比重达到 80% 左右, 因此可以用进气道内壁面的沿程压力分布沿流向积分来获得压差阻力, 但是由于风洞试验的测压点有限, 用测量值积分得到压差阻力会有一些的误差, 不过从沿程压力分布曲线的高低定性分析压差阻力则是可行的. 图 16 和图 17 分别为两进气道模型顶板压力和侧板压力分布的试验结果.

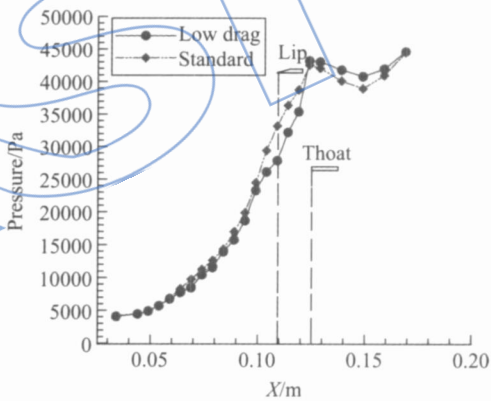


图 16 试验测得两种进气道顶板压力的分布
Fig. 16 Experiment text pressure distribution on the topwall center line of the two sort inlets

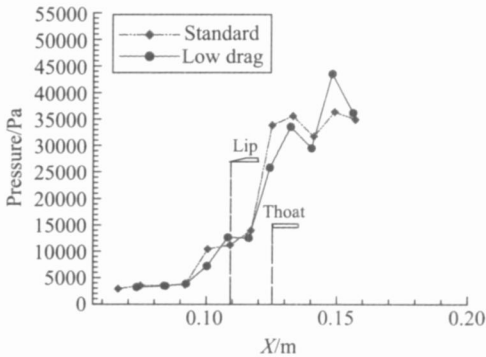


图 17 试验测得两种进气道侧板压力的分布
Fig. 17 Experiment text pressure distribution on the sidewall center line of the two sort inlets

由图 16 和图 17 的试验结果可知, 两进气道整个内壁面上沿程压力分布的状态和趋势与数值模拟相同. 基准进气道的实测压力值在大部分区域都高于低阻进气道, 这就间接证明了低阻进气道内壁面上的压差阻力确实小于基准进气道. 试验结果证明, 低阻进气道相比基准进气道, 既减小了内部阻力, 又兼顾到了总体性能的提高. 此外, 在非设计状态和带攻角状态下, 两种进气道的阻力和总体性能有待于进一步研究.

4 结 论

通过以上对三维侧压式进气道减阻的研究, 得到了如下结论:

1) 试验证明, 三维侧压式进气道顶板采用适当的曲面压缩来减少进气道内部阻力的措施是有效的.

2) 在来流马赫数 $Ma_0 = 5.3$ 的条件下, 通过对三维侧压式进气道采用本文所述的减阻措施, 压差阻力减少了 4.7% 左右, 摩擦阻力减少了约 4.9%, 总阻力减少了 4.7% 左右, 并且使附加阻力转化为了“附加推力”.

3) 在来流马赫数 $Ma_0 = 5.3$ 的条件下, 对三维侧压式进气道采用了减阻措施后, 总体性能也得到了很大改善, 流量系数可以提高 4% 以上, 总压恢复可以提高 7% 以上, 增压比可以提高 2% 以上. 在非设计状态和带攻角状态下, 两种进气道的阻力和总体性能有待于进一步研究.

参考文献:

[1] 庄逢甘, 崔尔杰, 张涵信. 未来飞行器的某些发展和空气动力学任务[C]//中国第一届近代空气动力学与气动热力学会议论文集. 北京: 国防工业出版社, 2006, CARC-2006

0-0001.

ZHU ANG Fenggan, CUI Erjie, ZHANG Hanxin. Development for aircrafts of future and task of aerodynamics [C]//Proceedings of China 1st Modern Aerodynamics and Aerothermodynamics Conference. Beijing: National Defense Industry Press, 2006, CARC-2006 0 0001. (in Chinese)

[2] Holland S D, Perkins J N. Inviscid parametric analysis of three dimensional inlet performance [J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(3): 293-3010

[3] Igarashi Y, Mitani T, Koder M, et al. Comparative studies on scramjet engine drag by experiments and numerical analysis[R]. AIAA 98-1512

[4] 金志光, 张堃元. 典型二元高超声速进气道与侧压式进气道的性能比较[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1553-1560.

JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Performance comparison between 2-D scramjet inlet and 3-D sidewall scramjet inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1553-1560 (in Chinese)

[5] 骆晓臣, 张堃元. 侧压式进气道内部阻力的参数分析[J]. 推进技术, 2007, 28(3): 273-277.

LUO Xiaochen, ZHANG Kunyuan. Parametric analysis of internal drag in sidewall compression inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3): 273-277. (in Chinese)

[6] 骆晓臣. 高超声速进气道内部阻力的分析和研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.

LUO Xiaochen. Analysis and investigation of internal drags in hypersonic inlets[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)

[7] 骆晓臣, 张堃元. 侧压式进气道附加阻力分析[J]. 推进技术, 2007, 28(6): 624-628

LUO Xiaochen, ZHANG Kunyuan. Analysis of additive drag in sidewall compression inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(6): 624-628 (in Chinese)