

文章编号: 1000-8055(2006)05-0897-06

一种提高后掠侧压式进气道流量系数的有效措施

金志光, 张堃元

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 在一种双楔顶压、侧板中置的常规后掠侧压式进气道基础上通过减小顶板第二压缩角, 引入圆弧压缩面设计了一种具有较高流量系数的进气道。利用 Fluent 商业计算软件对比研究了该进气道与常规进气道在 $Ma=6$ 和 $Ma=4$ 下的流动特征及性能。研究发现, 新的改进措施能在几乎不降低进气道总压恢复系数的前提下大幅度提高流量系数: 在 $Ma=6$ 来流条件下, 改进后的进气道流量系数为 0.87, 比常规进气道提高 14.5%; 在 $Ma=4$ 来流条件下, 流量系数为 0.69, 提高了 19%。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 超燃冲压发动机; 高超声速进气道; 侧压式进气道; 高流量系数; 数值仿真

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

An efficient method for increasing mass flow capture ratio of a three-dimensional sidewall compression scramjet inlet

JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: For a typical backward sweep sidewall compression scramjet inlet with two ramps and mid located sidewalls, a modified inlet with higher mass flow capture ratio was designed by reducing the second ramp angle and using circular arc compression surface. The flow field was numerically simulated and comparisons were made between the modified inlet and the typical one at the free stream Mach number of 6 and 4. Numerical results indicate that most of the performance parameters of the modified inlet are obviously improved and the mass flow capture ratio is greatly increased by using the new method. At Mach 6 incoming condition, the mass capture ratio of the modified inlet was 0.87, which was 14.5 percent higher than that of the typical one; at Mach 4 incoming condition, the mass flow capture ratio was 0.69, 19% percent higher than that of the typical one.

Key words: aerospace propulsion system; scramjet; hypersonic inlet; sidewall compression inlet; high mass capture ratio; numerical simulation

收稿日期: 2005-08-30; 修订日期: 2005-12-10

基金项目: 国家“863”基金资助(2003AA723020)

作者简介: 金志光(1977-), 男, 江苏南通人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事高超声速进气道技术的研究。

高超声速进气道主要有轴对称式、二元斜板式及三维侧压式 3 种。其中三维侧压式进气道具有诸多优点,如:易于实现模块化及一体化设计;采用侧向压缩方式能较好地处理前机身附面层吞入问题;低马赫数下的起动性能好;侧板后掠有利于减轻前缘的气动热负荷等。

目前国内主要利用带顶压的三维侧压式进气道进行超燃冲压发动机半自由射流试验^[1]。根据日本的研究经验,相同的收缩比前提下,带顶压的三维侧压式进气道内部阻力比带中心支板压缩的纯侧向压缩方式进气道减小近 50%^[2]。然而,这种进气道由于顶压激波与侧压激波之间存在较强的相互干扰,导致进气道流场复杂,流量系数偏低^[3,4]。就未来的应用而言,由于加速和克服阻力的原因,流量系数太低将是不可取的。

采用前掠侧板布局的侧压式进气道虽能使 $Ma=6$ 下的流量系数达到 0.9^[5],但由于气流穿越侧压激波后还会在顶板上产生垂直方向的反射,并且这种反射随穿越侧压激波数目的增加及来流马赫数的降低而逐渐增强。低马赫数来流条件下,该反射可能会导致顶板附面层产生大面积分离,进而影响进气道起动。

为兼顾侧压式进气道高低马赫数下的性能,作者主要针对后掠侧压式进气道进行了较为深入的研究。在一种带顶压的常规后掠侧压式进气道基础上发展了一种改进型进气道。文中运用数值模拟手段对该进气道流场进行了研究,并与常规进气道进行了比较。

1 模型设计

图 1 Model A 是一种典型的常规侧压式进气道气动布局。该布局为双楔顶压+侧板中置的压

流量系数不高。通过对该进气道的深入研究发现,顶板第二压缩角大小对进气道流量系数影响较大。为此,在 Model A 基础上,将第二压缩角由 5° 减小为 0° ,同时对侧压通道内的部分顶板压缩面采用圆弧过渡以获得合理的收缩比,如图 2 Model B 所示。图中两模型除侧压通道内的顶板压缩面不同外其余参数完全一致。

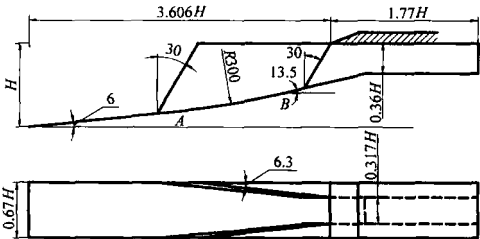


图 2 Model B 气动布局
Fig. 2 Schematic of Model B

两模型总收缩比均为 5.83,侧向收缩比 2.1。侧向收缩比在很大程度上决定了侧压激波及其反射波在侧压通道内的位置,从而决定了唇口前溢流窗面积。侧向收缩比越小,溢流窗面积越小,溢流量越小,进气道流量系数越高。在 $Ma=6$ 来流条件下,当侧向收缩比在 2.0 左右时,侧压激波的第一道反射波刚好打在侧板肩点附近,这是一个比较理想的状态。这里,经初步优化设计,侧向收缩比取为 2.1。

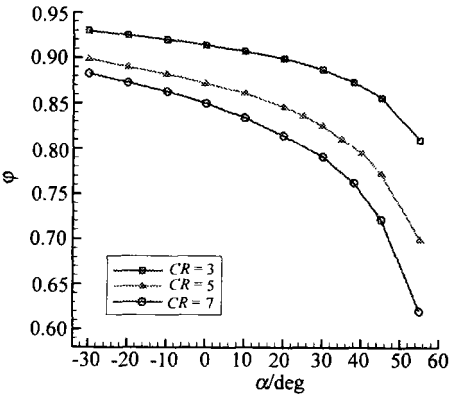


图 3 流量系数随后掠角的变化关系
Fig. 3 Effect of the sweep angle on mass capture ratio

进气道内收缩比,即唇口入口截面面积与喉道面积之比,在很大程度上决定进气道低马赫数下的起动性能。初步设计时,根据一维流理论,以唇口处出现贴口正激波来估算内收缩比。Model

图 1 Model A 气动布局
Fig. 1 Schematic of Model A

缩方式。风洞试验表明,这种布局方式能获得较好 1 的总体性能^[4]。但由于第二道顶压激波与侧压激波之间仍存在较强的相互干扰,导致进气道

A, B 的内收缩比分别为 1. 20 和 1. 24, 小于 $Ma=4$ 下按一维流理论的估算值 1. 36。

侧压式进气道后掠角也是影响进气道流量系数的一个重要因素。图 3 反映了在 $Ma=6$ 来流条件下不同收缩比的纯侧向压缩方式进气道其流量系数随后掠角的变化关系。可以看到, 当后掠角大于 35° 时, 流量系数随后掠角增加呈加速下降趋势。这里, 两模型为保证较高的流量系数采用了 30° 后掠。侧板 30° 几何后掠相对顶板第一道激波的波后来流实则为 36° 气动后掠。

2 数值模拟

利用 FLUENT 商业计算软件对进气道流场进行数值模拟, 紊流模型为两方程 $k-\varepsilon$ 模型, 近壁处采用壁面函数进行修正。

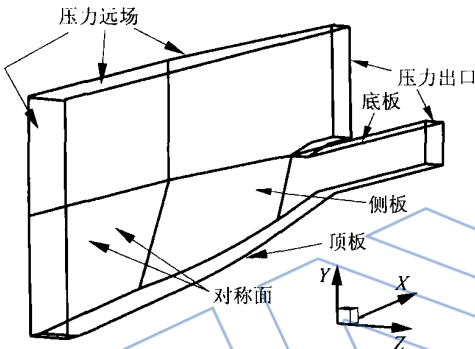


图 4 Model B 计算域结构示意图

Fig. 4 Schematic of Model B computational region

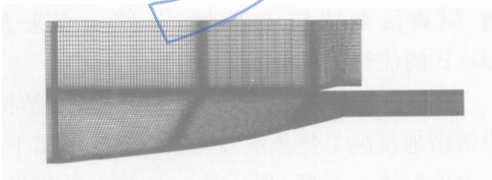


图 5 Model B 对称面内的网格结构

Fig. 5 Computational grids in the symmetry plane of Model B

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三维流场计算。图 4、图 5 是 Model B 计算域结构示意图及对称面内的网格结构。为适应粘性计算与激波捕获的需要, 采用了网格局部加密技术。壁面附近采用等比加密的附面层网格, 其中第一层网格距壁面 0. 05 mm, 确保近壁面 y^+ 在 10 的量级。进气道内流场沿 $x/y/z$ 方向分别布置了 262/ 50/ 25 个节点。为捕捉

唇口前的溢流结构, 唇口上方的外流场沿高度方向布置了 35 个节点。整个计算域共采用了 516 240 个结构化网格单元。

为考核网格疏密对计算结果的影响, 计算还采用了另一套网格数为 765 520 的密网格结构。结果表明, 两套网格在沿程压力分布和总体性能参数方面的计算偏差非常小, 因而本文全部采用了前一套网格配置方案。

计算过程采用二阶隐式耦合方式求解, 分子粘性系数采用 Sutherland 公式计算, 比热比 $\gamma=1. 4$ 。数值模拟以南航小高超风洞喷管出口处的气流参数作为流场计算的来流条件^[5]。计算收敛的标准为: 各残差指标下降到 10^{-3} 以下且不再变化, 进出口流量的相对误差在 10^{-4} 以下。

这一数值方法成功模拟了前掠侧压式进气道在 $Ma=5. 3$ 风洞中的实验流场, 计算得到的沿程压力分布及隔离段出口对称面上的皮托压力分布与实验结果吻合较好^[5]。

3 结果及分析

3. 1 $Ma=6$ 下的流场分析及性能比较

图 6~ 图 9 给出了两种模型 $Ma=6$ 来流条

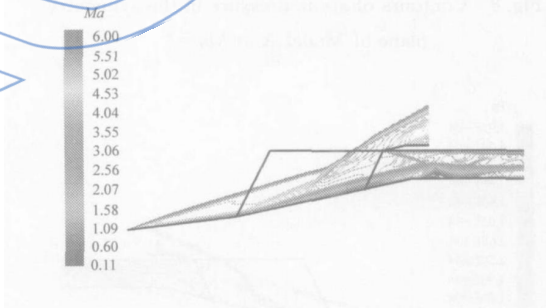


图 6 $Ma=6$ Model A 对称面内的等马赫线图

Fig. 6 Contours of Mach number in the symmetry plane of Model A at $Ma=6$

件下对称面内的波系结构。由图 6 可以看到, 相对于单楔顶压+ 侧板前置的气动布局而言, 这种双楔顶压+ 侧板中置的气动布局其顶压与侧压的相干程度明显减小, 但第二道顶压激波与侧压激波之间仍存在较强的相互干扰, 这种干扰导致侧压激波形状发生较大变化, 生成“桥波”及反射波^[6], 并使得对称面上的反射点前移, 反射波强度增加。由图 6、图 8 不难发现, 对称面上两道顶压激波与侧压激波相交于某一较小的区域, 该区域各项参数变化剧烈, 损失很大, 同时波后较大的气流偏转角及与外界较强的压差大大降低了进气道

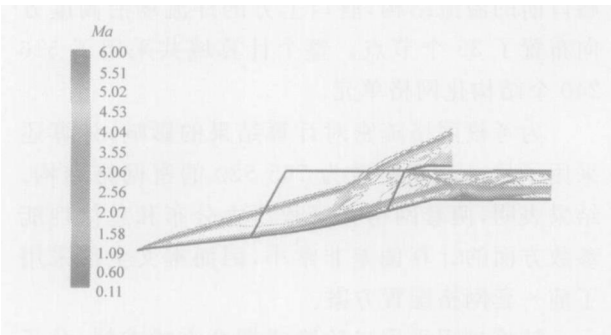


图 7 $Ma=6$ Model B 对称面内的等马赫线图
Fig. 7 Contours of Mach number in the symmetry plane of Model B at $Ma=6$

流量系数。

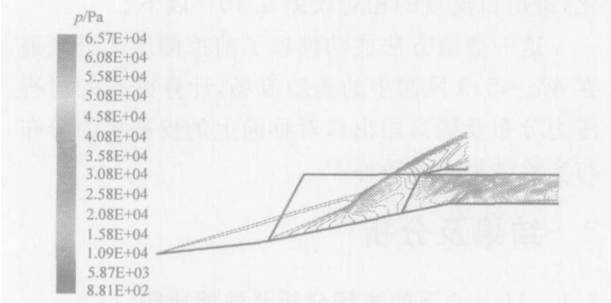


图 8 $Ma=6$ Model A 对称面内的压力等值线图
Fig. 8 Contours of static pressure in the symmetry plane of Model A at $Ma=6$

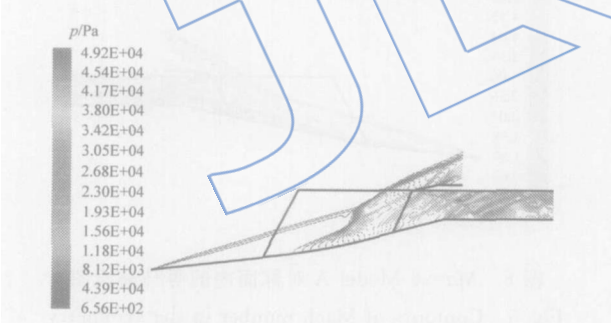


图 9 $Ma=6$ Model B 对称面内的压力等值线图
Fig. 9 Contours of static pressure in the symmetry plane of Model B at $Ma=6$

由于 Model B 侧压通道内的初始顶板压缩面是一段 0° 压缩的平面, 而圆弧过渡面的初始压缩角又为 0° , 因而由圆弧面产生的压缩波与侧压激波的干扰非常有限, 且仅限于侧压激波底部, 侧压激波中部形状未发生变化, 见图 7、图 9 及图 10。由于 Model B 顶压与侧压的干扰进一步减弱, 因而唇口前气流的偏转角及与外界的压差都要弱于 Model A。

虽然 Model B 顶板总偏转角比 Model A 大 2.5° , 但由图 9 可以看出, 由侧压激波后气流与顶板附近偏转角为 13.5° 的气流方向不一致导致的反射波刚好打在唇口以内, 说明由圆弧面产生的 7.5° 偏转未对唇口前的气流产生明显的偏转作用, 这正是 Model B 流量系数得以大幅度提高的根本原因。研究发现, 只要将圆弧压缩面布置在侧压通道内部, 则由圆弧产生的顶板压缩就不会对唇口前的气流产生明显的偏转效果。随圆弧面位置后移, 进气道流量系数略有提高。

比较图 6、图 7 可以看到, 两种进气道在隔离段入口前的顶板附面层状态存在较大差异。由于 Model B 侧压通道内的顶板压缩发生在一段较短的圆弧面上, 由该弧面产生的偏转对顶板附面层气流产生了明显的挤压加速作用。可以看到, 隔离段入口处, 顶板附面层经圆弧面压缩后底部低速区已经加速到超声速状态, 肩点前的马赫数达到 1.5, 经肩点处膨胀, 肩点后马赫数达到 1.9 以上。附面层流速的增加, 大大增强了附面层稳定性。可以看到, Model B 顶板肩点后的分离区要小于 Model A。

由图 8、图 9 还可以发现, Model A 隔离段入口上下壁面压差要明显高于 Model B。Model A 唇口处的峰值压力达到 67 kPa, 而 Model B 仅为 50 kPa。上下壁面间的这种压差将迫使唇口一侧的高压气流通过侧板附面层流向顶板, 并在对称面相撞, 形成“对涡”^[5]。“对涡”的出现将会增强隔离段内的二次流动, 增大损失, 同时也会降低进气道/隔离段的抗反压能力。从这一点来看, Model B 的优势是明显的。

图 10 是 Model B 侧压通道内的波系结构。图中清晰地反映了侧压激波与顶压激波的相干过程。由该图还可看到, 顶压激波与侧压激波相干后产生的反射波与侧板附面层相互作用, 并于侧板中后部导致附面层分离。由于波系配置合理, 不断增大的分离包刚好在唇口前溢出进气道。否则, 受唇口斜激波作用, 侧板将会出现较大幅度的分离。

表 1 给出了马赫 6 来流条件下采用流量平均得到的隔离段出口截面的性能参数。

可以看到, Model B 与 Model A 相比, 各项总体性能参数得到了明显的改善: 流量系数提高了 14.5%, 增压比提高了 17.3%, 马赫数下降 3.9%, 而总压恢复基本保持不变。

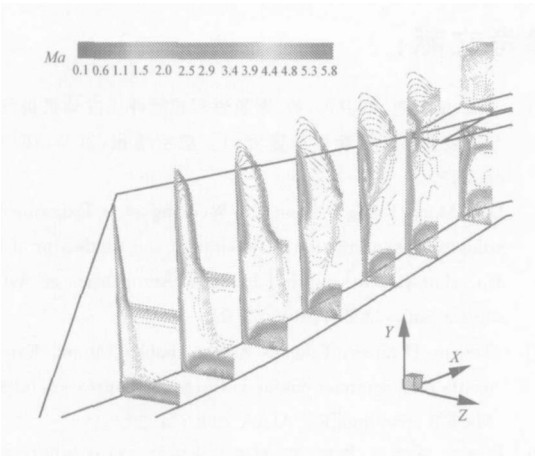


图 10 $Ma=6$ Model B 侧压通道内的截面波系结构
Fig. 10 Simulated shock-wave structure in Model B at $Ma=6$

表 1 两种进气道 $Ma=6$ 下的总体性能参数比较
Table 1 Performance parameters of two inlets at the exit of the isolator at $Ma=6$

	Model A	Model B
流量系数	0.76	0.87
总压恢复	0.383	0.382
平均马赫数	2.54	2.44
增压比	24.3	28.5
温升比	3.73	3.89

3.2 $Ma=4$ 下的流场分析及性能比较

图 11~ 图 14 给出了两种进气道模型 $Ma=4$ 下的流场结构。不难发现, Model B 的顶压与侧压之间几乎不存在相互干扰现象, 而 Model A 第二道顶压激波与侧压激波的干扰直接导致大量的波后气流向外溢出。由于 Model B 顶板偏转角大于

Model A, 因而其唇口波强于 Model A, 由唇口波导致的顶板分离区也略大于 Model A。较强的唇口波在隔离段内的多次反射使得隔离段内的顶板附面层被间断性地抬升, 从而使附面层增厚。隔离段内的压力分布显示, $Ma=4$ 来流条件下, Model B 的压缩量要大于 Model A。

表 2 给出了两种进气道 $Ma=4$ 下的总体性能参数。可以看到, 低马赫数来流条件下, Model B 流量系数增加的更加明显, 比 Model A 提高了 19%。由于 Model B 压缩量较高, 因而其总压恢

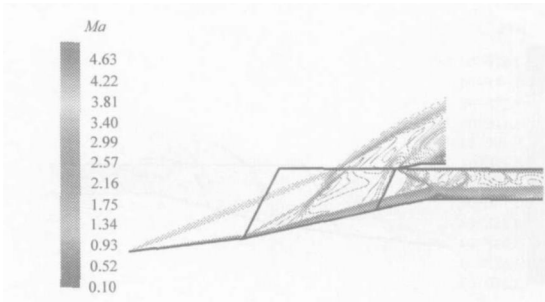


图 11 $Ma=4$ Model A 对称面内的等马赫线图
Fig. 11 Contours of Mach number in the symmetry plane of Model A at $Ma=4$

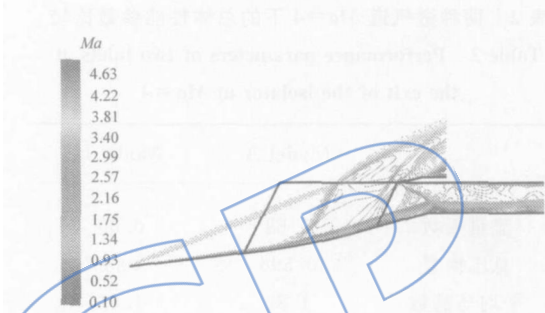


图 12 $Ma=4$ Model B 对称面内的等马赫线图
Fig. 12 Contours of Mach number in the symmetry plane of Model B at $Ma=4$

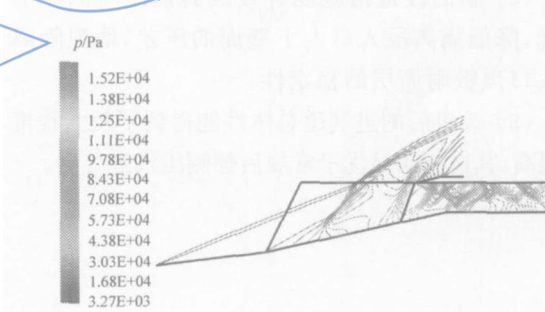


图 13 $Ma=4$ Model A 对称面内的压力等值线图
Fig. 13 Contours of static pressure in the symmetry plane of Model A at $Ma=4$

复略有下降。

4 结 论

(1) 对双楔顶压+ 侧板中置的常规后掠侧压式进气道采用减小顶板第二压缩角、引入圆弧压缩面的措施能使进气道 $Ma=6$ 下的流量系数达到 0.87, $Ma=4$ 下的流量系数达到 0.69, 比常规进气道分别提高 14.5% 和 19%。

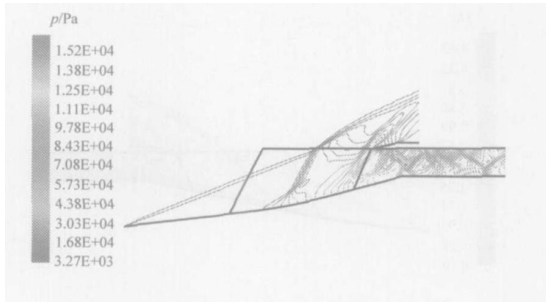


图 14 $Ma=4$ Model B 对称面内的压力等值线图
Fig. 14 Contours of static pressure in the symmetry plane of Model B at $Ma=4$

表 2 两种进气道 $Ma=4$ 下的总体性能参数比较
Table 2 Performance parameters of two inlets at the exit of the isolator at $Ma=4$

	Model A	Model B
流量系数	0.58	0.69
总压恢复	0.596	0.589
平均马赫数	1.82	1.62
增压比	13.6	18.0
温升比	2.54	2.77

(2) 新的改进措施能有效减弱顶压与侧压的干扰,降低隔离段入口上下壁面的压差,增强隔离段入口顶板附面层的稳定性。

(3) 改进后的进气道总体性能得到了较大程度的提高,其性能明显优于常规后掠侧压式进气道。

参考文献:

[1] 丁猛,梁剑寒,刘卫东,等. 碳氢燃料超燃冲压发动机进气道与燃烧室匹配性能试验研究[J]. 航空学报, 2005, 26(1): 27-31.
Ding Meng, Liang Jianhan, Liu Weidong, et al. Experimental study on the interaction between inlet and combustor of hydrocarbon fueled scramjet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(1): 27-31.

[2] Tetsuo Hiraiwa, Takeshi Kanda, Tohru Mitani. Experiments on a scramjet engine with ramp compression inlet at Mach 8 condition[R]. AIAA 2002-4129.

[3] 杨进军,张堃元,徐辉,等. 双模态冲压发动机高超进气道的实验研究[J]. 推进技术, 2001, 22(6): 473-477.
Yang Jinjun, Zhang Kunyuan, Xu Hui, et al. Experiment study on supersonic inlet in dual model scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(6): 473-477.

[4] 金志光,张堃元. 高超侧压式进气道马赫6高焓脉冲风洞实验[J]. 推进技术, 2005, 26(4): 319-323.
Jin Zhiguang, Zhang Kunyuan. Mach 6 testing of a generic sidewall compression scramjet inlet in the high enthalpy impulse wind tunnel[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(4): 319-323.

[5] 金志光,张堃元. 带前体压缩的前掠侧压式进气道实验及数值研究[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 508-512.
Jin Zhiguang, Zhang Kunyuan. Experimental and numerical investigation of a forward sweep sidewall compression scramjet inlet with forebody compression[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 508-512.

[6] Goonko Y P, Latypov A F, Mazhul I I, et al. Structure of flow over a hypersonic inlet with side compression wedges[J]. AIAA Journal, 2003, 41(3): 436-447.