

文章编号: 1000-8055(2004)06-0806-05

唇口对侧压式高超声速进气道及等直隔离段影响的数值分析

徐惊雷, 张 元

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 用 N-S 方程和 RNG $k-\epsilon$ 紊流模型计算了 RBCC 用侧压式高超音速进气道及等直隔离段三维内流场, 重点分析了唇口位置对来流 $M_a=6$ 流场的影响, 并分析了有关的现象。结果表明: 唇口位置前移使得出口截面上气流的均匀程度、对气流的压缩程度、唇口激波的强度、进气道的流量捕获率和总压恢复系数等都比唇口位置的情况更大, 而在喉部时介于二者之间。

关键词: 航空、航天推进系统; N-S 方程; 侧压式高超声速进气道; 等直隔离段; 唇口; 数值分析

中图分类号: V 211.48

文献标识码: A

The Numerical Study of the Cowl Effect on the Sidewall Compression Hypersonic Inlet and Isolator

XU Jing-lei, ZHANG Kun-yuan

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: The N-S equation and RNG $k-\epsilon$ turbulence model are adopted to analyze the internal flow field of the sidewall compression hypersonic inlet and its isolator for RBCC engine. The main point is focused on the effect of cowl position on the flow field and the related phenomena with a free stream $M_a=6$. The results show that if the cowl position relative to the throat section is moved forward, it has greater effect on the degrees of flow homogeneity at the outlet section than the cowl aft-positioned case. The effects on the total compression ratio, the intense of the cowl shock, the captured mass flow rate and the total pressure recovery are also greater.

Key words: aerospace propulsion system; N-S equation;

sidewall compression hypersonic inlet; isolator; cowl; numerical simulation

进气道设计和进气道内流动的研究一直是喷气推进的一个非常重要的方面, 适合超燃冲压发动机的进气道中比较有代表性的是 NASA Trexler^[1,2] 的三维侧压式进气道。在满足进气道高出口总压恢复和低流动畸变的条件下, 如何恰当地配置压缩面和组织波系是一个值得深入研究

的问题。从国外的研究报告看, 这种侧压式进气道的优点非常突出, 主要是:

(1) 几何形状固定, 结构的防热设计比较容易实现, 这是这种进气道的突出优点。

(2) 对来流附面层敏感性低, 有利于高马赫数飞行时缓解流量不足的难题。

收稿日期: 2003- 10- 31; **修订日期:** 2004- 03- 31

作者简介: 徐惊雷(1971-), 男, 河南省西华人, 南京航空航天大学能源与动力学院副教授, 博士, 主要从事计算流体力学、实验流体力学、高超声速气体动力学研究

(3) 压缩通道短, 既满足组织燃烧的要求, 又减少结构重量和冷却面。

(4) 可以在较低马赫数起动和具有自启动能力。

(5) 外阻小, 发动机可得到较大的净推力。

Holland S D 在进气道气动参数配置方面作了引人注目的工作^[3,4]。Hudgens J A 等研究了前掠侧压式进气道^[5], 发现存在压力梯度引起的溢流, 有利于提高流动的均匀度。Rodi P E 则研究带部分顶板压缩的侧、顶三面压缩的进气道^[6], 发现 M 4 来流, 带 8 顶板压缩有利于进气道性能改善。V inogradov 也在进行这种高超侧压式进气道的研究^[7,8]。Korte J J 用数值计算来研究非平面的侧压缩面形状以达到最佳设计^[9]。Yungster S 用 N-S 方程计算了带 8 预压缩和顶板压缩的 RBCC 发动机侧压式进气道^[10], NASA 的 Kumar 近年来也一直致力于这种进气道的数值分析工作^[11,12]。

1 物理模型和控制方程

所研究的高超声速进气道的具体几何构型和流动参数如下(如图 1 示): 进气道带隔离段的总长为 2 010 mm, 采用一个中心支板, 支板总长为 739.3 mm, 平唇口(即不考虑唇口厚度), 进气道进口截面的高为 270 mm, 宽为 300 mm, 出口截面的高度为 100 mm, 宽为 120 mm, 喉部截面的高度为 100 mm, 它被中心支板分为两个通道, 每个通道宽为 36 mm。侧壁面的压缩角为 6°, 前缘 45° 后掠, 顶板压缩角为 8°, 支板前、后缘的气动半角为 3.92 和 6°, 均采用 45° 后掠。喉部截面在距离进口 1 224.4 mm 的截面上。分别计算了唇口后置(即: 唇口在喉部后 100 mm, 占支板总长的 13.53%)、唇口前置(即: 唇口在喉部前 60.7 mm, 占支板总长的 8.2%)和唇口正好在喉部三

种情况, 来流马赫数 $M_a = 6$ 。

本文采用 FLUENT 5 软件求解三维 N-S 方程, 采用 RNG $k-\epsilon$ 紊流模型, 壁面处采用非平衡壁面函数法^[13]。此前, 已经对 FLUENT 软件在高超声速流动中的计算能力作了考察。

本文计算高超声速进气道的内流通道部分, 同时将开口面向下延伸 5 倍进口高度(1 350 mm)。进口给定质量流量 3.348 5 kg/s。考虑到几何条件和流动状况均对称, 仅取一半作为计算区域。中心面上支板前后取对称面边界条件, 出口采用压力出口边界条件, 其余面上为无滑移固体边界条件。采用直角坐标系, 其中 x, y, z 方向分别为流向、宽度方向和高度方向, 坐标原点在进口截面、对称中心面和底面的交点上。来流的具体条件是:

$$p_{\infty} = 2\,976.2 \text{ Pa}, \quad T_{\infty} = 220.45 \text{ K}$$

$$\gamma = 1.4, \quad p^* = 4.699 \times 10^6 \text{ Pa}$$

$$T^* = 1\,807.7 \text{ K}$$

壁面附近的边界层采用等比加密的网格, 最底层网格距离壁面的绝对值为 0.1 mm, 相当于 $y^+ = 49.7$ 。迭代收敛的标准为: 所有 8 个变量的残差指标下降三个数量级, 同时随迭代过程特征指标不再变化。在计算中采用 3 个 CPU 并行计算, 计算时收敛的具体情况为:

唇口后置时, 网格数为 132 800, 迭代 6 369 步达到收敛, 约需要 75 小时; 唇口前置时, 网格数为 104 960, 迭代 10 340 步收敛; 唇口在喉部时, 网格数为 110 560, 11 049 步达到收敛。

(1) 本文沿 y 方向截取 5 个 xoz 平面, 代号为 $y1 \sim y5$, 对应于 $y = 24.5, 29.5, 42, 55, 59.5 \text{ mm}$, 其中 $y1$ 面靠近支板面, $y5$ 面靠近侧壁面; 沿 z 方向截取 5 个 xoy 平面, 代号为 $z1 \sim z5$,

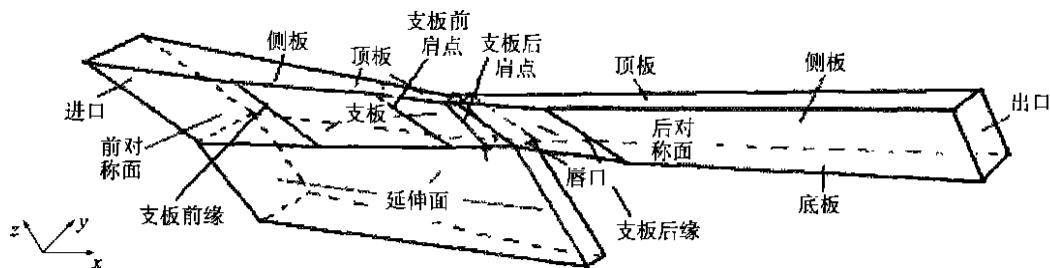


图 1 进气道示意图

Fig 1 The scheme of inlet

对应于 $z = 0.5, 5, 50, 95, 99.5 \text{ mm}$; 其中 z_1 面靠近唇口, z_5 面靠近顶板;

(2) 在 y_1, y_3, y_5 3 个截面上沿 z 方向取 3 条线 ($z = 0.5, 50, 99.5$), 分别显示 p 沿这些线的分布。

2 计算结果及分析

2.1 贴近支板面 (y_1 面) 的流动情况

2.1.1 后置情况

先看图 2、图 3, 从总体上来讲, 唇口后置时气流的压缩程度较低, 最大的压缩比约为 35 倍, 而且唇口斜激波的强度也相对较弱, 仅使底板附近的气流得到了压缩, 而对顶部的气流基本上没有产生影响。具体来讲:

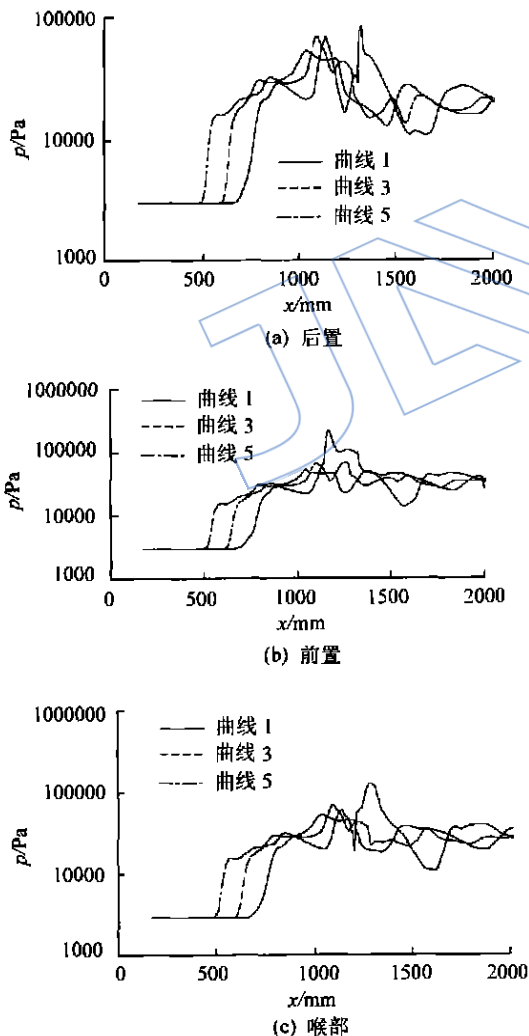


图 2 y_1 面上压力曲线

Fig 2 The pressure line on the y_1 plane

(1) 第一个压力升高点是由顶板前缘斜激波

造成的, 其中, 最上面的气流 (z_5 线) 最先遇到这道激波, 然后在顶板和侧壁的双重作用下, 通道内中上部的大部分气流得到了平稳的压缩, 但是在紧靠溢流窗 (进气道侧板前缘斜激波及其反射波所形成的底板处的菱形区域) 附近, 气流压力稍有下降, 可能是因为此时已有少量溢流出现。

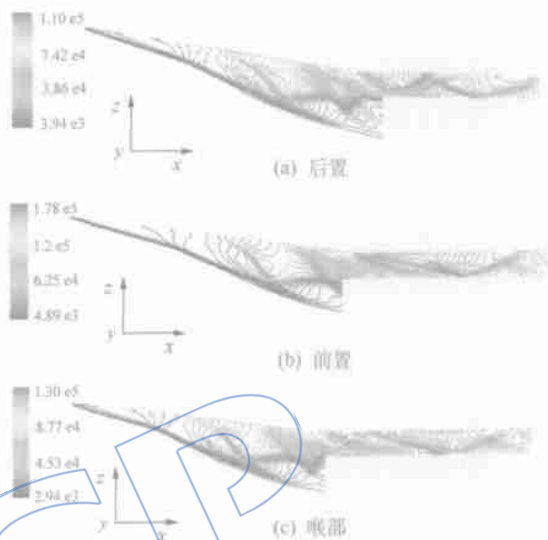


图 3 y_1 面压力等值线图

Fig 3 The pressure contour on the y_1 plane

(2) 接着, 气流又遇到了第二次压缩, 这是由支板前缘产生的斜激波所造成的, 由于支板后掠, 因此同样是 z_5 处的气流先受到压缩, 最后是 z_1 。

(3) 然后气流在顶板、侧壁和支板的三重压缩下, 压力急剧上升, 直到支板的前肩点, 随后由于遇到前肩点后的膨胀波, 压力有所下降, 紧接着, 由于顶板压缩还在继续, 通道截面继续缩小, 使得气流又得到压缩, 直到气流到达喉部。可以看到, 顶部的气流被压缩得厉害, 而下部的气流比较弱, 估计是与溢流有关。在喉道截面之前出现了压力双峰值, 只不过在支板前肩点处出现的第一峰值比喉部截面出现的第二峰值小许多, 可见, 在 M_6 情况下, 几乎全部气流在前肩点之后到喉部截面之前的这个等宽度收敛通道内得到了非常有效的压缩, 因此在这段通道内参数分布均匀。

(4) 过了喉部截面后, 由于 M_6 时顶板拐角产生的膨胀波相对较弱, 因此底部 z_1 的气流压力稍有下降后马上遇到了唇口斜激波, 压力又迅速升高, 但是由于此时已经通过了支板后肩点, 通道截面开始扩大, 气流很快加速而静压也相应地快速降低, 可以看出, 出口截面上的参数分布不均匀。

2.1.2 前置情况

总体而言,唇口前置时对进气道内气流的总压缩比增大,最高压缩比将近 75 倍,这与很多文献的结果一致^[14~16]。对照相应的压力等值线图就可以解释其原因:在后置情况下,气流的压缩主要是在喉部之前完成的,而唇口却位于后肩点处,因此进气道内部的高压气流就会从溢流窗流出。而在前置时,气流压缩主要集中在唇口之后、后肩点之前的喉部区,因此在扩张段和等直隔离段内参数分布均匀,出口压力也较高。

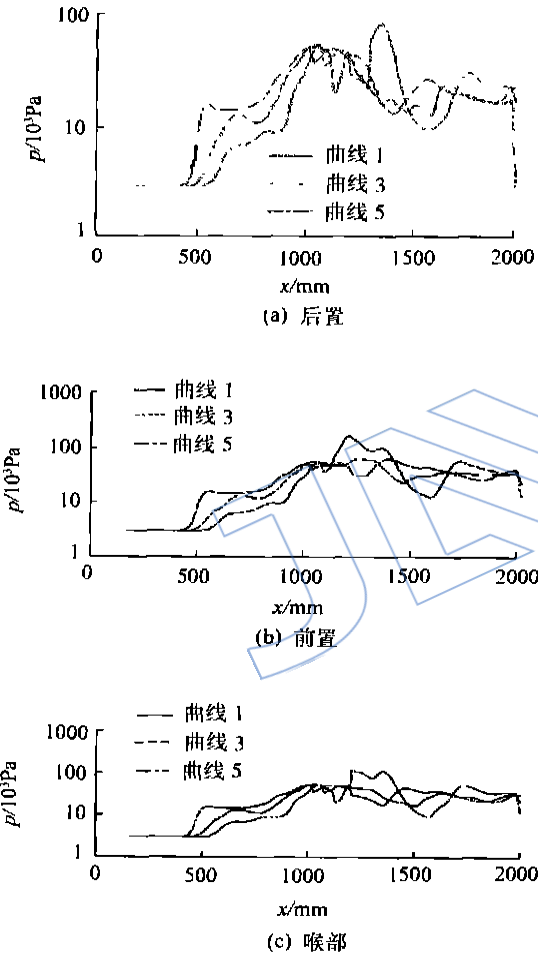


图 4 y5 面压力曲线

Fig 4 The pressure line on the y5 plane

从压力曲线来看,顶板压缩波、支板前缘压缩波以及顶板、支板、侧板等压缩面的影响依然存在,但是,由于唇口此时已经移到前肩点处,因此唇口激波非常强,以至于它的影响穿透了整个流场而达到顶板,从而使得通过这个截面的整个气流得到了很强的压缩。比较图 3(a)和(b)就可以明显地看出这一点。(b)中唇口波与水平底面的夹角大,而(a)中唇口波夹角小,只有通道下半部

分受到它的影响。随后气流很快降压,直到进入隔离段,并在其中保持了平稳的压力。出口截面的压力分布很均匀。

2.1.3 喉部情况

当唇口置于喉部之下时,各种情况介于前置与后置之间。

2.2 侧截面(y5 面)的流动情况

由图 4 可以看到,侧截面上进气道对气流的压缩部位、斜激波的个数和结构等都与 y1 时的一样,其原因也相同,此处不再赘述。只有以下几点不太一样:

(1) y5 截面上,由于远离支板,支板前肩点处的膨胀波的影响没有到达这里,因此双峰值中的第二个峰值消失;

(2) 在前置情况下,y5 截面上的流动参数整体上都比后置时均匀,特别是在喉部以后的扩张段和等直隔离段内。不论前置还是后置,y5 截面上气流参数比在 y1 截面上更均匀;

(3) 在 y5 面上,不论前置还是后置,出口大部分气流 Ma 小于 1,表明在侧壁附近气流处于亚声速区,文献[16]的研究结果表明:超燃发动机的燃烧室往往是通过高超声速进气道的低速亚声区而使进气道熄火的。因此在设计进气道时要特别注意,以防燃烧室通过这块亚声速区使发动机熄火。

2.3 z3 面上的流动情况

以 z3 面上压力的等值线图(图 5)为例:后掠

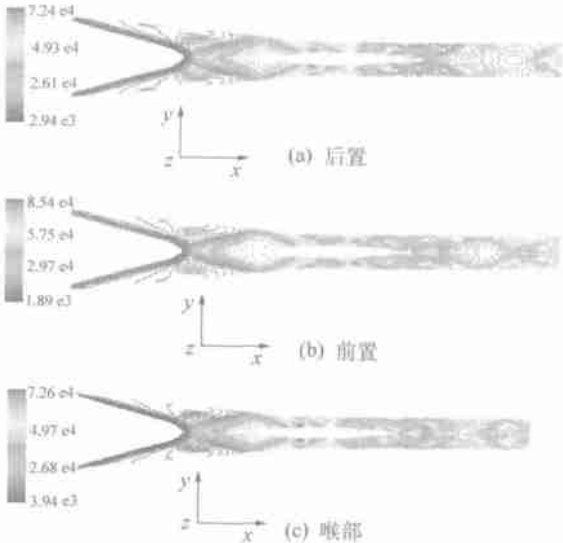


图 5 M 6 下 z3 面上压力等值线图

Fig 5 The pressure contour on the z3 plane

侧壁面前缘所产生的斜激波、顶板斜激波、后掠支板前缘产生的斜激波、侧板拐角产生的膨胀波、支板后肩点产生的膨胀波以及支板尾缘产生的膨胀波都很清晰。

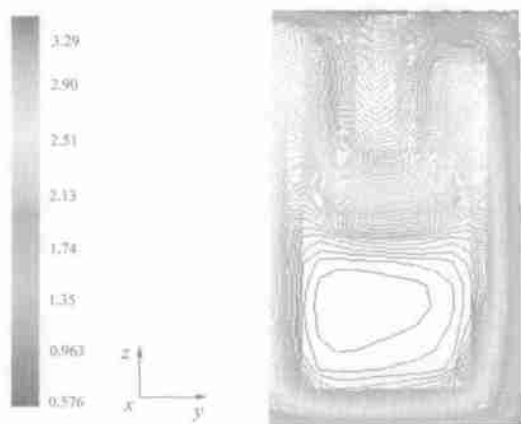


图 6 出口截面上马赫数等值线图

Fig 6 The mach number contour on the outlet

定义进气道捕获流量系数为出口质量流量比上进口的质量流量, 则:

在前置时的进气道捕获流量系数为 54.2%, 后置时的为 36.1%, 喉部时的为 42%。

进气道出口截面总压恢复系数在前置时的为 0.306, 后置时的为 0.282, 喉部时的为 0.297。

3 结 论

通过前面的分析可以得出以下结论:

(1) 从出口截面上气流的均匀程度来看, 前置时最均匀, 喉部时次之, 后置时最差。

(2) 从对气流的压缩程度来看, 前置时最强, 喉部时次之, 后置时最弱, 因为: 后置时主要在喉部之前完成气流压缩, 而前置时, 气流的压缩主要集中在喉部区。

(3) 从唇口激波的强度来看, 前置时最强, 喉部时次之, 后置时最弱。

(4) 从唇口波与底面之间的夹角和影响范围来看, 前置时最大, 喉部时次之, 后置时最小。

(5) 从进气道的流量捕获率来看, 前置时最高, 喉部时次之, 后置时最低。

(6) 高超声速进气道内靠近侧壁以及侧壁和顶板的角区附近是最有可能出现亚声速的区域。

参考文献

- [1] Trexler C A. Inlet Performance of the Integrated Langley Scram jet Module[R]. A IAA 75- 1212
- [2] Trexler C A. Inlet Starting Predictions for Sidewall Compression Scram jet Inlets[R]. A IAA 88- 3257.
- [3] Holland S. Internal Shock Interaction in Propulsion/Airframe Integrated Three-Dimensional Sidewall Compression Scram-jet Inlets[R]. A IAA 92- 3099
- [4] Holland S. An Experimental Parametric Study of Geometric, Reynolds Number, and Ratio of Specific Heats Effects in 3-D Sidewall Compression Scram jet Inlets at Mach 6[R]. A IAA 93- 740
- [5] Hudgens J A. Operating Characteristics at Mach 4 of an Inlet Having Forward-Swept, Sidewall-Compression Surface[R]. A IAA 92- 3101
- [6] Rodi P E, Trexler C A. The Effects of Bodyside Compression on Forward and Aft Swept Sidewall Compression Inlets at Mach 4[R]. A IAA 94- 2708
- [7] Vinogradov & Stepanov. Numerical and Experimental Investigation of Airframe Integrated Inlet for High Velocities[R]. A IAA 89- 2679
- [8] Vinogradov V, et al. Experimental and Numerical Investigation of Two Concepts of the Hypersonic Inlet[R]. A IAA 95 - 2721
- [9] Korte J J. Numerical Study of the Performance of Swept, Curved Compression Surface Scram jet Inlet[R]. A IAA 93- 1837.
- [10] Yungster J J. Computational Analysis of Hypersonic Inlet Flow in a RBCC Engine[R]. A IAA 97- 0028
- [11] Kumar A. 3-D Inviscid Analysis of the Scram jet Inlet Flow Field[R]. A IAA 82- 0060
- [12] Kumar A. A Numerical Study of the Effects of Reverse Sweep on a Scram jet Inlet Performance[R]. A IAA 90- 2218
- [13] FLUENT 5 User's Guide[Z]. 1998, 2:
- [14] Singh D J, Trexler C. Three-Dimensional Simulation of a Translating Strut Inlet[R]. A IAA 92- 0270
- [15] Duman E F, Sekar B, Wolff J M. Two and Three-Dimensional Viscous Analyses of High Speed Inlets and Comparison with Experimental Data[R]. A IAA 97- 3273
- [16] Kodera, Masatoshi, Nakahashi, et al. Scram jet Inlet Flow Computations by Hybrid Grid Method[R]. A IAA 98- 0962
- [17] Scott D Holland, Kelly J Murphy. An Experimental Parametric Study of Geometric, Reynolds Number, and Ratio of Specific Heats Effects in Three-Dimensional Sidewall Compression Scram jet Inlets at Mach 6[R]. A IAA 93- 0740