

# 混压式进气道与弹体一体化流场数值模拟\*

李 博, 梁德旺

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

**摘 要:** 基于 Favre 平均的 N-S 方程和 B/L 代数湍流模型, 采用 Jameson 格式和矩阵人工粘性, 对“X”布局的混压式超声速进气道与弹体的一体化流场进行了数值模拟。研究解决了数值计算中的附面层抽吸及混压式进气道的启动问题; 得出了进气道内外流场的马赫数分布和速度分布; 讨论了绕弹体非均匀来流条件下, 进气道的位置、附面层抽吸及攻角对进气道性能的影响和进气道外型形状对弹体气动力的影响。结果表明, 对混压式进气道必须进行附面层抽吸, 进气道的位置对进气道的性能有很大的影响, 进气道的外型型面对弹体的气动性能有一定的影响。

**关键词:** 混合压缩式进气道; 一体化设计; 计算流体动力学; 附面层抽吸; 数值仿真

**中图分类号:** V411.4; V211.48      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-4055 (2002) 04-0307-04

## Computation of the integrated flow field around missile and mixed compression intake

LI Bo, LIANG De-wang

(Coll of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Based on the Favre averaged three dimensional compressible Navier-Stokes equations and Baldwin-Lomax algebraic turbulence model, the Jameson scheme and matrix artificial dissipation was used for simulation of the integrated flow field around a missile and mixed compression intakes in “X” array. Boundary layer suction and starting of mixed compression intake were first proposed in numerical simulation and the impact of boundary layer suction on the flow field was investigated. The characteristics of the integrated flow field were discussed and the contour maps of Mach number and the velocity distribution were described. The impact of the location of intakes, boundary layer suction and attack angle on the performance of intakes and the impact of the outer shape of intakes on the lift of the missile were also discussed. The numerical results show that boundary layer suction is necessary to mixed compression intake. It also shows the influence of the location and the outer shape of intakes. The result can be referenced in the design of missile and intakes.

**Key words:** Mixed compression intake; Integrated design; Computational fluid dynamics; Boundary layer suction; Numerical simulation

## 1 引 言

导弹与动力装置的整体化布局, 要求进气道设计时应综合考虑导弹总体对进气道的气动影响。采用一体化流场数值模拟可较为准确地模拟在绕弹体非均匀来流条件下, 超声速进气道系统的激波/附面层相互作用现象。混压式超声速进气道与弹体一体化流场数值模拟具有很多独特的特点和复杂性, 需同时计算不同工况下的内外流场, 计算域拓扑结构复杂,

目前还未见国内有相关报道。本文采用 NAPA 软件对“X”布局的混压式进气道与弹体的一体化流场进行了数值模拟。

## 2 数值方法

计算中采用了 Favre 平均的三维 N-S 方程组和 Boussinesq 粘性模型, 选用了文献[1]给出的具有压力梯度修正的 B/L 代数湍流模型。NAPA 软件是一个流场计算的通用软件, 采用多块网格结构, 可用来

\* 收稿日期: 2001-10-08; 修订日期: 2002-01-04。

作者简介: 李 博 (1974—), 男, 助教, 研究领域为航空发动机及计算流体力学。

计算内外复合、具有亚、跨、超声和激波/附面层干扰等复杂流动,可计算具有附面层抽吸等特殊边界条件的流动,该软件已经过大量的验证计算<sup>[1-5]</sup>,具有相当的精度和一定的计算能力。

由于弹体/进气道一体化流场十分复杂,尽管计算中总的网格点数很多,但还是因为计算机内存容量的制约,网格很稀疏。研究发现,人工粘性因其在各方向的尺度因子是一个平均标量值,在粘性流场,特别是计算壁面附近的附面层时会带来较大的误差,这种不准确在网格不太精细时尤为突出,因此计算中出现了弹体附面层过厚(淹没了大半个进气道)的现象。MUSCL格式精度较高,能准确地捕获激波和间断面,因而网格较稀时,壁面附面层“过薄”。因此本文的计算选用了Jameson格式+矩阵人工粘性<sup>[4]</sup>,所得弹体附面层厚度与根据经验估算的厚度基本相同。

计算中根据流动特征,采用Jameson格式进行空间有限体积积分,然后用五步龙格-库塔显式格式进行时间积分。为了加速收敛,还分别采用了当地时间步长、网格加密和残值光顺等技术。

### 3 几何形状及计算网格

导弹模型包括弹体和4个成“X”形分布的进气道及附面层隔道(不包括弹翼),计算模型根据对称性选取一半,包括2个完整的进气道(位于上侧的进气道I与位于下侧的进气道II),2个进气道出口相互独立,不包括进气道出口后的气流混合室。导弹全长7.0 m,头部段长1.7 m,弹身为圆柱段,直径0.48 m,进气道进口距导弹弹头3.5 m。进气道进口截面为矩形,宽度为0.16 m,进口截面积为0.015 856 m<sup>2</sup>。外压缩部分采用两级楔板压缩,压缩角分别为 $\delta_1 = 5.96^\circ$ ,  $\delta_2 = 12.32^\circ$ 。尖劈式附面层隔道高0.035 m,尖劈夹角为 $16^\circ$ ,尖劈顶点距第一级压缩楔板前端0.1 m。

考虑到进气道的内型面是由进口的矩形截面逐渐过渡到出口带有圆角的矩形截面的,附面层隔道及进气道进口附近空间形状不规则,包括弹身与进气道在内的空间网格的区域划分以及与进气道内网格的衔接问题比较复杂,将空间计算区域划分为多个分区,分别采用代数法或代数法和椭圆方程法相结合的方法生成结构化网格,在部分网格块的网格面之间(非对接网格面)通过插值传递流场参数<sup>[4]</sup>。增加了NAPA软件的网格块数据通过插值传递的功能。

导弹模型的计算网格有118块,970590个网格点。在网格生成过程中,还采用了一块网格与两块网

格对接的技术,通过网格数目的渐次递减,大大减少了网格块的数目。

## 4 计算结果分析

### 4.1 混压式进气道流场计算的启动问题

混压式进气道由于存在内压缩,工程中存在启动问题。数值计算中也存在启动问题,如图1所示,进气道处于未启动状态,由于流通能力的限制,激波位于唇口之外,波后为亚声速气流。工程应用中一般采用变几何的进气道调节措施,通过放大喉道使进气道启动。而在CFD计算中,不便于在计算过程中自动调整喉道尺寸和计算网格,可采用提高来流马赫数 $Ma_\infty$ 来进行超速启动。按理论计算确定出的启动马赫数( $Ma_\infty \approx 2.3$ )为给定来流马赫数进行数值计算;待波系建立以后,把来流马赫数改为2.0,以启动后的流场为初场进行续计算,直至收敛。

### 4.2 附面层抽吸问题

图2为 $Ma_\infty = 2.3$ 时无抽吸条件下进气道进口流场马赫数分布图,可以看出,由于激波与下壁面附面层的相互干扰,附面层迅速增厚,造成了一气动压缩角,并在第二道压缩波后形成了一道压缩波,气流在进气道下壁面发生了很大的分离,并形成了一个分离包,整个进气道波系混乱,无法形成正常的波系。与此同时,由于分离存在,导致计算发散,使计算无法正常进行。因此必须采取一定的附面层抽吸措施。

采用文献[5]给出的附面层抽吸数值边界模拟抽吸流量和速度,发现最有效的抽吸位置在进气道结尾激波与附面层相互干扰区(图3位置2),以及进气道的压缩楔面上(图3位置1)。在抽吸位置一定时,附面层抽吸板的开孔率 $\varepsilon$ 决定了抽吸量的大小<sup>[5]</sup>,研究中参考了工程中已有型号的开孔率,探讨了不同开孔率对进气道流场的影响,最终确定开孔率 $\varepsilon_1 = 0.043 6$ ,  $\varepsilon_2 = 0.098 2$ ,抽吸反压为当地大气压力。

### 4.3 进气道的轴向位置

图4给出了来流攻角 $\alpha = 0^\circ$ 时,弹体流场纵向截面的等马赫数图。由图可知,在导弹的头部有一道锥形压缩波,随后气流加速,且出现马赫数大于来流马赫数,而后又减速达到来流马赫数的现象。为尽可能获得高的总压恢复和低流场畸变,进气道在导弹弹体上的布局应避免使其处于高速区,在轴向位置上应位于弹头和弹体连接面下游一定距离处,但是若进气道越靠下游,弹体的附面层越厚,相应的附面层隔道的高度越要增加,使导弹迎风面积加大,阻力增加。因

此进气道位于导弹弹头与弹体连接面之后 2~ 3 倍弹体直径处为宜, 这与文献[6]的结果是一致的。

#### 4.4 进气道的布局形式

图 5 给出了  $Ma_{\infty} = 2.0$ ,  $\alpha = 7^\circ$ ,  $X/D = 7.0$  时导弹横截面上的二次矢量图( $X$  为距导弹弹头的轴向距

离,  $D$  为导弹弹体直径), 由图可见, 有攻角时在导弹的背部形成了一个低压涡区。显然进气道不宜位于该区, 这也是将 4 个进气道布置为“X”分布而不是“+”分布的原因。

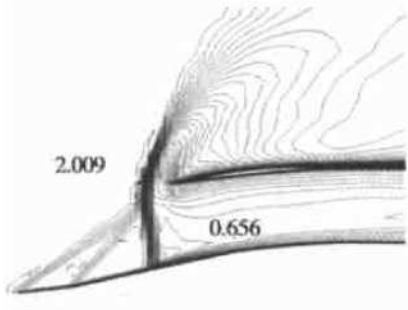


Fig. 1 Mach number contours at un start state

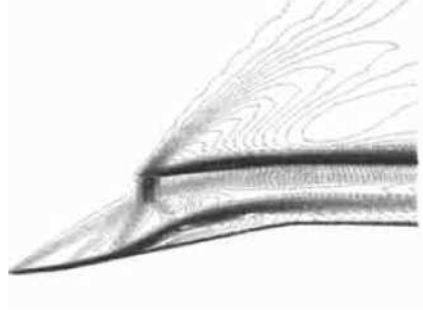


Fig. 2 Mach number contours at separate state

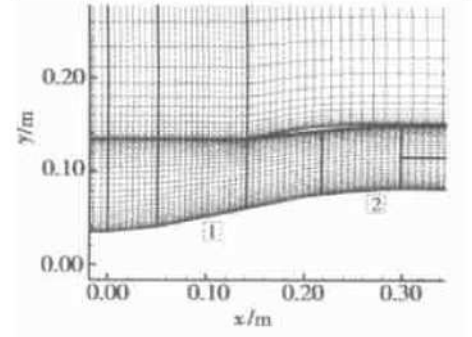


Fig. 3 Positions of boundary layer suction

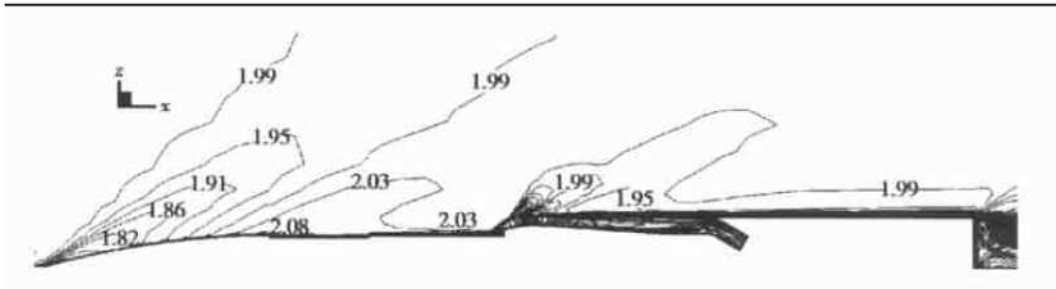


Fig. 4 Mach number contours of missile( $Ma_{\infty} = 2.0$ ,  $\alpha = 0^\circ$ )

#### 4.5 来流攻角对进气道性能的影响

图 6 给出了来流攻角  $\alpha = 0^\circ$  时, 进气道 I 的等马赫数图。由图可以看出, 由于两级压缩面的作用, 超声速气流在进气道进口外产生另外两道斜激波, 均交于进气道唇口上壁面, 反射形成一道斜激波, 与进气道下壁面相交, 由于已采取了附面层抽吸措施, 激波与附面层干扰区未产生分离。在喉道附近有一道结尾正激波, 气流经此结尾波降为亚声速, 在扩张段减速增压。进气道出口截面的平均总压恢复系数为 0.791, 流量系数为 0.88, 出口平均马赫数为 0.41。

图 7, 图 8 分别给出了来流攻角  $\alpha = 7^\circ$  时, 导弹流场进气道进口附近的等马赫数图。由图 7 看出, 由于攻角较大, 导弹背风面附面层增厚, 位于上半侧背风面的进气道 I 受到增厚的弹体表面附面层的影响, 进气道内下壁面附面层很厚, 激波与附面层干扰使气流发生分离, 形成了一个分离包。而进气道 II 位于迎风面, 来流附面层减薄, 进气道性能较好, 总压恢复系数比进气道 I 高 0.024, 流量约大 12%。可见在有攻角时, 不同位置上的进气道其流动特征并不一样。

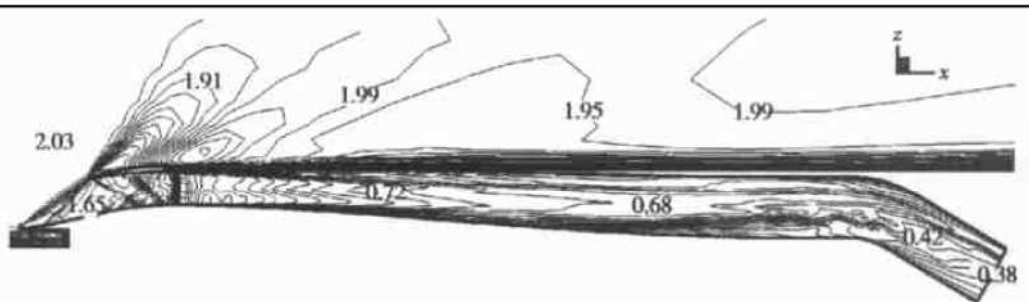


Fig. 6 Mach number contours of intake( $Ma_{\infty} = 2.0$ ,  $\alpha = 0^\circ$ )

#### 4.6 进气道外型对导弹气动力的影响

图9给出了来流攻角  $\alpha=7^\circ$  时, 导弹流场横向截面( $X/D=11.0$ )的速度矢量图。可以看出, 由于进气道矩形外型的影响, 气流在进气道 I 的固壁上方和进气道 II 上方(背风面)拐角处产生了涡, 有涡的区域压力较低, 马赫数也较低, 因而能够产生较大的升力

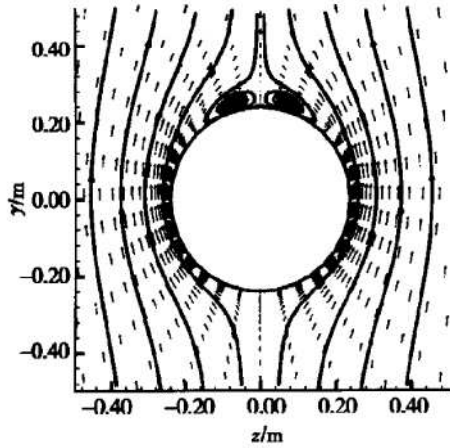


Fig. 5 Vectors and streamtraces  
( $Ma_\infty=2.0$ ,  $\alpha=7^\circ$ ,  $X/D=7.0$ )

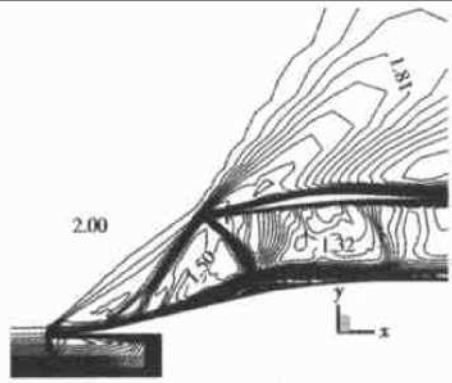


Fig. 7 Mach number contours of intake I

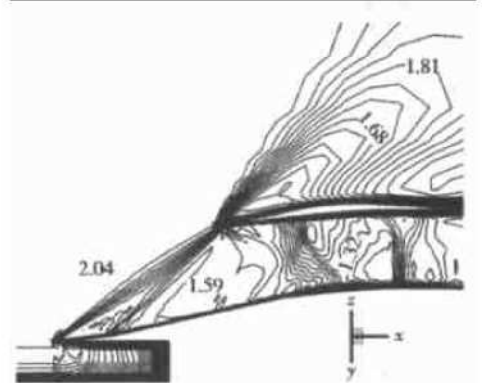


Fig. 8 Mach number contours of intake II

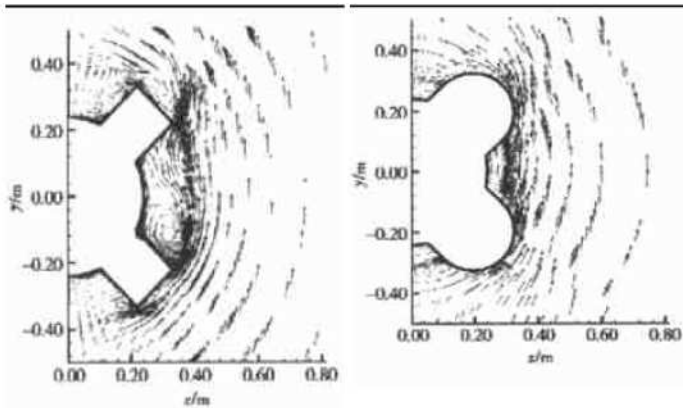


Fig. 9 Vectors at  $x/D=11.0$  plane (case 1)

Fig. 10 Vectors at  $x/D=11.0$  plane (case 2)

## 5 结论

- (1) 对混压式进气道必须进行附面层抽吸;
- (2) 在数值计算中采用增大和变换马赫数  $Ma_\infty$  可以解决混压式进气道的启动问题;
- (3) 进气道在导弹上应采用周向“X”布局;
- (4) 轴向上进气道位于导弹弹头与弹体连接面之

(升力系数  $C_L=1.330$ )。而对于另外一种半圆形外型的设计方案(见图10), 气流能较为顺畅地绕过进气道外罩, 产生的涡较小, 在相同状态下的升力系数  $C_L$  仅为 0.947。可见, 尽管进气道内形状一样, 其外型不同时, 导弹的升力特性差异很大。

后 2~3 倍弹体直径处为宜;

(5) 进气道的外型形状对弹体的气动性能有一定的影响。

### 参考文献:

- [1] 梁德旺, 黄国平, 赵海峰. B/L 湍流模型在强压力梯度流场中的应用[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(1).
- [2] 梁德旺, 包宁. 管内正激波/湍流附面层干扰的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 1998, 16(2).
- [3] 黄国平, 梁德旺. 块结构的 MUSCL 算法求解三维进气道流场[J]. 空气动力学学报, 2000, 18(2).
- [4] 李博. 混压式超音速进气道与弹体一体化流场数值计算[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2001.
- [5] 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(2).
- [6] Goldsmith E L, Seddon J. Practical intake aerodynamic design [M]. Cambridge: Blackwell Scientific Publications, 1993.

(编辑: 盛汉泉)