

文章编号: 1000-8055(2006)06-1064-05

S 形进气道流场数值模拟

刘振侠¹, 郭东明¹, 张丽芬¹, 吴丁毅¹, 王小峰², 黄陈生²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072; 2. 中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘 要: 考虑了外流场对进气道内部气流流动状况的影响, 将 S 形进气道的内外流场进行综合求解。采用有限容积法, 求解全三维 N-S 方程。将数值计算结果与实验数据进行了对比, 分析了机头/前机身对进气道入口气流的影响, 同时也分析了进气道入口激波分布和进气道内部气流流动情况, 以及出口流场的气流品质。从计算结果看该进气道损失比较大, 出口截面最高的总压恢复系数为 0.96; 二三级调解板可以有效地引导气流, 避免第一转弯处的大面积回流。

关 键 词: 航空、航天推进系统; S 形进气道; 内外流场; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical simulation of flow field for supersonic S-shaped inlet

LIU Zhen-xia¹, GUO Dong-ming¹, CHANG Li-fen¹, WU Ding-yi¹,
WANG Xiao-feng², HUANG Chen-sheng²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Flight Test Research Institute of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: Outer flow of the inlet was computed in consideration of inner flow. Three-dimensional Navier-Stokes equations were solved by finite volume method. The predictions were compared with experimental data. Also the influence of airframe/head on entrance of inlet flow fields, the distribution of shock-wave and the behavior of the inner flow were analyzed. The results showed that air can be effectively introduced into inlet by the second and third control plans, avoiding large area reverse flow at first bent, but the loss of the inlet was large, the highest of the total pressure recovery coefficient was 0.96.

Key words: aerospace propulsion system; S-shaped inlet; inner and outer flow; numerical simulation

早在 70 年代, S 形超音速进气道就在“第三代”军用飞机上得到了应用^[1], 而对于 S 形扩压管道的研究更是由来已久, 但是很多学者的研究都是关注于管道内部的气流流动状况, 而对管道内外混合流场的研究则较少^[2]。外流场对于管道内的气流流动特性会产生重要影响, 因此对于外流场的存在也是不可忽视的。进气道内气流不仅受

进气道几何形状的影响, 而且与前机身和进气道布局有关^{[3][4]}, 因此对于三维 S 形进气道的内外混合流场进行综合分析是十分必要的。

本文通过对某一 S 形进气道内外流场的综合求解, 分析了机头/前机身对进气道的影响, 进气道内部的流动状况以及进气道出口流场品质。并

收稿日期: 2005-10-29 修订日期: 2006-6-17

作者简介: 刘振侠(1963-), 男, 西安市人, 西北工业大学动力与能源学院教授, 主要从事飞机发动机流场及换热计算研究。

将数值计算结果与实验值进行对比,得出了有意义的结论。

1 计算模型

本文模拟的 S 形进气道考虑了机头和前机身对进气道的影响。进气道为腹部进气,上唇口和机身之间有附面层隔道。进气口为一个倒挂的铲斗形状,从入口到出口截面是从圆角矩形过渡到圆形。进气道有三道调节板,采用二级调节板调节入口气流。在二、三级调节板上镗出几百个小孔,以便于抽吸低能附面层。如图 1 所示。

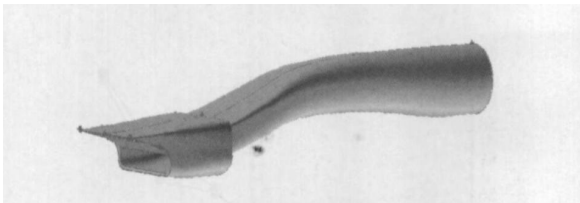


图 1 进气道简图
Fig. 1 Sketch of S-shaped inlet

2 计算域和边界条件

对于高速飞行器的数值模拟,通常采用压力远场边界条件。为了满足压力远场的边界条件,本文的计算域为一个长 60 m、宽 40 m、高 40 m 的长方体,其中外流体域的出口即长方体右侧的面取为压力出口,长方体的其余五个面为压力远场边界条件,进气道的出口也设置为压力出口。如图 2 所示。

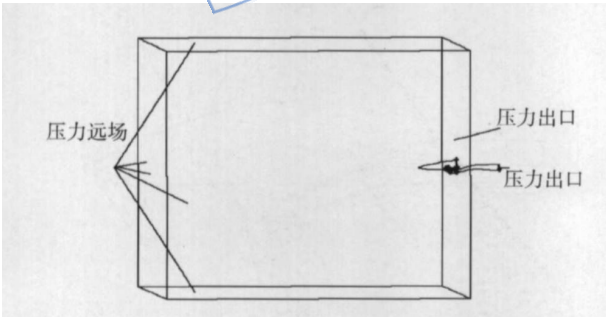


图 2 计算域和边界条件
Fig. 2 Computational region and boundary condition

3 计算网格生成

由于模型结构比较复杂,采用分区域网格划分。从机头/前机身直至进气道部分分为三块进行网格划分,外流体域分为 6 块,如图 3 至图 6。在进气道的入口处有三级调解板,第二、三级调解板上

有几百个小孔,为了能够清晰的描述这些小孔,在图 5 所示部分进行局部网格加密,每个小孔的周向布置 6 个网格点。进气道内部流体的网格划分采用 cooper 的方法,近壁边界层网格第一层厚度 1 mm,共六层,增长比例为 1.2,如图 6。外流域网格由密到疏,越远离机头网格越稀疏,以减小整个计算域的网格数量,总的网格数为 98 万。

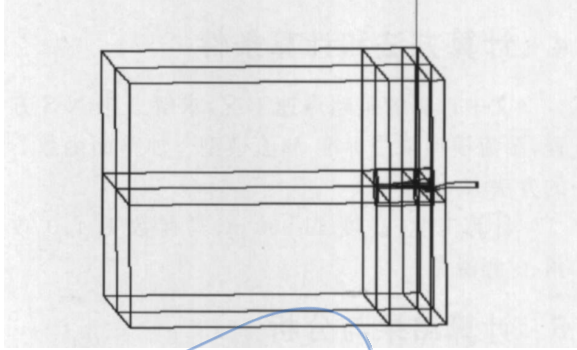


图 3 外流域网格分区图
Fig. 3 Division of outer flow

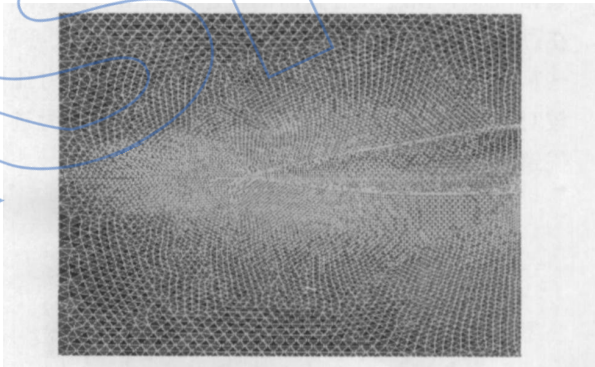


图 4 第一部分网格
Fig. 4 First section computational grid

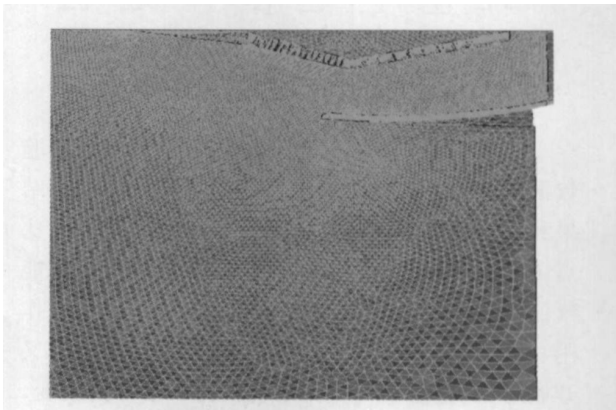


图 5 第二部分网格
Fig. 5 Second section computational grid

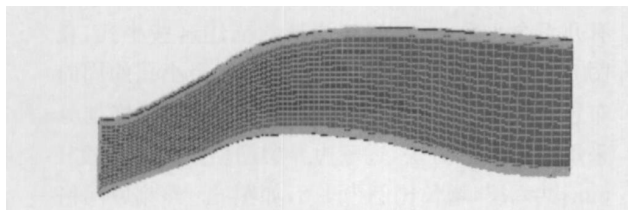


图 6 第三部分网格

Fig. 6 The third section computational grid

4 计算方法和计算条件

文中计算的是超声速工况,求解三维 N-S 方程,湍流模型采用标准湍流模型^[5]加壁面函数^[6]的方法。

计算工况:高度 11 000 m、马赫数 1.4、0°攻角、0°侧滑角。

5 计算结果与分析

首先将数值计算结果与实验数据进行对比,对比的实验数据是进气道壁面上的静压值,实验数据由安装在进气道壁面的传感器测出。测量点在进气道截面壁面的分布位置如图 7 所示,点 1~7 为进气道侧壁测量点,因为左右侧壁压力比较对称,因此只对比其中一侧的压力,8~15 为进气道底壁测量点。

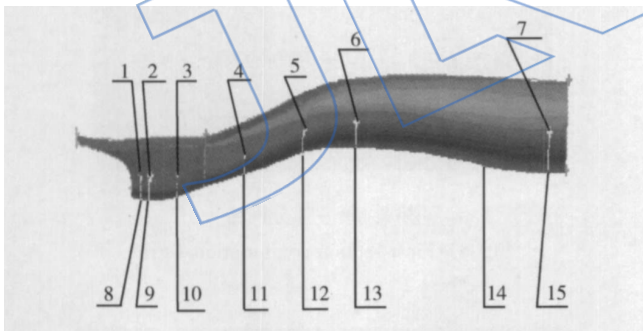


图 7 测量点分布图

Fig. 7 Location of measurement points

图 8 和图 9 分别是侧壁和底壁上测量点实验数据和数值计算结果对比图。从图上看计算结果和实验值整体趋势是一致的。图 8 中点 11 比点 10 压力低,是由于气流经过第一转弯后,高能气流主要集中在管道的下部,点 11 受气流挤压作用力要比点 10 小;处于第二转弯的点 12 压力又开始增大,是由于气流流动将要向水平方向改变,挤压进气道下壁所致,而点 13 压力比点 12 稍小,此时,进气道下壁面略向下倾斜,高能气流向中心发展的原因。图 9 中侧壁压力沿出口方向逐渐增大,这是因为进气道是一扩压装置的缘故。

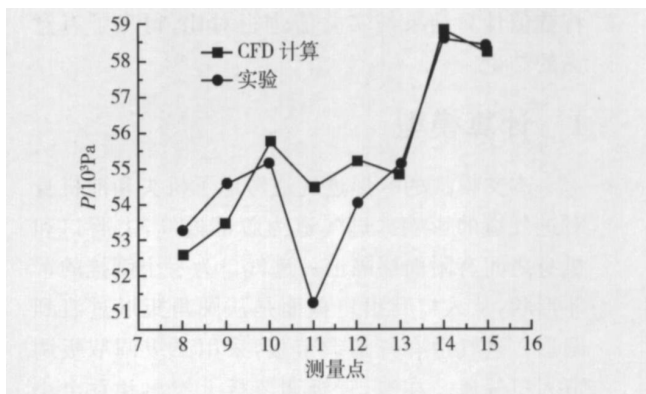


图 8 数值计算底壁压力和实验数据对比图

Fig. 8 CFD/ Experiment underside pressure comparisons

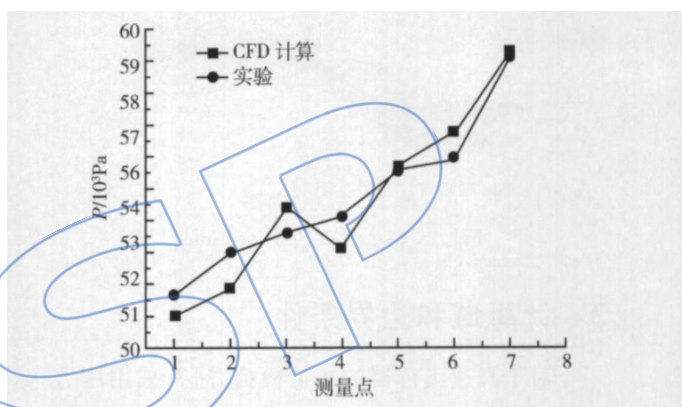


图 9 数值计算侧壁压力和实验数据对比图

Fig. 9 CFD/ Experiment side face pressure comparisons

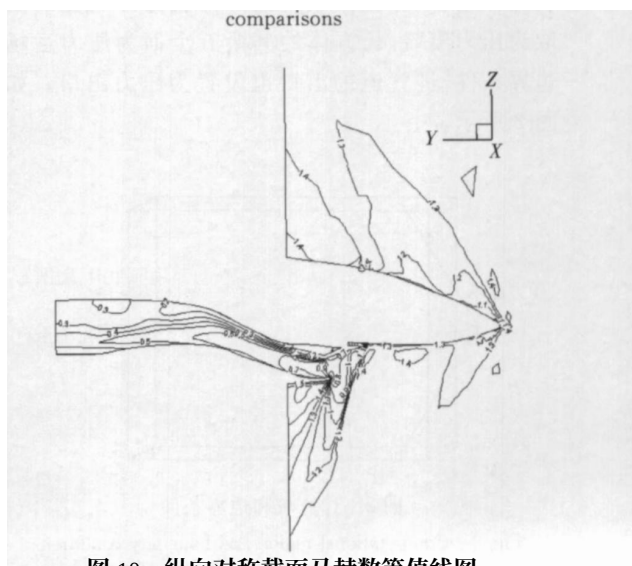


图 10 纵向对称截面马赫数等值线图

Fig. 10 Mach number contour on symmetry plane

图 10 为对称截面的马赫数等值线图,从图上看首先在飞机的头部产生了一道压缩波,对气流有一个轻微的压缩,之后又产生了一道膨胀波,气流的马赫数又恢复至 1.4。这是因为机头前部

类似于锥体,超音速气流遇到锥尖,产生一道压缩波,而机头中部偏后锥角变小,因此在折转的地方又产生了一道膨胀波。由于机头的这种形状使得来流的马赫数没有降低。在进气道的入口处,当气流遇到上唇口时,产生了一道斜激波,气流经过这道激波,由马赫数 1.4 变为 0.8,之后进入进气道,这道激波的存在对气流起到了减速增压的作用。

在进气道内部,二、三级调解板的交接处是喉道位置,经过喉道以后马赫数有所降低,从图上可以看出由于第二级调解板的压缩作用和第三级调解板的引导作用,在第一个转弯处,气流没有直接冲撞进气道下壁面,避免了形成大面积的回流区。在三级调解板之后高速气流主要集中在了管道的下部。这可以从图 12 看出。

图 11 和图 12 是进气道 6 个不同截面的马赫数等值线和总压恢复等值线图。图中截面 6 是进气道的出口,可以看出马赫数和总压恢复的等值线图是很相似的,1 截面位于三级调解板之后的管道上升部分。在这个位置低速气流集中在管道的上部,随着流动的发展,低速气流不断与高速气流进行掺混,使得高速气流的面积变小。截面 3 位于第二个转弯处,经过截面 3 管道变为水平,且下壁略向下倾斜,这种结构类似于突扩的管道,贴近下壁面出现了一定范围的低速区,并且随着流动的发展,靠近下壁面的低速区越来越向管道中心发展。上壁面的低速区在经过第二个转弯后也逐渐向管道中心发展,随着与低速气流的掺混,高速气流的速度有所降低,在气流出口处最高的马赫数为 0.45,最高的总压恢复为 0.96,可见气流的损失还是很大的。

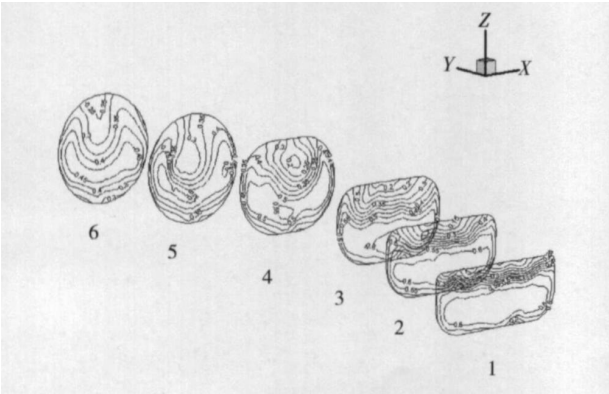


图 11 截面马赫数

Fig. 11 Mach number of cross-stream plane

图 13 是出口截面的二次流流谱,可以清晰地看到对涡。截面上方出现的是大对涡,而截面下方

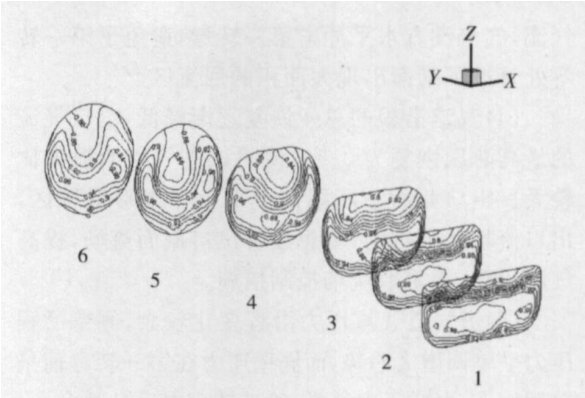


图 12 截面总压恢复系数

Fig. 12 Total pressure recovery of cross-stream plane

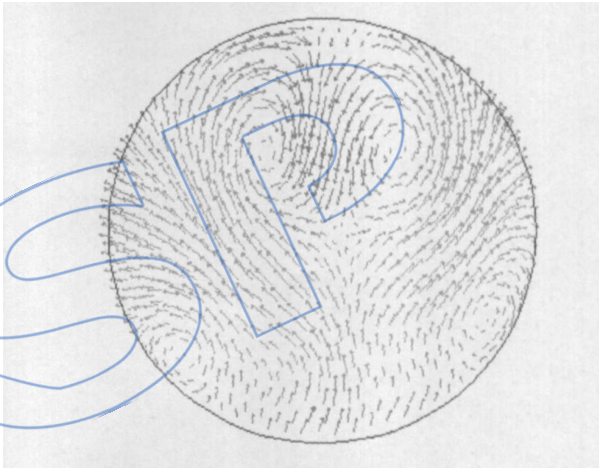


图 13 出口截面二次流流谱

Fig. 13 Computed secondary flow in outlet cross section

左、右下角出现的是小对涡,旋转方向相反,涡分离点刚好处于截面对称线的位置上。这主要是流体在弯管内流动时,在曲壁形成的横向压力梯度作用下产生了内旋运动,因此形成二次流。截面下方的高能气流沿管壁发生螺旋上移,达到出口上部区域。二次流的产生造成了进气道内流场发生畸变,出口处总压恢复系数降低及旋流系数增大的现象,这些对于发动机的正常工作都是不利的。

6 结 论

- (1) 从所计算的工况看,由于机头的形状,在机头先产生了一道压缩波之后产生了一道膨胀波,使得来流马赫数没有减小。
- (2) 上唇口产生的激波对气流起到了减速增压的作用,但是激波没有搭在进气道的下唇口,因此会有部分的溢流。
- (3) 第二、三级调节板的倾斜结构有效地引导

气流,气流没有水平冲击第一转弯,避免了第一转弯处管道下壁面出现大面积的回流区。

(4) 气流沿程的总压恢复逐渐降低,出口气流的最高总压恢复为 0.96,说明该进气道的损失比较大。出口截面总压图谱上部存在扇形低压区,出口流场并不均匀,要想改善出口截面流场,提高气流质量,需采取流场控制措施。

(5) 进气道气流压力沿程变化较大,侧壁沿程压力呈单调增大趋势,而底壁压力在第一转弯前呈单调增大,之后压力稍降,第二转弯之后又增大。

参考文献:

[1] 杨国才. S 弯进气道旋流研究[J]. 航空与航天,2001,1:1-

6.

- [2] 赵平,翁培奋,谭发生. 弯曲管道内气流流动研究概况[J]. 科技进展,1999,21(5):269-272.
- [3] Shen H, Luo S. Calculation of external and internal transonic flow field of a three-dimensional S-Shaped inlet [R]. ASME Paper 85-IGT-90,1985.
- [4] Murmann S M, Rizk Y M. Couple numerical simulation of the external and engine inlet flows for the F-18 at large incidence [R]. AIAA92-2621,1992.
- [5] Jones W P, Launder B E. The prediction of laminarization with a two equation model of turbulence [J]. Int. J. Heat Mass Transfer. 1972,15:301-314.
- [6] Launder B E, Spalding D B. The numerical computation of turbulent flows [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering,1974,3:269-289.