

超燃冲压发动机隔离段内 附面层 / 激波串相互干扰研究

冯锦虎¹, 高峰², 何至林²

(1 93605 部队; 2 空军工程大学导弹学院, 陕西 三原 713800)

摘 要: 隔离段内激波串的产生和发展以及激波/附面层相互干扰现象是极为复杂的, 有效地进行激波串的组织是研究隔离段的关键所在, 而其性能的好坏直接影响着超燃冲压发动机的性能。采用数值模拟的方法对不同来流附面层厚度工况的二维轴对称隔离段内流场流动特性进行了数值计算, 分析了附面层/激波相互作用机理和附面层对隔离段激波串及隔离段性能的影响。结构表明: 压缩-膨胀-再压缩-再膨胀……的气流流动挤压过程导致激波串的形成, 逆压梯度的存在构成了附面层分离; 附面层厚度的增加影响着激波串起始位置和结构; 随着附面层厚度的增加, 出口总压恢复系数和质量平均马赫数降低, 且随着反压增大, 变化趋势趋于明显。

关键词: 超燃冲压发动机; 隔离段; 激波串; 附面层; 流场; 数值模拟

中图分类号: V235

文献标识码: A

文章编号: (2010) 02-0005-05

Investigation of boundary layer/shock wave train interference in a scramjet isolator

Feng Jinhu¹, Gao Feng², He Zhilin²

(1. Army 93605; 2. The Missile Institute of Air Force Engineering University, Shaanxi 713800, China)

Abstract: The occurrence and the development of the isolator shock wave train and the interference phenomenon of shock wave/boundary layer are very complicated. The numerical method was used to simulate the characteristics of the two-dimensional-axis-symmetry isolator internal flow fields under different incoming airflow boundary layer thickness, the interference mechanism of shock wave/boundary layer and the influence of the boundary layer on the isolator shock wave train

收稿日期: 2009-09-01; 修回日期: 2010-03-10。基金项目: 空军工程大学导弹学院“研究生学位论文创新基金”(DY09204)。

作者简介: 冯锦虎 (1984—), 男, 硕士, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

and the performance of the isolator. The computational results show that the periodical expansion and the compression results in the formation of the shock wave train and the existence of the negative pressure gradients have influence upon the boundary layer separation. The location and the structure of the shock wave train are effected by the incoming airflow boundary layer thickness. With the increase of the boundary layer thickness, the total pressure recovery coefficient and average Mach number at outlet decrease. This variation is more significant with the backpressure increasing.

Key words: scramjet; isolator; shock train; boundary layer; flow field; numerical simulation

0 引言

隔离段是超燃冲压发动机的重要组成部分,是进气道与燃烧室之间的气动热力缓冲段,对超音速飞行器实现安全稳定飞行有着极其重要的作用。激波与附面层相互干扰现象会在很多流场中出现,它们主要分为两类:一种是所谓的“外流”,如机翼、飞机机体和弹体等;另一种是“内流”,如超燃冲压发动机的隔离段、超音速风洞扩压器、激波管、超音速尾喷管等。“外流”的激波与附面层相互干扰主要会受到波前参数和几何体构型的影响;而“内流”的激波与附面层相互干扰不仅会受到激波前参数和几何体构型的影响,还会受到流场中其他参数的影响,如隔离段出口反压、壁面温度及其传热等。最早观察到“内流”激波与附面层相互干扰现象的是 Neumann 和 Lustwerk^[1,2],1949年他们在自己设计的超音速风洞扩压器中观测到了这种物理现象。1953年 Lukasiewicz^[3]也在超音速风洞扩压器中观测到了激波与附面层相互干扰现象,并把这种现象的流场形容成“几道弯曲的激波”。Shapiro^[4]在他1953年出版的书中也提到了这种现象,他把流场描述成“一系列的分叉正激波”。Faro^[5]在他1964年编著的超声速空气动力学手册中把这种现象称作为“激波系统”。1973年 Waltrup 和 Billig^[6]在圆形截面等直隔离段实验研究中发现了这种现象,认为这是“一系列激波”的组成。1985年

Om 和 Childs 等人^[7]专门研究了来流马赫数对激波形态的影响,在不同马赫数条件下,观测到了不同激波组成方式,称其为“多重激波”。1988年 Billig^[8]提出了“激波串”这个名称,给出了激波与附面层相互干扰现象比较准确的解释。

隔离段研究的核心内容是激波与附面层的相互干扰问题,即对激波串的研究,需要研究哪些物理参数会对激波串产生影响,找出激波串的产生和发展的机理,以达到控制激波串的目的。隔离段性能直接影响到发动机的工作稳定性和进气道的性能^[9],因此研究其间相互干扰特性有非常重要的意义。

1 数值计算方法

本研究计算区域取整个隔离段内流场 1/2,其长高比为 8:1。计算网格位 293×108,如图 1 所示。隔离段入口设置为压力入口边界条件,隔离段出口设置为压力出口边界条件,隔离段壁面设置为绝热无滑移壁面条件,隔离段中心对称面设置为轴对称条件。假设为理想气体,考虑变比热的影响,层流粘性系数采用 Sutherland 公式。求解器采用二维轴对称隐式耦合求解器,湍流模型采用 S-A 湍流模型,并使得壁面网格 $y^+ > 30$ 或 $y^+ \approx 1$ 。离散格式选择二阶迎风格式,同时设置 CFL 为 1 更好地进行激波串的捕捉,全域初始化流场方式可使计算收敛较好。试验核心域内的来流条件为:核心区入口马赫数为 $Ma=2.0$,总压

$p_0=124100\text{Pa}$, 静压 $p_w=15860\text{Pa}$, 总温 $T_0=300\text{K}$ 。计算收敛判据为: 各项残差值下降到 1×10^{-3} 以下且不再变化, 进出口流量差在 $1\times 10^{-4}\text{kg/s}$ 以下。



图1 隔离段计算区域网格示意图

Fig.1 Schematic of grids for calculation field of the isolator

2 隔离段入口附面层参数的确定

如何模拟隔离段进口处附面层厚度是实现激波串/附面层干扰研究的重点。本文利用了Fluent提供的Profile编写读取隔离段入口核心区域内的来流总压边界条件和温度边界条件, 同时假设隔离段入口附面层内的静压为常数, 且等于核心区内的静压值。下面给出了附面层内速度及温度分布函数:

$$\frac{u}{U_\infty} = f(\gamma\delta) = \left(\frac{\gamma}{\delta}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (1)$$

$$T_s = T_w + (T_\infty - T_w) \frac{u}{U_\infty} - \frac{\gamma-1}{2} r T_\infty M_\infty^2 \left(\frac{u}{U_\infty}\right)^2 \quad (2)$$

再由总压与静压的关系及马赫数的定义式:

$$\frac{p_0}{p_w} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3)$$

$$Ma = \frac{u}{c} = \frac{u}{\sqrt{kRT_s}} \quad (4)$$

式中, u 、 U_∞ 分别为附面层内的速度和核心域内的速度; γ 为距离壁面的法向距离; δ 为附面层厚度; T_w 为壁面处的温度; T_s 为附面层内气流静温; γ 为气体的绝热指数; 圆管半径 $r = (P_n)^{1/2}$ 或 $r = (P_n)^{1/3}$; 壁面恢复温度则定义为 $T_w = T_\infty (1 + (\gamma-1)/2 \gamma M_\infty^2)$; p_0 为总压; p_w 为静压; Ma 为马赫数; M_∞ 为自由流马赫数; c 为声速; k 为比热比; R 为气体常数。

利用上面4个式子求解出隔离段进口附面层

内的总压分布, 并将其写成FLUENT中的轮廓文件, 读入压力入口中, 就可以模拟进口附面层内的速度分布。

3 计算结果与分析

3.1 附面层与激波串相互作用机理

为了较为清晰地研究隔离段附面层与激波串相互作用的机理, 文章给出了反压 $p_b=3.5$ 、附面层相对厚度 $\delta/D=0.25$ 时, 隔离段马赫数等值线图、静压等值线图、流线图以及部分流线区域的放大图, 如图2、图3所示。如图2所示, 在隔离段未受扰动区内, 激波串前面附面层逐渐增厚, 平行壁面气流静压逐渐升高, 而马赫数逐渐降低, 分析其原因为气流受到沿途壁面外摩擦和自身对流内摩擦所致。随着气流进一步向前推进, 反压的扰动也沿附面层向上游传播, 在附面层附近产生压缩波, 从而形成激波, 本文计算中第一道激波波前马赫数为1.87531、压强为17331.9Pa, 波后马赫数为1.25106、压强为66792Pa, 形成了弓形激波, 激波后压力升高很多, 核心区的气流以一定角速度向中心线方向偏转。激波在中心线相交后被相互压缩又产生了两道较低强度激波反射向壁面并和壁面碰撞, 核心区的流动又变为和壁面平行(如图3所示), 壁面处的气流逆压梯度急剧变化, 并使附面层发生分离, 在气流分离区, 形成了高压平台, 通过对隔离段流线图及其部分流线区域的放大图分析发现, 反压的扰动导致了气流的逆压回流, 在分离包线内形成了旋涡流, 而气流的对流内摩擦是隔离段总压损失的重要原因所在, 本文总压恢复系数降低了0.046, 占总压降的23%。在激波撞击壁面之后, 由于气流分离区与核心区压力的差异, 而导致激波在壁面附近发生普朗特-迈耶反射形成稀疏膨胀波(分离包线前后端), 核心区域增大。在这个过程中, 实现了气流的压缩\膨胀过程, 并形成了第二道激波, 本研究膨胀波波前压强为25324.6Pa、径直压强为66792Pa、波后压强为44310.1Pa, 这些膨胀波在中心线相交并反射仍为膨胀波, 核心区的气流就又和中心线平

行。对其后的激波进行对比得出,如果气流分离区的压力低于下游的压力,在附面层又形成一道压缩波,重复压缩-膨胀-再压缩-再膨胀……的流动过程挤压工质,最终形成激波串。

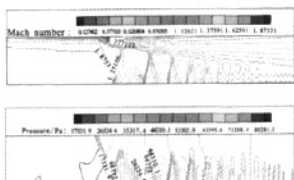


图2 静压和马赫数等值线图

Fig.2 Contours line of the static pressure and Mach number

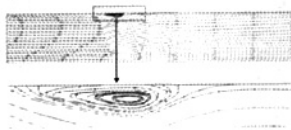


图3 流线及其部分放大图

Fig.3 Streamlines and part magnified streamlines

3.2 附面层厚度对隔离段激波串的影响

图4、图5是进出口压比为3和3.5,单侧附面层厚度与入口等效直径之比为 $\delta/D=0.05$ 、 $\delta/D=0.15$ 和 $\delta/D=0.25$ 三种工况的壁面静压分布图,水平坐标代表隔离段内激波串起始位置与直径的比值,垂直坐标代表隔离段壁面静压与入口静压的比值。从图4、图5中可以看出,随着附面层厚度的增加,附面层在壁面的分离点向上游方向移动,说明隔离段下游的扰动区域增加,激波串向上游移动。图6和图7是三种工况的静压等值线图,从图可知,对于3倍反压,当 $\delta/D=0.05$ 时有两道激波,当 $\delta/D=0.15$ 时有三道激波,当 $\delta/D=0.25$ 时有四道激波;对于3.5倍反压,当 $\delta/D=0.05$ 时有六道激波,当 $\delta/D=0.15$ 时有八道,当 $\delta/D=0.25$ 时激波串被完全推入隔离段内,说明在反压较低时,随着附面层厚度的增加,激波串不断向隔离段上游移动,拖尾段逐渐进入隔离段流场,可以使激波数目增加,而随着反压的增大,激波串将被完全推入隔离段内发展,激波串数目不再增加。也就是说,随着附面层厚度的增加,第一道激波纵向跨度较大,强度较强,且随反压有增大趋势,抗反压能力降低。

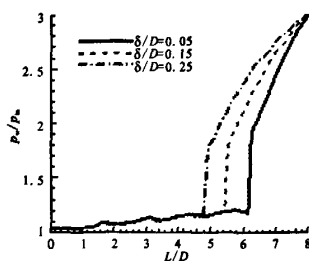


图4 $p_t=3$ 下壁面静压分布图

Fig.4 Static pressure distribution on the wall at $p_t/p_w=3$

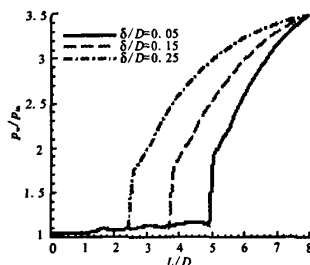


图5 $p_t=3.5$ 下壁面静压分布图

Fig.5 Static pressure distribution on the wall at $p_t/p_w=3.5$

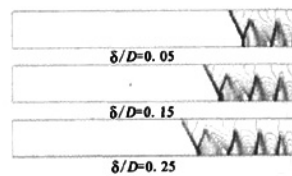


图6 $p_t=3$ 静压等值线图

Fig.6 Contours line of the static pressure at $p_t=3$

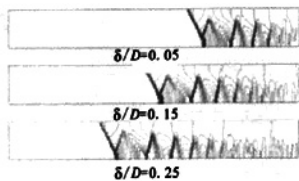


图7 $p_t=3.5$ 静压等值线图

Fig.7 Contours line of the static pressure at $p_t=3.5$

3.3 附面层对隔离段性能的影响

为了更好地研究附面层厚度对隔离段性能的影响,绘制了进出口压比为3和3.5三种工况的出口总压恢复系数和质量平均马赫数分布图,水平坐标代表来流附面层厚度与隔离段直径比值,

垂直坐标分别代表总压恢复系数和马赫数,如图8、图9所示。从图8中可以看出,随着附面层厚度的增加,隔离段总压恢复系数减小。隔离段反压对总压恢复性能有一定的影响,在低反压的情况下,隔离段总压恢复系数相对较大;在高反压时,总压恢复系数较小,流动过程势能损失严重。从图9可知,当 $p=3$ 时,随着附面层厚度不断增加,质量平均马赫数有减小的趋势,虽然起初这种趋势并不明显,本研究中下降跨度为0.0302,但随着附面层厚度的进一步增加,质量平均马赫数减小趋势趋于明显,本文跨度为0.0547,增加了约为81%。当 $p_t=3.5$ 时,随着附面层厚度不断增加,质量平均马赫数的减小趋势下降,本研究下降跨度分别为0.0439、0.0387。

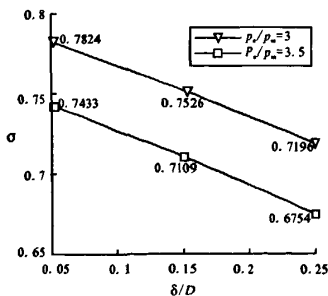


图8 总压恢复系数分布图

Fig.8 Total pressure recovery coefficient distribution

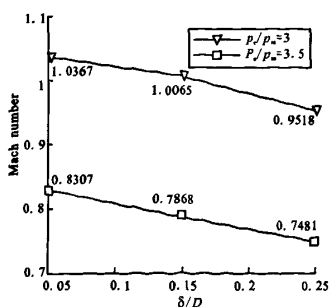


图9 质量平均马赫数

Fig.9 Average mass flow rate Mach number

4 结论

(1) 压缩-膨胀-再压缩-再膨胀……的气流流动挤压过程构成了激波串,径向逆压梯度的剧

烈变化是导致附面层分离的原因所在。

(2) 隔离段激波串的变化与反压有关。在较低反压时,随着反压的增大,激波数目逐渐增加;在较高反压时,激波串被完全推入管内,激波数目不再变化。

(3) 随着附面层厚度的增加,激波串起始位置不断向上游移动,抗反压能力降低,且第一道激波纵向跨度增大,强度较强,并随反压有增大趋势。

(4) 随着附面层厚度的增加,隔离段总压恢复系数减小。在反压不大的情况下,附面层的变化对隔离段总压恢复性能的影响不大;在高反压的情况下,附面层的变化对隔离段总压恢复性能的影响显著,流动过程势能损失严重。

(5) 随着附面层厚度的增加,平均质量流率马赫数减小,且在低马赫数下,平均质量流率马赫数受附面层厚度影响较为明显。

参考文献:

- [1] Neumann E P, Lustwerk F. Supersonic Diffusers for Wind Tunnels[J]. Appl Mech, Vol.16, No.2, 1949:195-202.
- [2] Newman E P, Lustwerk F. High-Efficiency Supersonic Diffusers[J]. Aeronaut Sci, Vol.18, No.6, 1951:369-374.
- [3] Lukasiewicz J. Diffusers for Supersonic Wind Tunnels [J]. Aeronaut Sci, Vol.20, No.9, 1953:617-626.
- [4] Shapiro A H. The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid flow [J]. vols.1 and 2. New York, Ronald Press, 1953: 135-139, 1153-1156.
- [5] Faro IDV, editor. Handbook of supersonic aerodynamics [M]. Vol.6. Sec.17, Navweps Rep,1964.
- [6] Waltrup P J, Billig F S. Structure of Shock Waves in Cylindrical Ducts [J]. AIAA, Vol.11, No.10, 1973:1404-1408.
- [7] Om D, Viegas J R, Childs M E. Multiple Transonic Shock-Wave/turbulent Boundary-layer Interaction in a Circular Duct [J]. AIAA, Vol.23, No.10, 1985: 1506-1511.

(编辑:陈红霞)