

高超声速激波边界层干扰研究¹⁾

姜文清^{*,+2)}, 韩桂来^{*,+3)}, 姜宗林^{*,+}

* (中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190) + (中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049)

摘要: 激波边界层干扰是一种广泛存在于高超声速飞行器的内、外流场中的一种复杂物理现象。激波边界层干扰区域的严重热载荷以及极度复杂的流动结构对于高超声速飞行器产生巨大的负面影响。因此研究激波边界层干扰这一现象, 对于推进航空航天科技发展具有重要意义。为研究激波边界层干扰区域的严重热载荷以及极度复杂的流动结构, 本文通过基于 Fortran 语言编写的高精度数值模拟程序和大规模并行计算技术模拟来流条件为马赫数 6, 气流偏转角 10 度的定常斜激波与平板层流边界层相互干扰这一物理现象, 研究高超声速激波/边界层干扰形成的复杂流动结构以及壁面压力、传热系数变化规律。

关键词: 高超声速; 激波; 边界层

引言

高超声速飞行器在临近空间和大气层内长时间、高速飞行时, 面临着严峻的气动力、气动热问题^[1]。激波边界层干扰是一种在超声速流动中常见的复杂物理现象。在高超声速飞行器的设计过程中, 飞行器设计者所面临的最严峻的问题起于激波边界层干扰区域的严重热载荷以及极度复杂的流动结构^[2]。激波边界层干扰导致的边界层分离会对飞行器机身、机翼以及发动机性能造成一系列负面影响。高超声速激波边界层干扰的实验研究相对较少, 这是由于高超声速激波与边界层干扰流动的实验十分困难。提供高超声速来流流动对风洞的要求很高, 并且为捕捉到很强的峰值, 必须要求很高的测点密度。很多流动是不稳定的, 必须非常小心地使自由流脉动达到最小, 因为自由流脉动可以触发不稳定性, 引起剪切层的提前转捩; 流动对任何不理想的风洞内流行为都很敏感, 所以必须更加小心地校准风洞状态; 激波发生器往往也会带来脉动, 特别是在高马赫数条件下, 激波角度会很倾斜, 使扰动放大^[2]。由于高超声速激波边界层干扰的实验研究开展十分困难, 因此采用数值模拟方法研究高超声速激波边界层干扰是不可缺少的。蒋旭旭采用 Fluent 软件数值模拟二维斜激波入射平板导致的边界层分离现象。蒋旭旭通过改变激波强度的方式, 研究激波强度对激波边界层干扰产生的影响。并且得到了边界层分离条件, 壁面参数分布规律与激波强度的关系。蒋旭旭还采用 Fluent 软件数值模拟了超燃冲压发动机进气道内部的边界层分离现象, 为解决一些工程问题提供了理论依据^[3]。2008 年熊国平采用 CFD-FASTRAN 软件模拟了高超声速层流和湍流, 两种流动状态绕三维斜楔模型问题。通过改变三维楔的斜楔角度, 得到了模型表面压力、热流密度、分离区大小等一系列参数随斜楔角度的变化规律。同时还比较了同一斜楔角度的情况下, 层流和湍流两种流动绕三维斜楔模型时产生的热流峰值位置, 得出了壁面热流峰值位置与流动形式的关系^[4]。2013 年黄柏采用实验研究和数值模拟相结合的方法, 研究了多种基本构型的激波边界层干扰现象。研究了流动现象以及流动参数与构型参数的关系以及演化关系。得到了激波边界层干扰诱发的壁面分离随激波强度的变化趋势, 并提出了相应的壁面分离控制手段^[5]。

在二维流动中, 有 5 种基本的激波边界层干扰模型: 入射斜激波的反射、斜楔绕流、正激波干扰、强加的压力跃升、前向台阶诱发的斜激波干扰。本文采用的简化模型是: 入射斜激波的反射。基于我国航空航天工业和国防事业的需求, 本文拟进行如下工作: 采用高精度数值模拟程序和大规模并行计算技术模拟来流马赫数等于 6 时的斜激波与平板边界层干扰现象。通过数值模拟得到的数据, 详细分析激波边界层干扰过程的发展, 研究激波边界层的流动物理参数变化过程。通过分析壁面压力和传热系数曲线, 探索及研究激波边界层干扰造成的壁面压力和传热系数的变化规律。通过改变边界层厚度, 探究不同边界层厚度对流动过程以及壁面压力、传热系数产生的影响。

1) 国家重点研发计划资助(2016YFA0401200).

2) 姜文清, 硕士生

3) 韩桂来(通讯作者)副研究员, 主要研究方向: 高超声速流动.E-mail: hanguilai@imech.ac.cn

1 激波平板边界层干扰数值模拟研究

本文依托快速发展的数值模拟技术,展开激波与平板层流边界层干扰的研究。文章采用高精度格式求解二维 Navier-Stokes 方程,研究激波与平板层流边界层干扰的基本规律,分别应用五阶 WENO 格式离散对流项、六阶中心差分格式离散粘性项,时间推进采用三步三阶 Runge-Kutta 方法,并应用 MPI 非阻塞式通讯进行并行计算。在计算中,网格采用流向均匀,纵向等比加密的方式。粘性系数采用 Sutherland 模型。采用壁面速度无滑移的边界条件,计算域上边界和右边界采用无反射边界条件,左边界采用边界层剖面边界条件。模拟的无穷远处来流条件为 $Ma=6$ 、 $Pa=1197Pa$ 、 $T=226.51K$ 。

1.1 流场图

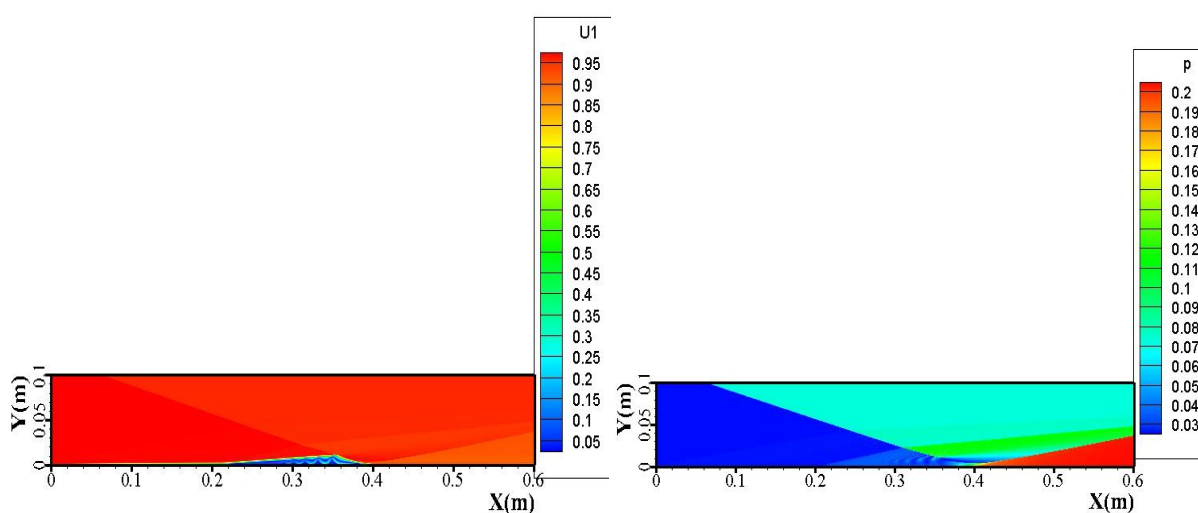


图 1 流场速度云图

Fig.1 Flow velocity cloud map

图 2 流场压力云图

Fig.2 Flow field pressure cloud map

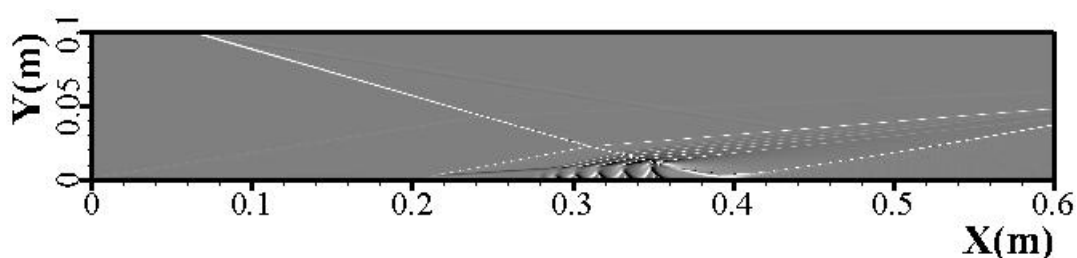


图 3 合成纹影图

Fig.3 Synthetic pattern

从图 3 中可以看到,分离区的产生会导致流线产生显著的突起,在入射激波上游形成一个压缩波区,一系列压缩波最终汇聚成一道激波。这道激波被称为第一道反射激波,第一道反射激波与入射激波相交,入射激波发生折射,变成透射激波,第一道反射激波同样发生折射,产生第二道透射激波。

投射激波穿透分离的黏性流层，由于分离泡内压力几乎不变，透射激波反射为膨胀波；于是引起分离剪切层朝壁面偏折，剪切层最终在壁面处再附，分离泡也在该点消失；分离流线上的流动减速，直到在再附点停滞，在这个过程中伴随着一系列压缩波的出现，压缩波系在主流中合并为再附激波。这道再附激波被称为第二道反射激波。理想流体的斜激波反射只由一道入射激波和反射激波组成，而在这种情况下，流场是由五道激波组成的复杂结构。

构成的激波系结构是典型的 I 类 Edney 激波干扰，来自两个相对方向的斜激波相交，气流通过激波后，流动的压力与方向都不相同，因此形成了透射激波，在通过透射激波后，由于流动压力和速度方向必须匹配，透射激波的角度唯一确定。但一般情况下，系列激波与不同，流动经过每组激波系列时的熵增也不同，因此激波后的流动具有不同的密度、温度以及马赫数，因此在入射激波和第一道反射激波交点之后会形成一道滑移线，从图 4 合成纹影图的放大图中可以看到此处的滑移线。

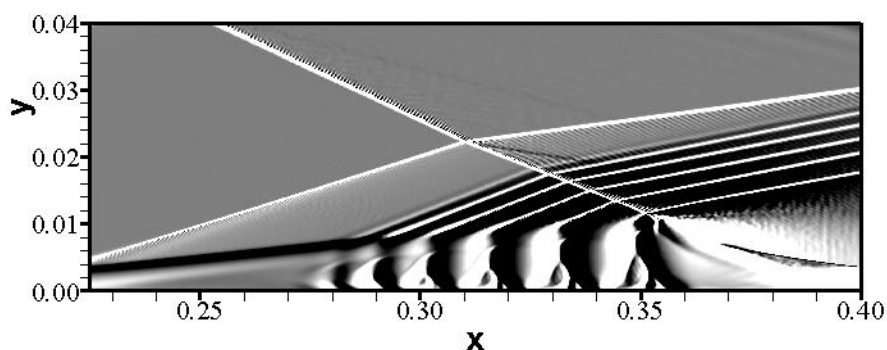


图 4 合成纹影图放大图

Fig.4 Synthetic pattern enlargement

1.2 壁面压力以及壁面传热系数曲线

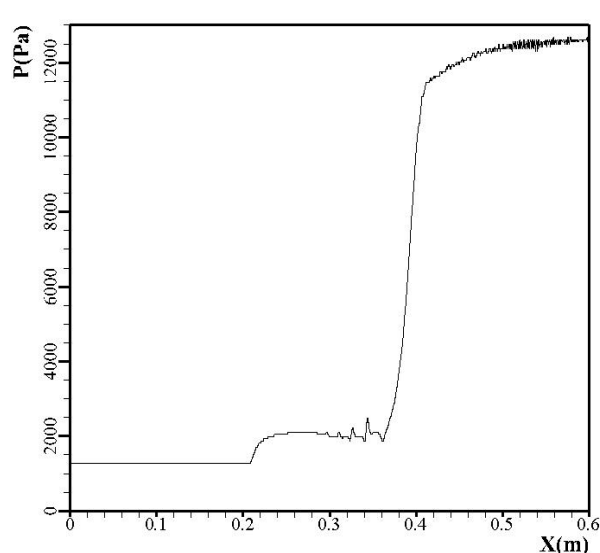


图 5 壁面压力曲线

Fig.5 Wall pressure curve

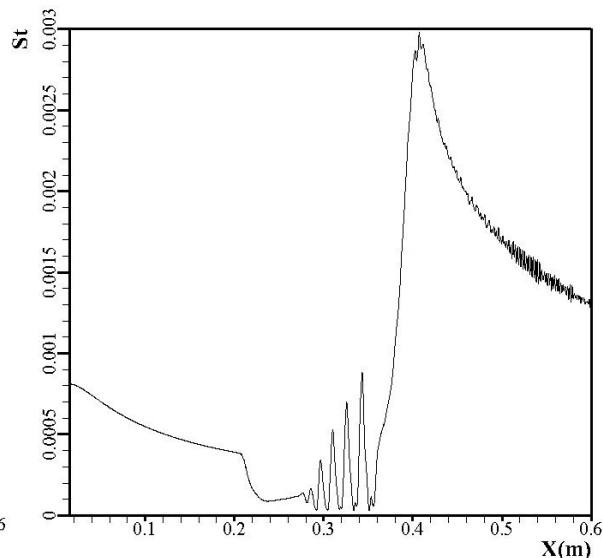


图 6 壁面传热系数曲线

Fig.6 Wall heat transfer coefficient curve

从图 5 壁面压力曲线中可以看到，在干扰刚开始的时候，压力突然出现爬升，这与边界层分离有关，在边界层分离处产生一个压缩区域，一系列压缩波汇聚成第一道反射激波，流体穿过第一道反射激波，压力产生突升。之后出现的压力平台是分离流的典型特征，这是由于在分离区内部压力

基本不变。压力平台上的压力波动是由于分离区内壁面附近出现的涡流产生的，当涡流中流动离开壁面时，压力曲线出现极小值；当涡流中的流动撞击到壁面上时，流体的动压转化成静压，压力曲线出现极大值。在再附过程中，压力出现第二次爬升，这是由于分离剪切层撞击到壁面造成的，分离剪切层中的动压转化成静压，同时由于分离剪切层中的动量远大于涡流中的动量，因此此次压升也远大于压力平台上出现的压力极大值，最终壁面压力达到波后压力并保持不变。

从图 6 传热系数曲线可以看出在分离区之前，传热系数一直下降，这是由于边界层厚度在不断增厚，而壁面温度和边界层外缘的温度是保持不变的，固随着边界层厚度的增大，壁面处的温度梯度在不断减小，因此壁面热流和传热系数不断降低。从分离起始点位置开始传热系数快速下降，这是层流中激波诱导分离的典型现象，边界层分离后回流剪切层向外挤压分离剪切层，与边界层接触的回流流体温度低于边界层内部的温度，因此对壁面加热效果降低，壁面处热流和传热系数降低。之后传热系数先保持不变后剧烈变化，剧烈变化的原因是在回流区内产生大量的涡流，当流体从壁面处离开时传热系数达到极小值，当流体冲击到壁面上时，传热系数达到极大值，后续传热系数达到最大值是由于边界层再附产生的，分离剪切层的动能转换成内能，流体质点温度升高，对壁面的加热效果增加，传热系数增大。

2 边界层厚度对激波边界层干扰现象的影响

本章采用的是将边界层不同剖面参数赋值到计算域左边界的方式，保证计算域有限的基础上，控制激波边界层干扰的处的边界层厚度。通过改变左边界的边界层剖面附值来改变激波边界层干扰处的边界层厚度。本文分别计算两个算例，算例 1 激波边界层干扰处边界层厚度为 0.00477m，算例 2 激波边界层干扰处边界层厚度为 0.00954m。

从图 7 中可以看到，算例 2 壁面压力曲线中的压力平台处的压力小于算例 1 中压力平台处的压力，这说明边界层变厚会使初始压升降低，但由于总压升不变，因此再附压升增大。在压力平台区域出现大量压力波动，这是由于回流剪切层与下壁面之间产生的大量涡流造成的，当流线离开壁面时，压力达到极小值，当流线回到壁面时，压力达到极大值。当边界层厚度增加时，分离区内的涡流规模和数量增加。因此压力曲线出现的波动增多、增大。从图 7 中可以发现，当边界层厚度增大时，完成分离压升和再附压升所需要的流向长度更长，压力梯度降低。

从图 8 中可以看到，当边界层分离之后，传热系数突然降低，这是由于回流区域温度低于边界层温度造成的，之后传热系数剧烈变化，并且算例 2 对应的传热系数曲线变化更加剧烈，这是由于边界层厚度增加，声速线上移，分离区域增大，导致分离区内部的涡流规模更大，所以传热系数变化更加剧烈，并且分离区区域增大，分离点提前，导致热流降低点也同样提前。

当达到激波边界层干扰位置时，传热系数达到峰值，从图 8 中可以明显看到，算例 2 对应的传热系数峰值较小，这说明边界层厚度增加可以降低传热系数峰值，降低壁面受到的最大热载荷。之后传热系数减少，这是由于激波边界层干扰过后，重新附体形成新的边界层，新边界层在开始阶段厚度迅速增大，因此传热系数也迅速降低。

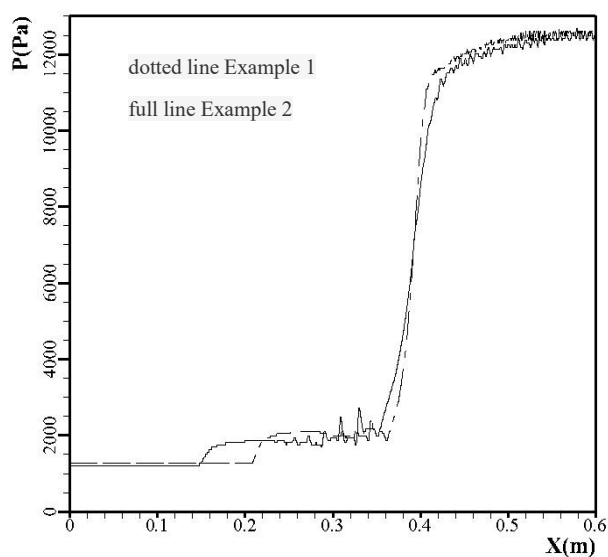


图 7 壁面压力曲线对比

Fig.7 Wall pressure curve comparison

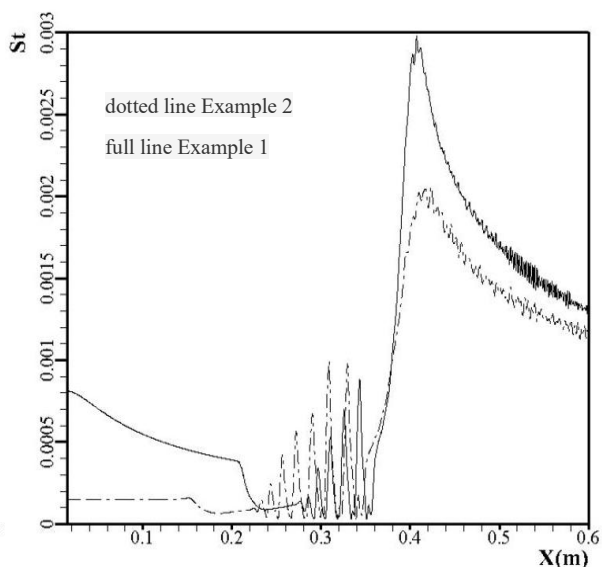


图 8 壁面传热系数曲线对比

Fig.8 Wall heat transfer coefficient curves comparison

3 结论

激波边界层干扰是广泛存在于高超声速流动中的一种复杂物理现象。激波边界层干扰现象广泛存在于飞行器的内、外流场中。即使是目前最好的数值模拟方法，准确模拟高精度激波边界层干扰仍是一个严峻的挑战。本文对于可压缩 N-S 方程，采用五阶 WENO 格式离散对流项，采用六阶中心差分格式离散粘性项，采用三步三阶 Runge-Kutta 方法离散时间项。本文采用相应的程序分别计算模拟了 $Ma=6$ 、 $P=1197Pa$ 、 $T=226.51K$ 的无穷远处来流形成的厚度为 $4.77mm$ 和 $9.54mm$ 边界层与 10 度斜楔激波发生器产生的激波相互干扰的过程，并得到以下结论：

(1) 激波边界层干扰导致两道反射激波的产生，一个主要结果是将激波造成的压升分解为分离点与激波相关的初始压升和再附点的第二次压缩压升，总压升为两者之和。在分离点由于第一道反射激波的形成，波后压力升高，称为初始压升。在分离剪切层的再附点由于分离剪切层再附，动压转化成静压，壁面压力再次升高称为再附压升。激波边界层干扰导致壁面处的压力升高需要在一定流向距离内完成，压力梯度减小。

(2) 壁面处温度梯度随边界层厚度增大而减小，传热系数与温度梯度成正比，故传热系数也同样减小。从分离起始点位置开始传热系数快速下降，之后传热系数先保持不变后因回流区内产生的涡流而剧烈变化，当边界层再附时，传热系数达到最大值。

(3) 增加边界层厚度，由于分离点提前，分离压升点提前并且分离压升减少，但总压升不变，因此再附压升增大。边界层厚度增加，回流剪切层和分离剪切层携带的动量增加，因此会形成更多的涡流，压力平台处的压力波动更加明显，并且初始压升和再附压升处压力梯度降低。

(4) 增加边界层厚度，声速线升高，分离区增大分离区中产生的涡流同样会使壁面传热系数曲线波动更加剧烈，但边界层厚度增加可以使传热系数峰值降低，减少壁面受到的最大热载荷，起到保护壁面的作用。

参考文献

- 1 李强, 江涛, 陈苏宇, 等. 激波风洞边界层转捩测量技术及应用[J]. 航空学报, 2019, 40 (7) : 122740 (LI Q, JIANG T, CHEN S Y, et al. Measurement technology and measuring of boundary layer transition in shock tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(7):122740(in Chinese))
- 2 Babinsky, Holger, and John K. Harvey, eds. Shock wave-boundary-layer interactions[M]. Cambridge University Press, 2011.
- 3 蒋旭旭. 激波诱导边界层分离的研究[D]. 哈尔滨工程大学, 2006. (Jiangxuxu. Research on shock induced boundary layer separation[D] .. Harbin Engineering University, 2006. (in Chinese))
- 4 熊国平. 激波边界层干扰数值模拟研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008. (Xiongguping. Numerical simulation of shock boundary layer interference[D] .. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008 (in Chinese))
- 5 黄铂. 高超声速内外流动激波/边界层相互作用的实验与数值研究[D]. 中国科学技术大学, 2013. (Huangbo. Experimental and numerical studies on the interaction of hypersonic internal and external flow shock wave / boundary layer[D] .. University of Science and Technology of China, 2013. (in Chinese))

Study on boundary layer interference of hypersonic shock wave¹⁾

Jiang Wenqing^{*,2)}, Han Guilai^{*,+,3)}, Jiang Zonglin^{*,+}

^{*}(Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

⁺(School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Shock boundary layer interference is a kind of complex physical phenomenon that exists widely in the inner and outflow fields of hypersonic aircraft. The severe thermal load and extremely complex flow structure of the shock boundary layer have a huge negative impact on the hypersonic aircraft. Therefore, it is of great significance to study the interference of shock boundary layer to advance the development of aerospace science and technology. In order to study the severe thermal load and extremely complex flow structure of the shock boundary layer interference region, this paper uses the high-precision numerical simulation program and large-scale parallel computing technology based on the Fortran language to simulate the incoming flow condition of Mach number 6. The physical phenomenon of constant oblique shock at 10 degrees airflow angle and the boundary layer of flat layer flow interfere with each other.

Key words: Hypersonic; Shock waves; Boundary layer