

后掠激波边界层干扰中Mach数 对特性区影响的研究*

北京航空航天大学 邓学葵 刘志忠 崔锦慧

MACH NUMBER EFFECTS ON UPSTREAM INFLUENCE IN SWEEP SHOCK
WAVE/TURBULENT BOUNDARY LAYER INTERACTIONS

Beijing University of Aeronautics and Astronautics

Deng Xueying, Liu Zhizhong and Cui Jinhui

摘要 本文介绍了由后掠压缩角模型引起的激波和湍流边界层干扰的实验研究。实验雷诺数 $Re=2.42\sim 2.47\times 10^7/m$, $Ma_\infty=1.79, 2.04$ 和 2.50 。模型共 15 个, 其后掠角变化范围是 $0^\circ\sim 60^\circ$, 流向压缩角变化范围为 $10^\circ\sim 30^\circ$ 。实验结果表明, 在本实验范围内, 激波边界层干扰中的上游影响区都呈现出柱形区或锥形区特性; 柱形区和锥形区之间的边界随来流 Mach 数减小向锥形区发展。该边界主要决定于无粘激波的形式。

关键词 激波, 湍流边界层, 流动显示。

Abstract The paper presents an experimental study of shock wave /turbulent boundary layer interactions by swept compression corners, which was carried out in G-3 supersonic blowdown wind tunnel at BU-AA. 15 models with swept back angle λ and $0^\circ\leq\lambda\leq 60^\circ$, $10^\circ\leq\lambda\leq 30^\circ$ were tested throughout the study; the parameters used in tests were $Re=2.42\sim 2.47\times 10^7/m$, $Ma_\infty=1.79, 2.04$ and 2.50 . The results show that the conical or cylindrical upstream influence region appears, in the interactions for all models and Mach numbers. The boundary between the conical and cylindrical region varies with Ma_∞ , and can be physically determined by the shape of the inviscid shock wave.

Key words shock wave, turbulent boundary layer, flow visualization.

一、前言

激波边界层干扰是流体力学中一项十分重要的研究课题。在高速飞行的飞行器上和高速旋转的流体机械中普遍存在着激波边界层干扰的流动现象。特别是近10多年来所发展的航天飞机和近年来研究的高超音速运输机上, 激波边界层干扰成为它们绕流流动中的主要流体力学现象之一^(1,2)。由于干扰现象十分复杂, 许多机理目前仍未能很好理解。特

1988年8月25日收到

* 国家自然科学基金资助项目。

别是三维干扰问题尚处于研究的初期阶段。本文将利用后掠压缩角模型研究三维激波与湍流边界层干扰现象。由于该干扰流场具有复杂的流动结构, 往往需用多个参数描述, 其中上游影响距离是反映激波边界层干扰流场区域大小和形状的主要流场结构参数。多年来许多学者在二维干扰中对此进行了较为广泛深入的研究, 大部分是研究雷诺数对它的影响^[3~6]。对于后掠压缩角干扰流场结构的总体研究, 在文献〔7〕和〔8〕中已有较详细的介绍。本文着重研究在各个 Mach 数下该干扰流场上游影响区的结构形式 (详细的实验研究见文献〔9〕)。

二、实验设备和模型

实验是在北京航空航天大学流体力学研究所的 G-3 暂冲下吹式跨超音速风洞中进行的。实验段横截面为 $548 \times 470 \text{mm}^2$, 实验段 Mach 数为 1.79, 2.04, 2.50。总温为 293K, 实验雷诺数的范围为 $2.42 \sim 2.47 \times 10^7 / \text{m}$ 。

产生激波实验模型是后掠压缩角〔图 1 (a)〕, 其后掠角 λ 和流向压缩角 α_r 的数据列于表 1。这些参数的选择主要考虑绕流应包括完全附着、刚开始分离和完全分离三种情况。

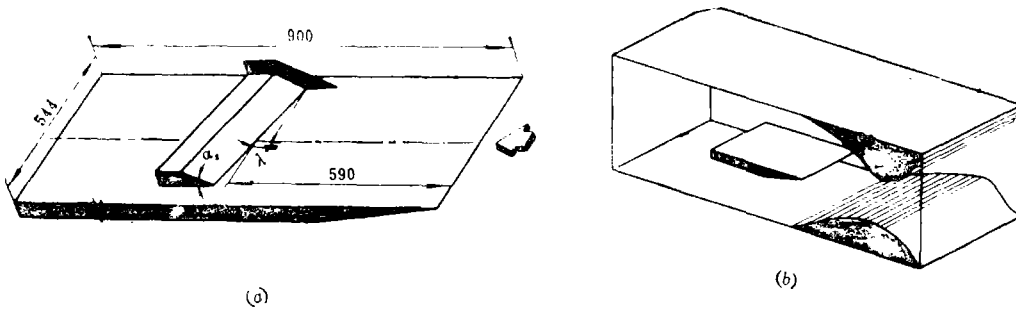


图 1 模型和实验平板安装示意图

(a) 安装在平板上的模型; (b) 在风洞中安装实验平板。

表 1 后掠压缩角模型的几何参数 (λ / α_r)

α_r	λ	0	20	30	40	60
10		✓	✓		✓	✓
15		✓	✓	✓	✓	✓
20			✓			
24		✓	✓		✓	✓
30						✓

用 $900 \times 544 \text{ mm}^2$ 的平板产生均匀的平板边界层, 为保证干扰区是充分发展的湍流边界层, 在离平板前缘 5 mm 处用 60° 金刚砂粘贴成宽度为 3 mm 的转捩带。模型前缘的中点与平板前缘的距离对各模型均为 590 mm (图 1)。在各个 Mach 数下该处无模型时的边界层位移厚度约为 9.1 mm 。

三、测试仪器和实验技术

实验时安定段气流总压和实验段侧壁参考点的静压用张丝式压力传感器测量, 其精度为 0.5% ; 气流总温用安装在安定段内的热电偶总温探头测量, 精度约为 $\pm 1^\circ \text{C}$ 。干扰流场中上游影响线用煤油/烟黑/胶纸粘贴的油流显示技术^[10,11] 获得。激波引起的扰动通过边界层可传向上游, 上游影响线就是指这种扰动前传的边界线。由油流显示技术的基本原理^[12] 可知, 油流线显示的是物面上的摩擦力线。在实验平板上的未扰区, 其摩擦力线都是与自由流平行的均匀直线。三维干扰区中, 由于存在摩擦应力的展向分量, 平板上的摩擦力线将出现弯曲。所以在实验平板上油流线(摩擦力线)开始出现弯曲的点的轨迹可视为上游影响线。也可利用物面压力分布曲线来确定上游影响线的位置^[8~5]。Settles 已从实验上验证了利用这两种方法来确定上游影响线位置的一致性^[6]。

四、实验结果和讨论

1. 上游影响特性区域的划分

通过对 15 个后掠压缩角模型在三个 Mach 数下的物面油流谱的分析, 可以看到, 实际上在干扰的上游影响区内只存在两类流谱。一类是上游影响线在邻近模型顶点处是弯曲的, 最终沿展向发展为平行于压缩角前缘的直线, 称为柱形上游影响区。图 2 (a) 是

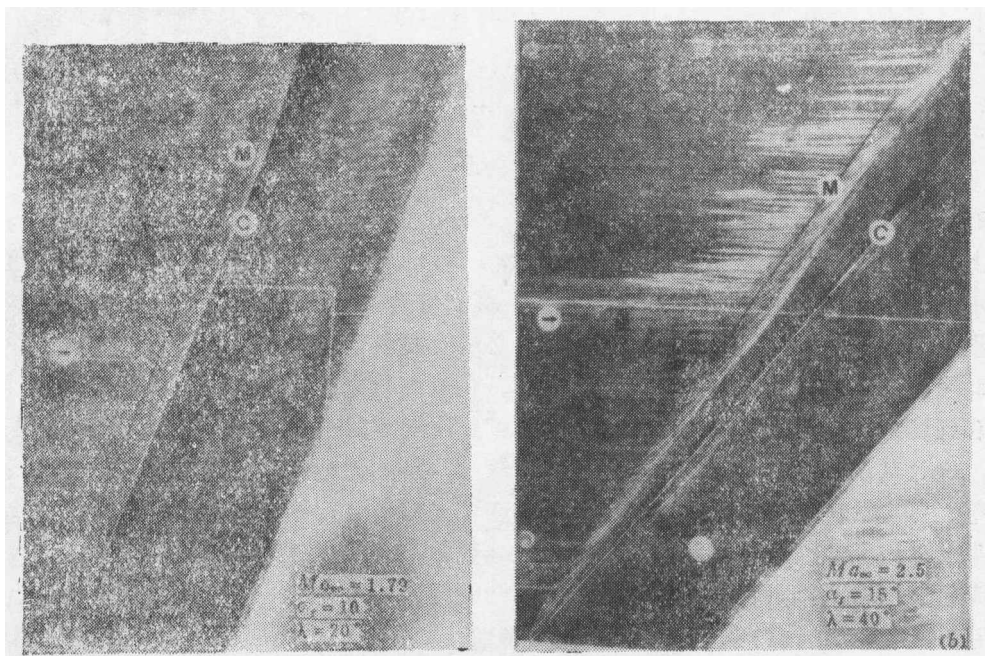


图 2 油流谱中的两类上游影响区

(a) 柱形区; (b) 锥形区。

其典型的油流谱照片，图中⊙是压缩角前缘，Ⓜ是柱形上游影响线。另一类是上游影响线最终发展为与压缩角前缘交成一定角度的直线，称为锥形上游影响区。图 2(b) 是这类干扰的典型油流谱照片。图中Ⓜ是锥形上游影响线。所以，对于后掠压缩角模型引起的激波边界层干扰中的上游影响区都是由邻近于模型顶点的三维特性区，沿展向发展成具有准二维特性的柱形区或锥形区。文献〔8〕通过压力分布测量证实了柱/锥形区中的准二维特性。应注意，锥形区的实际顶点并不和模型顶点重合。

2. Mach 数对柱/锥形区边界的影响

在一定来流 Mach 数下的油流显示实验中，若保持模型的流向压缩角 α_r 不变，随后掠角增加，上游影响区将从柱形逐渐转变为锥形。通过如图 3 所示的 $\lambda-\alpha_r$ 平面上的实验点，可得到一定 Mach 数下柱/锥形区边界带，取该带的中心线作为近似的柱/锥形边界曲线。图 4 给出了在不同 Mach 数下柱/锥形区的边界曲线。

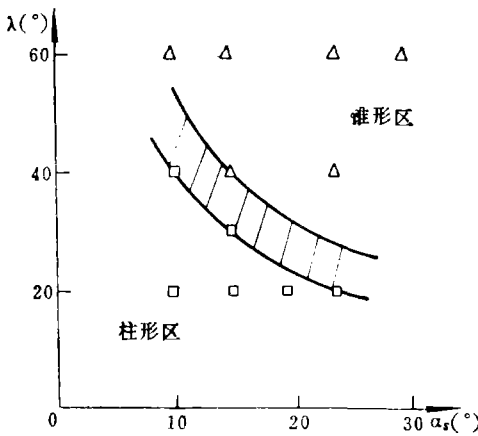


图 3 柱形区/锥形区的实验点及其边界带

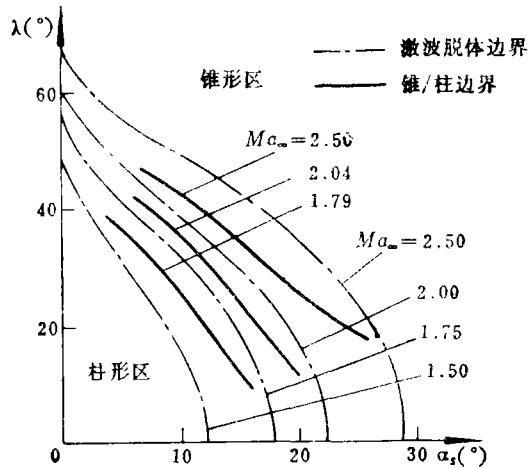


图 4 柱形区/锥形区边界和无粘激波脱体边界之间的关系

3. 柱/锥形区边界的物理机理分析

上游影响区随来流 Mach 数和几何参数 λ, α_r 的变化可作如下分析。后掠压缩角模型仅由角度 λ 和 α_r 确定，若忽略端头效应，模型可近似看作沿展向是无限后掠的。所以除模型顶点附近，上游影响线沿展向最终必将发展成直线的形式。该直线平行于压缩角前缘就是柱形区，若不平行就是锥形区。在激波与边界层干扰中无粘激波的位置、形状和强度是影响上游影响区尺度和形状的重要因素。对于一定的 Ma_∞ ，当 λ 和 α_r 较小时，则无粘激波将完全附着于压缩角的前缘上，且该无粘激波的强度沿模型的角线处处相等。尽管沿压缩角前缘的平板边界层厚度（无模型时）并不相等，但与激波干扰后的结果使上游影响线距压缩角前缘却近似地处处相等，形成柱形区。随着 λ 和 α_r 增加，这时的无粘激波将不再附着于压缩角前缘，而与圆锥激波相类似，形成附着于模型顶点的锥形激波，整个无粘流场也呈现出锥形流的特性。尽管平板边界层不具有锥形流特性，但干扰后的上游影响区仍然近似表现出锥形区特性。由此看到，在后掠压缩角模型的三维激波边界层干扰中，无粘流动的特性对上游影响区流动性态具有决定性影响。三维干扰

中的这一流动特点同样反映在文献[13~15]的研究中。所以上游影响区的柱/锥形区边界与无粘激波的形式密切相关。当沿压缩角前缘法向上的 Mach 数 Ma_n 和法向压缩角 α_n 能使激波附着于压缩角前缘时, 流动将表现为柱形特性, 呈现出柱形上游影响区。反之, 如果在该 Ma_n 下的法向压缩角 α_n 过大, 则激波不再附着于压缩角前缘而脱体, 形成锥形激波, 从而使流动表现为锥形流特性, 在干扰区中呈现出锥形上游影响区。据此, 在一定 Ma_n 下, 在 $\lambda - \alpha_n$ 平面上可以画出无粘激波的脱体边界 (图 4 中点划线)。比较柱/锥边界曲线和脱体边界曲线可以看出, 随 Ma_n 增加, 两组边界都往右上方移动, 变化趋势是一致的。但是比较同一 Mach 数下的两条边界曲线, 柱/锥形区的边界曲线位于无粘激波脱体边界的左下方。事实上, 由于边界层存在, 边界层中的局部 Mach 数小于自由流 Mach 数, 结果引起激波提前脱体。所以, 若以 Ma_n 为参数, 柱/锥形区边界位于无粘激波脱体边界的左下方是完全合理的。由此看到上游影响区中的柱/锥形区边界的流动机理直接与无粘激波的脱体现象有关。

本研究是国家自然科学基金会资助的项目。在本文的准备过程中曾与 Bogdonoff 教授进行过有益的讨论。郭连颇和毛徐壮同学参加了本实验的部分工作。作者在此一并表示感谢。

参 考 文 献

- [1] Peake D J, Tobak M. Three-Dimensional Interactions and Vortical Flows with Emphasis on High Speeds. NASA TM81165, 1980
- [2] 邓学菱. 航天飞机绕流中的复杂流动现象. 北航科研报告 BH-B2784, 1987
- [3] Roshko A, Thomke G J. Supersonic Turbulent Boundary Layer Interactions with a Compression Corner at Very High Reynolds Number, McDonnell-Douglas, Paper-10163, 1969
- [4] Law C H. Two-Dimensional Compression Corner and Planar Shock Wave Interactions with a Supersonic Turbulent Boundary Layer. ARL TR 75-0157, 1975
- [5] Settles G.S. An Experimental Study of Compressible Turbulent Boundary Layer Separation at High Reynolds Number. Ph. D. Dissertation, Princeton Univ. 1975
- [6] Settles G.S. Bogdonoff S M. Scaling of Two and Three-Dimensional Shock/Turbulent Boundary Layer Interaction at Compression Corners, AIAA J. 1982; 20; (6)782~789
- [7] Settles G.S. Perkins J J, Bogdonoff S M. Investigation of Three-Dimensional Shock/Boundary-Layer Interactions at Swept Compression Corners, AIAA J. 1980; 18; (7)779~785
- [8] Settles G S, Teng H-Y. Cylindrical and Conical Flow Regimes of Three-Dimensional Shock/Boundary-Layer Interactions, AIAA J. 1984; 22; (2)194~200
- [9] 崔锦慧. 三维激波与湍流边界层干扰中上游影响区特性的研究. 北京航空学院, 硕士论文 1986
- [10] Settles G S, Teng H-Y. Flow Visualization Methods for Separated 3D Shock/Turbulent Boundary Layer Interactions. AIAA J. 1983; 21; (3)390~397
- [11] 邓学菱, 刘志忠. 煤油、烟熏和胶纸粘贴油流显示技术. 航空学报, 1987; 8; (10)525~528
- [12] 邓学菱, 刘谋信, 吕志泳. 油流显示技术和油流谱分析原理. 空气动力学学报, 1987; 5; (2)122~131
- [13] Oskam B, Vas I E, Bogdonoff S M. Mach 3 Oblique Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interactions in Three Dimensions, AIAA Paper 76-336, 1976
- [14] Dolling D S, Bogdonoff S M. Blunt Fin-Induced Shock Wave/Turbulent Boundary-Layer Interaction, AIAA J. 1982; 20; (12)1674~1680
- [15] Bogdonoff S M. Observation of the 3D "Separation" in Shock Wave Turbulent Boundary Layer Interactions. IUTAM Symposium on Boundary-Layer Separation, 1986; 37~55