

后掠激波诱导分离特性的马赫数影响¹⁾

姜 华 书

(清华大学水利水电工程系, 北京 100084)

邓 学 莹

(北京航空航天大学流体所, 北京 100083)

摘要 利用壁面压力测量和表面油流显示技术对后掠压缩角产生的激波与湍流边界层干扰进行了实验研究. 主要研究了来流马赫数对干扰分离特性和起始分离条件的影响. 实验的马赫数为 1.79, 2.04 和 2.50, 相应的雷诺数为 $2.42\text{--}2.47 \times 10^7/\text{m}$. 实验模型共 15 个, 其后掠角变化范围是 $0^\circ\text{--}60^\circ$, 流向压缩角变化范围是 $10^\circ\text{--}30^\circ$. 实验结果表明, 与二维干扰不同, 对于大后掠角的三维干扰来说, 分离线上的压比和起始分离时的无粘激波压比近似相等, 且是一个与马赫数无关的常数.

关键词 激波 / 边界层干扰, 分离特性, 马赫数影响

引 言

在一定的条件下, 激波 / 湍流边界层干扰流动将出现分离现象. 因此, 判断和预测起始分离以及分离特性是激波 / 边界层干扰研究中重要的内容^[1,2]. 前人对分离特性的研究主要集中在二维干扰上, 而三维干扰的分离研究目前还很少. 本文以后掠压缩角为实验模型, 通过测量干扰流动的表面压力分布和表面流谱, 研究来流马赫数对三维激波 / 湍流边界层干扰分离特性的影响.

1 实验设备与模型

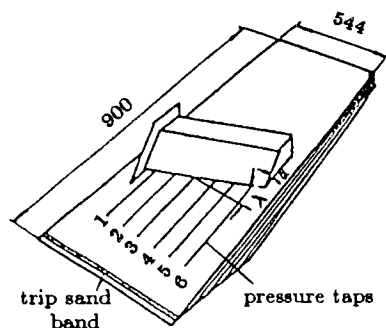


图 1 实验平板及模型的安装

Fig.1 Test model amounted on the flat plate

实验是在北京航空航天大学流体力学研究所的 G-3 超音速风洞中进行的. 实验段横截面面积为 $548\text{mm} \times 470\text{mm}$, 长为 1350mm . 风洞实验马赫数范围为 $1.50\text{--}2.50$. 一块面积为 $900\text{mm} \times 544\text{mm}$ 的平板安装在风洞实验段内, 用于产生与激波发生干扰的湍流边界层. 后掠压缩角模型安装在平板上, 如图 1 所示. 其后掠角 λ 和流向压缩角 α 的变化范围为 $0^\circ \leq \lambda \leq 60^\circ$, $0^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$. 所有模型的前缘中点到平板前缘的距离都保持为 590mm , 以保证各模型实验的平均边

¹⁾ 国家自然科学基金资助项目.

1993-08-19 收到第一稿, 1995-01-08 收到修改稿.

界层厚度都相等.

2 实验条件和测试技术

实验所用的测试方法为表面压力测量技术^[3,4]和表面油流显示技术^[5,6]. 测压平板(图1)上均匀开有六排静压孔,其直径为0.5mm,间距为5mm. 实验的马赫数为1.79, 2.04和2.50,其对应的总压分别为1.75, 1.96, $2.50 \times 10^5 \text{N/m}^2$,总温大约为293K. 实验中平板基本处于绝热壁状态. 对上述实验马赫数范围,其自由流雷诺数为 $2.42\text{--}2.47 \times 10^7/\text{m}$. 在干扰区内边界层为充分发展的湍流边界层. 在离平板前缘590mm处湍流边界层的厚度 δ_0 在三个马赫数下均为9mm左右.

3 实验结果和讨论

3.1 M_∞ 数对表面压力分布的影响

图2示出了 M_∞ 数对干扰区压力分布的影响. 图中 X 坐标的原点位于模型前缘角线, X 轴上的竖线表示分离线位置. 从图中可看出, M_∞ 越大,角线处的压升越高,其压力分布曲线在上游区域越陡,而上游影响距离则越小. 当 λ 较小时,分离线上的压比 P_s/P_∞ 随 M_∞ 数增大而增大. 但 λ 较大时, P_s/P_∞ 几乎不再随 M_∞ 数而变化. 当 λ 和 α 都较大时,如 $\lambda/\alpha = 40^\circ/24^\circ$, $60^\circ/15^\circ$ 和 $60^\circ/24^\circ$,压力分布曲线存在一个峰值和凹坑. 这与尖劈产生的干扰^[7]相类似.

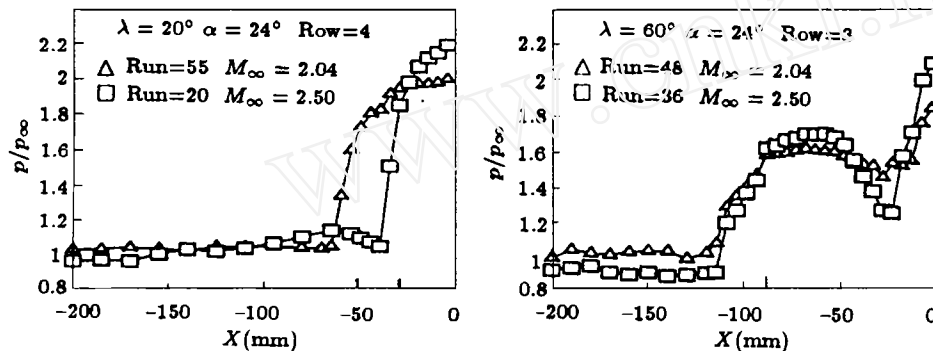


图2 M_∞ 数对壁面压力分布的影响
Fig.2 Effect of M_∞ on the pressure distribution

3.2 M_∞ 数对分离线上压比 P_s/P_∞ 的影响

测量结果表明,在给定的 M_∞ 下,当 λ 不变时, P_s/P_∞ 几乎不随 α 而变化,如图3所示. 这一特点与二维干扰相类似. 本实验还发现,在给定 M_∞ 数下,当 λ 较小时, P_s/P_∞ 随 λ 增大而减少. 但当 λ 较大时, P_s/P_∞ 几乎不再随 λ 变化. 在 M_∞ 数为2.04和2.50下,测出的 P_s/P_∞ 随 λ 的变化表示于图4中. 可以看出,在 $\lambda=0^\circ$ 时(即二维干扰), P_s/P_∞ 随 M_∞ 数增大而增大,但其趋势随 λ 增大而减弱. 当 λ 足够大时, P_s/P_∞ 几乎不再随 M_∞ 数变化,为一个1.60左右的常数. 在图4中还引用了文献[7]关于尖劈在 $M_\infty=2.95$ 下的 P_s/P_∞ ,其值也为1.60左右. 在大 λ 下 P_s/P_∞ 值与尖劈产生的干扰区 P_s/P_∞ 接近. 这可能是由于这两种情况下的干扰区都为锥形区的缘故.

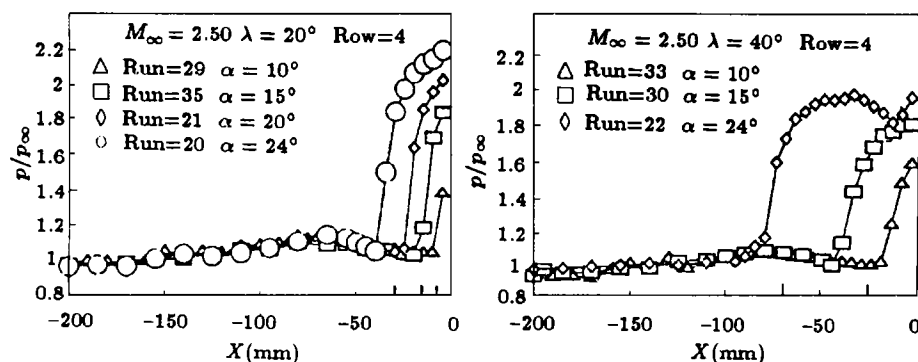


图 3 M_∞ 数不变时 α 对壁面压力分布影响
Fig.3 Effect of α on the pressure distribution for a given M_∞

3.3 M_∞ 数对起始分离条件的影响

本文依据流谱中表面极限流线是否收敛确定起始分离. 利用该方法得到的起始分离条件如图 5 所示. 文献 [10] 中的实验数据也放在图 5 中, 可以看出, 对于二维干扰, M_∞ 数越大, 产生起始分离的流向角 α_i 越大. 而对于大 λ 下的干扰 (如 $\lambda = 60^\circ$), α_i 随 M_∞ 数增大而减小. 两个不同 M_∞ 数下 α_i 曲线有一个交点. 这说明, 在小 λ 角范围内, 分离特性随 M_∞ 数的变化与二维干扰类似, 即产生起始分离的无粘激波压比 $(P_2/P_\infty)_i$ 随 M_∞ 数增大而增大. 在大 λ 下 (即锥形区), 起始分离发生的条件只取决于无粘激波压比, 这一特点与尖劈产生的干扰相类似 [8,9]. 上述结果证实了 Bogdonoff 提出的在三维干扰中无粘流为控制因素的观点 [11], 也解释了 Korkegi 根据对二维干扰数据的类比, 推测三维干扰的起始分离条件而失败的原因之所在 [12]. 在二维干扰中, 来流 M_∞ 数及粘性是影响干扰的重要因素. 而在锥形干扰中, 无粘流动特性及激波强度成为控制流动的主要因素. 因此, 三维干扰与二维干扰是极其不同的.

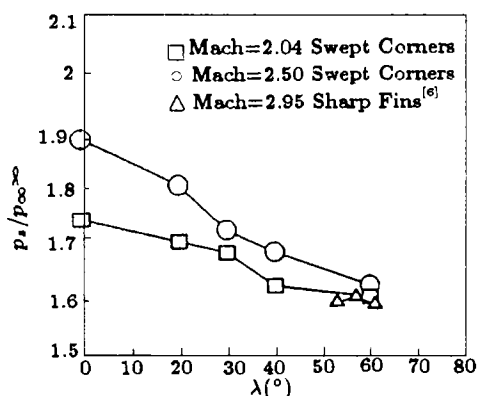


图 4 M_∞ 数对分离线上压比 P_s/P_∞ 的影响
Fig.4 Effect of M_∞ on the pressure rise P_s/P_∞ at separation line

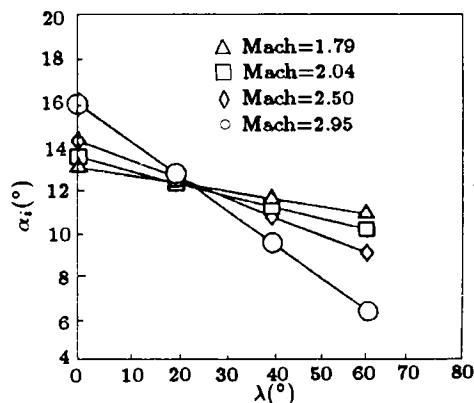


图 5 M_∞ 数对起始分离条件的影响
Fig.5 Effect of M_∞ on the incipient separation

4 结 论

1) M_∞ 数对三维激波边界层干扰的壁面压力分布、上游影响、分离点上游的压力梯度等特性都有影响。当 λ 和 α 都较大时，即在锥形区内，压力分布曲线存在一个峰值和一个凹坑。

2) 在二维干扰中，分离线上的压比 P_s/P_∞ 随 M_∞ 数增大而增大；对于大 λ 的三维干扰， $P_s/P_\infty \approx 1.60$ 。

3) 在二维干扰中，起始分离时的流向压缩角 α_i 随 M_∞ 数增大而增大。但对于大后掠角下的三维干扰，起始分离时的 α_i 角随 M_∞ 数增大而减小。这主要是由于在二维干扰中，起始分离的无粘激波压比随 M_∞ 数增大而增大，而对于大 λ 的三维干扰来说，起始分离的无粘激波压比不随 M_∞ 数变化，其值约为 1.6。

参 考 文 献

- 1 Delery J, Marvin JG. Turbulent shock wave/boundary layer interactions. AGARD-AG-280, Feb., 1986
- 2 Settles GS, Dolling DS. Swept shock wave/boundary-layer interactions-tutorial and update. AIAA Paper 90-0375, Jan., 1990
- 3 窦华书. 三维激波 / 湍流边界层干扰的实验研究及理论分析. 北京航空航天大学工学博士学位论文, 1991-11
- 4 Dou Huashu, Deng Xueying. Measurements of the surface pressure distribution in swept shock wave/turbulent boundary layer interactions. In: Zhuang FG ed. Proceedings of the 1st International Conference on Experimental Fluid Mechanics. Beijing: International Academic Publishers, June, 1991: 105-110
- 5 Settles GS, Teng H-Y. Flow visualization methods for separated three-dimensional shock wave/turbulent boundary layer interactions. *AIAA Journal*, 1983, 21(3): 390-397
- 6 邓学莹, 刘志忠. 煤油 / 烟黑 / 胶纸粘贴油流显示技术及其应用. 航空学报, 1987, 8(10): B525-529
- 7 Tran TT, Tan DK, Bogdonoff SM. Surface pressure fluctuations in a three-dimensional shock wave turbulent boundary layer interaction at various shock strengths. AIAA Paper 85-1562, July, 1985
- 8 Korkegi RH. A simple correlation for incipient turbulent boundary layer separation due to a shewed shock wave. *AIAA Journal*, 1973, 11(11): 1578-1579
- 9 Deng Xueying, Liao Jinhua. Correlative behaviours of shock/boundary layer interaction induced by sharp fin and semicone. *AIAA Journal*, 1993, 31(5): 962-963
- 10 Settles GS, Kimmel RL. Similarity of quasiconical shock-wave/turbulent boundary-layer interactions. *AIAA Journal*, 1986, 24(1): 962-963
- 11 Bogdonoff SM. Observation of three-dimensional "Separation" in shock wave turbulent boundary layer interactions. Berlin: Springer-Verlag, 1987: 37-55
- 12 Korkegi RH. A lower bound for three-dimensional turbulent separation in supersonic flow. *AIAA Journal*, 1985, 23(3): 475-476

MACH NUMBER EFFECTS ON SEPARATION BEHAVIORS INDUCED BY SWEEPED SHOCK WAVE

Dou Huashu

(*Department of Hydraulic Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China*)

Deng Xueying

(*Fluid Mechanics Institute, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China*)

Abstract An experimental investigation was made for the shock wave/turbulent boundary-layer interactions induced by swept compression corners. The techniques used in this study were the surface pressure distribution measurement and surface oil-film streak visualization. Effects of upstream Mach number M_∞ on the behavior of separation and the condition for incipient separation were mainly studied. The test Mach numbers were 1.79, 2.04 and 2.50 and the Reynolds numbers were about $2.42\text{--}2.47 \times 10^7/\text{m}$. 15 compression corner models were tested covering the ranges of sweepback angle $0^\circ \leq \lambda \leq 60^\circ$ and streamwise corner angle $10^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$. The results show that the influence of M_∞ on 3D interactions is quite different from that on 2D interactions. For the Interactions with large swept angles, the pressure ratio at separation line and the inviscid pressure rise for incipient separation are independent of the Mach number and are both constants.

Key words shock wave/boundary-layer interactions, separation behavior, Mach number effect.