

园弧翼型表面激波边界层干扰 被动控制实验研究

张 瑜 李静美* 余 申** 秦 俭***

(中国科学技术大学管理学院 北京 101408)

摘 要

本文内容是在中科院力学所的 JF8 激波管风洞中开展的跨声速激波边界层干扰的被动控制实验研究工作。设计加工了能进行二维翼型半模型实验的跨声速实验段, 获得了可进行实验的流场。在 $Re_{\infty}/m=3 \times 10^7$, $M_{\infty} = 0.762 \sim 0.900$ 范围内, 在厚度比为 12% 的园弧翼型半模型上, 对被动控制现象及其相关的若干因素进行了实验研究。结果表明, 被动控制使得沿模型表面的马赫数峰值及逆压力梯度明显减小, 激波减弱。这对于飞行器将起到减阻作用。用于超、跨声速压气机内激波与边界层干扰的控制, 将提高压气机的效率和工作的稳定性。在激波管风洞中开展激波与边界层干扰的被动控制研究, 在国内外尚属首次。

关键词 跨声速流, 激波边界层干扰, 被动控制

1 被动控制研究工作的提出和已取得的进展

被动控制概念是美国兰利研究中心的 Bushnell 和 Whitcomb 博士于 1979 年提出来的^[1]。其原理是: 在翼面上产生激波的位置布置一段开孔壁面, 在此开孔壁面下, 有一个薄空腔, 见图 1。激波后的高压使减速后的边界层气体进入空腔, 从激波前的开孔区进入波前的低压区, 使波前边界层增厚, 改变了波前的有效几何形状。气流在超声速区预先压缩减速, 从而减弱了终止正激波的强度。这种效应降低了通过激波的马赫数梯度和压力梯度, 也使边界层内的逆压梯度减小。这种被动控制减少了气流通通过激波的总压损失, 抑制了分离的发生, 也就减少了飞行器表面所受到的阻力。自从被动控制概念提出后, 最早由美国伦塞勒理工学院的 Nagamatsu 等人进行了实验验证, 以后德、英、日、中各国都相继进行这方面的研究。

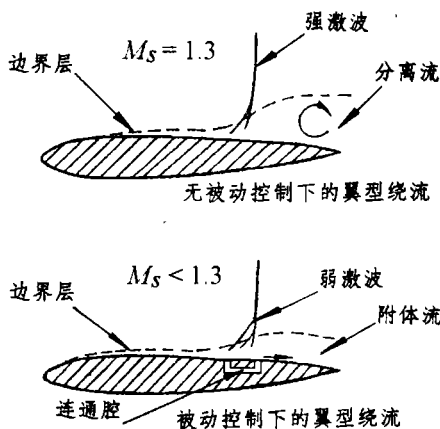


图 1 被动控制概念示意图

美国的 Nagamatsu 等人在 3 in × 15.4 in 的跨声速风洞中进行了研究^[1,2]。在实验中

本文曾于 1994 年 10 月在宁波召开的中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议上宣读。

* 中国科学院力学研究所 北京 100080

** 中国科学院工程热物理研究所 北京 100080

*** 中国科学技术大学研究生院 合肥 230026

得到如下结论: (1) 开孔使一道正激波在根部变成了 λ 激波。(2) 整个翼面的气流总压损失减少而升力并不减少。(3) 空腔深度为 1/4 in 时较 3/4 in 时减阻效果明显。(4) 激波下游的当地静压力降低, 抑制了分离的发生。(5) 斜激波总是从开孔区的前缘产生的。继 Nagamatsu 之后, 德国的 Thiede 和 Krogmann 在 DFVLR 哥廷根的 $1\text{m}\times 1\text{m}$ 大型跨声速风洞中, 在超临界翼型半模型上进行了研究^[3], 他们还特别讨论了开缝的情况。他们得到的主要结论是: (1) 在强激波干扰区, 开双缝和开孔都能取得较大的减阻, 最佳升阻比 L/D 能提高大约 15%。(2) 开孔和开双缝都提高了发生严重抖振时的马赫数, 推迟了分离, 而开双缝对抑制抖振特别有效。英国的 Raghunathan 在女王大学的 $10\text{cm}\times 10\text{cm}$ 跨声速风洞中, 进行了多项实验研究^[4,5], 他主要是从开孔方向、开孔率、开孔分布以及开孔对压力波动的影响这些方面进行探讨的。

国内工程热物理所的余申等人在超声速叶栅中进行了被动控制研究^[6,7]。

在计算分析方面, 美国的 C. L. Chen 利用势流理论计算再加入粘性影响^[8], 计算 NACA0012 和 RAE2822 模型的被动控制效果, 他们的结论是: (1) 近壁激波减弱, 孔壁尾缘压力降低, 压力阶跃幅度变小, 区域变宽。(2) 孔壁间流动在 λ 激波区产生一个球状隆起, 但不是分离。(3) 孔壁上的引射降低 C_p , 抽吸升高 C_p 。

2 被动控制研究使用的实验设备

2.1 实验设备参数

本实验的跨声速装置是利用力学所的 JF8 高超声速激波风洞改装而成。本实验中用圆形截面变方形截面过渡段和跨声速实验段代替原激波风洞的喷管段和实验段。高压段长 6 米, 低压段长 14 米, 中间由夹膜机连接, 高、低压段内径都为 $\Phi 150\text{mm}$ 的圆形通道。圆变方过渡段长 150mm, 实验段截面为 $130\text{mm}\times 55\text{mm}$ 的矩形, 实验段总长为 850mm, 真空罐容积为 20m^3 。

2.2 跨声速实验段

跨声速实验段主要包括通道、马赫数调节装置二部分。

为消除洞壁干扰, 本实验段的上壁面采用开槽壁板。开三条槽, 中间对称线上的一条槽可以根据需要堵住。当三条槽全开时, 开槽率为 8%。槽板厚为 5mm, 槽对称于板的中心线分布, 两槽之间相距为 12.5mm, 槽宽为 1.5mm, 槽从模型前的 1.5 倍弦长处一直延长到模型后的 2 倍弦长处。驻室深度为 10mm, 见图 2。对空腔内的气体不采用主动抽吸, 而是让从槽壁前部排移进空腔的气体从后部自动流出, 来流马赫数是通过实验段后部的气流门式调节装置进行调节的。

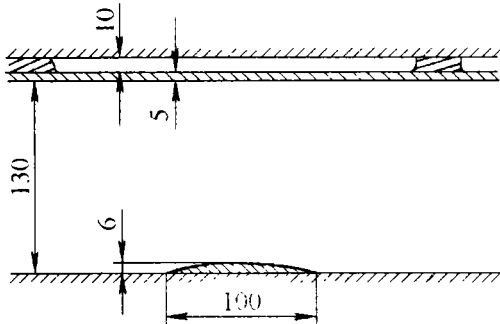


图 2 模型段示意图

2.3 实验模型

我们在实验中选取了厚度比为 12% 的二维圆弧翼型的半模型, 布置在下壁面上。实验中模型攻角都为 0° , 模型弧长取为 $c=100\text{mm}$, 宽 $w=55\text{mm}$ 。

由于实验段气流通道截面为 $130 \times 55 \text{mm}^2$ 的矩形, 因此模型的堵塞度为: $6/130=4.6\%$ 。

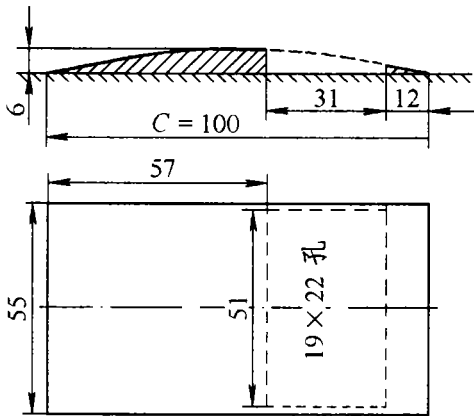


图3 开孔模型上开孔区示意图

本实验厚度比为 12% 的圆弧翼型半模型采用固壁和开孔壁两种形式。根据文献中实验结果以及模型特性预测, 激波位置大约在 $0.60c \sim 0.90c$ 之间, 因此将翼型内空腔的位置布置在 $0.55c \sim 0.90c$ 之间, 开孔区布置在 $0.57c \sim 0.88c$ 之间, 见示意图 3。顺气流方向布置 19 排孔, 沿气流横向布置 22 列孔, 共 $19 \times 22=418$ 个均匀分布孔。开孔垂直于模型当地表面。开孔模型考虑到强度因素, 壁厚取为 2mm, 实验中空腔的变化采用铝片粘结密封的方法, 腔深可以从 1mm 到 4mm 范围内变化。

厚度比为 12% 的圆弧翼型半模型, 开孔的孔径取为 1.0mm, 开孔率为 5.9%。

3 实验结果分析

整个流场的实验时间约 30ms 左右, 稳定的流场时间约为 5ms~10ms。

在 $M_\infty = 0.762 \sim 0.800$, $Re_\infty/m = (2.98 \sim 3.06) \times 10^7$ 的范围内, 在一厚度比为 12% 的圆弧翼型半模型上进行了实验研究, 比较了采用固壁、不同空腔深度的开孔壁模型表面马赫数分布变化。首先测量了模型为固壁时表面马赫数分布; 然后测量了模型采用开孔壁面, 孔壁下空腔深为 1mm 和 3mm 两种情况的表面马赫数分布, 以及受来流参数变化的影响。

图 4~ 图 6 中是开孔壁面模型表面马赫数分布以及与固壁模型表面马赫数分布的比较结果。开孔壁下空腔采用了 1mm 和 3mm 两种腔深。

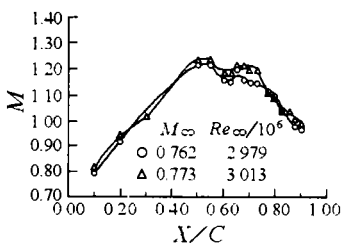


图4 开孔壁模型空腔深 1mm 时表面 M 数分布

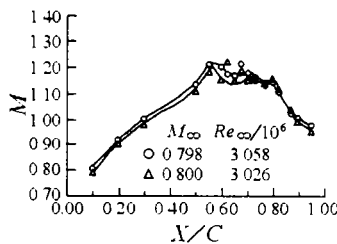


图5 开孔壁模型空腔深 3mm 时表面 M 数分布

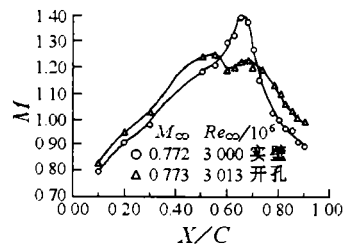


图6 固壁表面及开孔壁表面空腔深 1mm 时表面 M 数分布比较

图 4 是腔深为 1mm 时开孔模型表面的 M 数分布曲线。一条曲线在 $0.55c$ 之前一直爬升到峰值 $M_s=1.22$ 左右, 然后在 $0.55c \sim 0.62c$ 之间有一个 M 数下降区, M 数下降到 1.15 左右, 然后在 $0.62c \sim 0.67c$ 之间有个小的上升区, 达到 1.17, 然后在 $0.67c \sim 0.80c$ 间 M 缓慢下降到 1.10 左右, 在 $0.80c \sim 0.90c$ 间 M 下降为亚声速。另一来流状态时曲线大致相似, 在 $0.55c$ 之前一直爬升到 $M_s=1.23$ 左右, 在 $0.55c \sim 0.62c$ 之间 M 略下降到 1.19 左

右, 在 $0.62c \sim 0.67c$ 间 M 上升到 1.20 左右, 然后在 $0.67c \sim 0.72c$ 之间比较平缓下降, 在 $0.72c \sim 0.90c$ 之间有一个比较宽的陡降区。

比较上面两条曲线可以看到在开孔区上 M 波动地下降, 但下降量很少, 一直到开孔区后才开始有比较明显的 M 降低。这是由于开孔壁面的存在使得波前与波后的流场形成了回流, 从开孔壁面前部的孔中出来的气流使超声速流在 $0.55c \sim 0.62c$ 之间压缩减速或通过弱激波减速。通过弱斜激波减速后的气流由于曲面形状原因, 产生膨胀波, 故在 $0.62c \sim 0.67c$ 之间又有加速, 然后又经过弱激波缓慢减速, 直到开孔区尾部, 减速到亚声速, 但此时因为气流已经过了一个比较宽的减速区, 减速到比较低的马赫数, 也就避免了较强的终止正激波减速, 最后终止激波也明显后移了^[10]。

在图中的两种状态 $\Delta M_\infty = 0.011$, $\Delta Re_{c, \infty} / 10^6 = 0.034$, 但曲线基本一致。这说明开孔使模型表面 M 数分布对实验条件下的来流状况变化不敏感。

图 5 是空腔深为 3mm 时表面 M 数分布, 从图中看到两种来流状态下, 表面 M 数分布曲线几近一致。在 $0.55c$ 之前 M 一直爬升到 $M_s = 1.21$ 左右, 然后 M 在 $0.55c \sim 0.80c$ 之间是缓慢波动地下降, 在 $0.80c \sim 0.92c$ 之间 M 才陡降, 但此时陡降的幅度已很小了, 在 $0.55c \sim 0.80c$ 的区间 M 数缓降了约 0.1, 但缓降比图 4 更平缓, 中间 M 数降落与上升区没有图 4 中那么明显。气流在开孔区经过几次弱斜激波或压缩波减速到比较低的 M 数才通过较弱的终止激波达到亚声速, 终止激波也后移。

图 6 比较了固壁和腔深 1mm 的开孔壁两种情况下的 M 数分布, 以观察被动控制作用。在开孔的情况下 M 分布曲线已没有了 M 尖峰, 而波动的 M 数下降曲线, 下降区在 $0.55c \sim 0.90c$ 间, M 在 $0.90c$ 之后才降到亚声速。而在固壁情况下, M 在 $0.65c$ 左右上升到峰值 $M_s = 1.39$ 左右, 在 $0.65c \sim 0.79c$ 的距离内陡降为亚声速, 下降区域减少了 $0.20c$, 而下降幅度却大 0.15 左右, 因此激波强多了。开孔区的被动控制作用使峰值 M_s 下降了 10% 以上。而激波强度下降得更多。采用开孔壁时, 经过终止激波之后, 气流 M 数比固壁时高, 因此逆压梯度小。这是被动控制的一个重要作用。

4 结 论

(1) 在固壁模型表面马赫数分布规律是典型的, 与文献中的结果相一致。在模型表面马赫数达到比较高的峰值后发生陡降至亚声速。在马赫数达到峰值前没有不规则的波动。这说明现在使用的实验段中产生的流场没有发生堵塞, 符合实验要求。

(2) 厚度比为 12% 的圆弧翼型半模型采用开孔壁时表面马赫数分布的下降区很宽, 下降时为波动缓降, 流动是经过一系列压缩波和弱激波减速。最大 M_s 降低了约 14%。终止激波的位置后移较大。取得了很好的被动控制效果。同时升力并不减少。空腔深度为 3mm 时比 1mm 时的被动控制效果稍好一些, 但不明显。

(3) 采用开孔壁的实验中, 强激波变成了弱激波, 气流通过激波的总压损失减少, 起到了被动控制减阻的作用。

(4) 要取得更广泛, 更精确的实验结果, 需进一步完善实验设备和测试手段。

(5) 上述研究结果不仅应用于外部流动中的减阻, 而且对超、跨声压气机中激波与边界层干扰的控制, 也具有重要意义^[6,7], 它的直接结果将是提高压气机的效率和工作的稳定性^[11]。

本工作的完成得到力学所八室许多同志支持和帮助, 在此谨表感谢!

参 考 文 献

- [1] Bahi L, *etal.* Passive Shock Wave/Boundary Layer Control for Transonic Airfoil Drag Reduction. AIAA-83-0137, 1983
- [2] Mitty T, *etal.* Oscillatory Flow Field Simulation in a Blow-Down Wind Tunnel and the Passive Shock Wave/Boundary Layer Control Concept. AIAA-89-0214, 1989
- [3] Krogmann P, *etal.* Effects of Suction on Shock/Boundary Layer Interaction and Shock Induced Separation. *Journal of Aircraft*, 1985, 22(1): 37-42
- [4] Raghunathan S, *etal.* Passive Shock-Wave/Boundary-Layer Control on a Wall-Mounted Model. *AIAA J.* 1987, 25(2): 275-278
- [5] Raghunathan S, *etal.* Alleviation of Shock Oscillations in Transonic Flow by Passive Controls. AIAA-90-0046, 1990
- [6] Yu S, *etal.* Some Preliminary Experimental Results on Passive Control of Shock Wave Boundary Layer Interaction in Compressor Cascades. In: *Proceedings 1st ISAIF*. Beijing: 1990. 207-209
- [7] Yu S, *etal.* Passive Control of Shock Boundary Layer Interaction in Transonic Axial Compressor Cascade Flow. *Acta Mechanica*, 1994, Suppl. 4: 207-217
- [8] Chen C L, *etal.* Computation of Viscous Transonic Flow over Porous Aerofoils. AIAA-87-0359, 1987
- [9] 秦俭. 跨声速激波边界层干扰被动控制的实验研究: [硕士论文]. 合肥: 中国科学技术大学, 1993
- [10] 张瑜. 膨胀波与激波. 北京: 北京大学出版社, 1983
- [11] 张瑜. 论超、跨声速压气机中激波与边界层的干扰. *气动力学*, 1982, (3): 1-7

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON PASSIVE CONTROL OF SHOCK BOUNDARY LAYER INTERACTION ON A CIRCULAR ARC AIRFOIL

Zhang Yu Li Jingmei* Yu Shen** Qin Jian***

(Management College, University of Science and Technology of China, Beijing, 101408)

(*Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

(**Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

(***Graduate School, University of Science and Technology of China, Hefei, 230026)

Abstract

This research was done in the shock tunnel in the Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences. On a half model of a circular arc airfoil of 12% thickness ratio, in the range $M_\infty = 0.762$ to 0.800 and $Re_\infty/m = 3 \times 10^7$, passive control phenomena and some related factors were investigated experimentally. Experiments on solid surface and on perforated surface were compared. The results indicate that passive control technique can reduce peak Mach number on the surface of the airfoil and reduce the adverse pressure gradient, shock is also weakened. This will reduce the drag of an aircraft. It may raise the efficiency of a transonic compressor and stabilize shock oscillation. It was the first time to investigate passive control of shock boundary layer interaction in a shock tunnel.

Keywords transonic flow, passive control, shock wave boundary layer interaction