

跨声速激波边界层相互作用的被动控制

张 瑜

(中国科学技术大学管理学院, 北京 101408)

李 静 美

(中国科学院力学研究所, 北京 100080)

秦 俭

(中国科学技术大学研究生院, 合肥 230026)

摘要 运用激波管风洞在 $Re_{\infty}/m=3 \times 10^7$, $M_{\infty} = 0.732-0.817$ 范围内, 在厚度比为 12% 的圆弧翼型半模型和厚度比为 14% 的超临界翼型半模型上, 对被动控制现象及其若干规律进行了实验研究. 结果表明, 不同空腔深度的开孔壁和导管连通壁均可对壁面激波与边界层的相互作用实现被动控制, 使得沿以上两种模型表面的马赫数峰值、逆压力梯度和激波强度明显减小. 这对于飞行器将起到减阻作用. 如将这一原理和方法用于超、跨声速压气机内激波与边界层相互作用的控制, 将提高压气机的效率和工作的稳定性.

关键词 跨声速流, 激波边界层相互作用, 被动控制

引 言

被动控制概念是: 在翼面上产生激波的位置布置一段沿弦长方向的开孔壁面, 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. 来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. 这种效应减少了气流通过激波的总压损失, 降低了通过激波的压力梯度和边界层内的逆压梯度, 抑制了分离的发生, 减少了飞行器表面所受到的阻力. 这一原理是美国兰利研究中心的 Bushnell 和 Whitcomb 博士于 1979 年提出来的^[1]. 最早由美国伦塞勒理工学院的 Nagamatsu 等人进行了实验验证^[2,3], 以后德、英、日、中等国相继进行了这方面的研究.

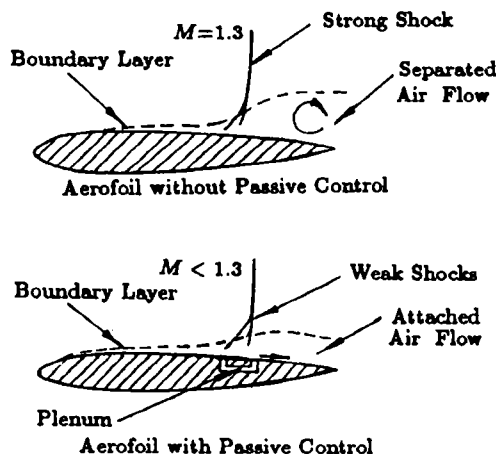


图 1 被动控制概念示意图
Fig.1 The concept of passive control

1994-12-02 收到第一稿, 1995-02-20 收到修改稿.

中国科学院工程热物理研究所的余申等人在超声速叶栅中进行了被动控制实验研究^[4,5].

在计算分析方面, 美国的 Chen. C.L. 等利用势流理论再加入黏性影响^[6], 计算了 NACA0012 和 RAE2822 模型的被动控制效果.

以往的实验和计算表明了下面几点^[7]:

1) 被动控制改变了激波结构 原来的一道终止正激波变成了由一道斜激波(一系列压缩波叠加而成)和减弱的终止正激波组成的 λ 波系. λ 足间、足后流区和空腔通过开孔壁面形成了回流区.

2) 激波结构的改变使表面压力分布改变 通过激波的逆压力梯度减小, 因此减少了发生激波诱导边界层分离的机会, 提高了发生抖振的马赫数, 抑制了压力波动.

3) 开孔率的影响 当开孔率从 0 逐渐增大时, 被动控制的作用逐渐增强. 在文献[2]的实验条件下, 当 $M_\infty = 0.81$, 开孔率为 2.8% 时, 阻力减少达到最大值(40%). 对于不同的模型、不同的来流状况, 有各自不同的最佳开孔率.

4) 开孔分布的影响 在所有的实验中几乎都采用均匀孔分布, Nagamatsu 曾做过一次开孔率为 1.42% 的线性孔分布的实验, 结果是线性分布不如均匀分布. 但计算分析的结果是采用变化的分布率, 特别是在激波足部的开孔密度大最好.

5) 空腔深度的影响 在所有的实验中, 空腔深度在 2mm~7mm 之间变化. 较薄的空腔被动控制效果明显, 此时在开孔区的前缘能形成比较强的斜激波, 终止正激波已很弱, 因此阻力减少显著.

6) 开孔位置与激波位置的影响 超临界翼型的开孔区应位于在临界马赫数时激波所处的位置之后, 这样当来流马赫数提高时, 激波向后移动, 被动控制才起作用^[8].

1 实验设备

目前国内外跨声速激波边界层干扰的被动控制实验研究是在常规跨声速风洞中进行的. 但一般飞机的跨声速飞行雷诺数大致在 $(20\sim60)\times 10^6$ 之间, 常规风洞实验远不能达到这样高的雷诺数. 而跨声速范围的实验雷诺数过低是影响风洞模拟真实情况准确性的主要原因.

通过建造低温跨声速风洞可提高常规风洞所难以达到的雷诺数. 但低温风洞有很大的局限性和明显的缺点, 它的工作介质以及由于低温而引入的一系列问题, 使其结构复杂, 技术要求高, 投资较大. 激波管风洞是现有的一种比较节省资金的高雷诺数实验设备. 它起动快, 有效实验时间比激波管大一个量级, 并且可以在其中比较方便地进行二维跨声速翼型实验. 可用来进行跨声速被动控制的研究. 在激波管风洞中开展激波与边界层相互作用的被动控制实验研究, 在国内外尚属首次.

1.1 设备参数

实验的跨声速装置由中科院力学所的 JF8 高超声速激波风洞改装而成. 原设备由高压段、低压段、喷管、实验段、真空罐等几部分组成. 现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和实验段. 高压段长 6m, 低压段长

14m, 中间由夹膜机连接, 高、低压段都是内径为 $\phi 150\text{mm}$ 的圆形通道. 圆变方过渡段长 150mm, 由圆形通道变为 $130\text{mm} \times 55\text{mm}$ 矩形通道. 实验段总长为 850mm, 实验段截面为 $130\text{mm} \times 55\text{mm}$ 的矩形. 真空罐体积为 20m^3 .

本激波管风洞可以提供的实验时间为 20~30ms, 具体时间长短受来流等条件影响.

1.2 跨声速实验段

跨声速实验段主要包括通道、马赫数调节装置两部分.

为消除洞壁干扰, 本实验段的上壁面采用开槽壁板. 共三条槽, 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 5mm, 槽对称于板的中心线分布, 两槽之间相距 12.5mm, 槽宽为 1.5mm, 见开槽壁简图 2. 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 3. 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, 侧壁采用实型壁. 对于二维模型实验, 当侧壁边界层发展不严重时, 这种设计是可行的. 实验略去了地板和侧壁边界层干扰的影响. 来流马赫数通过实验段后部的气流门式调节装置进行调节. 调节门开启大小改变尾部出口气流通道面积, 从而调节来流马赫数.

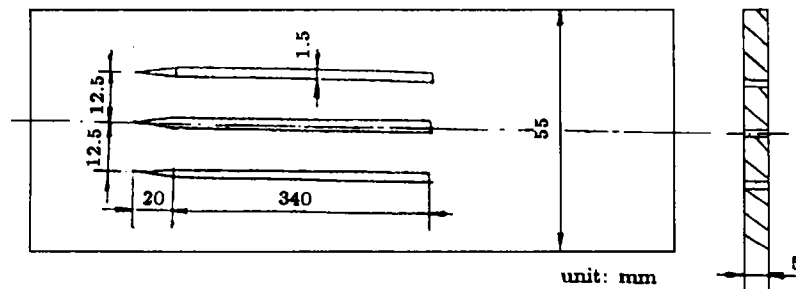


图 2 开槽上壁面示意图
Fig.2 Upper wall with slots

1.3 模 型

选取了两种不同翼型的模型. 一种是厚度比为 12% 的二维圆弧翼型半模型, 另外一种为厚度比为 14% 的二维超临界翼型半模型, 布置在下壁面上. 模型攻角都为 0° , 弦长 $c = 100\text{mm}$, 宽 $w = 55\text{mm}$.

由于实验段气流通道截面为 $130\text{mm} \times 55\text{mm}$ 的矩形, 因此这两种模型的堵塞度分别为: 圆弧面模型: $6/130 = 4.6\%$; 超临界翼型模型: $7/130 = 5.4\%$. $H/c = 130/100 = 1.3$, H 为实验段高度.

实验圆弧翼型半模型有三种形式: 实壁, 开孔壁, 用导管前后连通的壁. 厚度比为 14% 超临界翼型半模型采用实壁和开孔壁两种形式. 根据模型特性预测, 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, 见图 4. 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. 导管连通孔为两排 $\phi 2.0$ 的孔, 分别位于

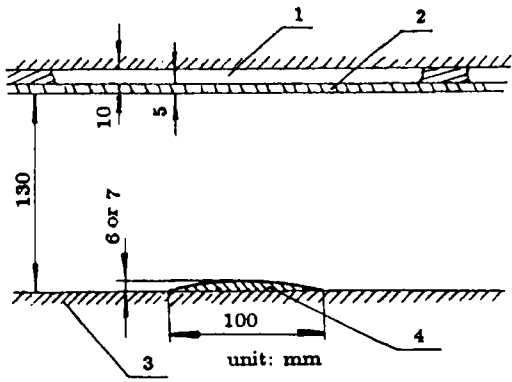


图 3 模型段

- 1. 排移气体空腔, 2. 开槽上壁面,
 - 3. 下壁面, 4. 翼型半模型
- Fig.3 Model section
 1. Cavity above slotted wall for removing air,
 2. Upper wall with slots, 3. Solid lower wall,
 4. Aerofoil half model

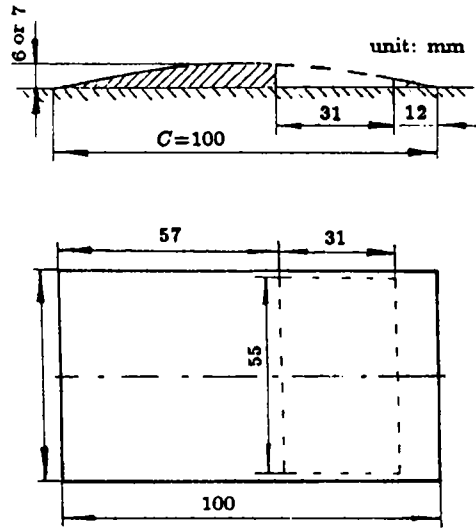


图 4 开孔壁模型上的开孔区示意图

Fig.4 Perforated region on the model

0.57c 和 0.85c 处, 见图 5. 开孔和导管孔都垂直于模型当地表面. 考虑到强度因素, 开孔模型壁厚取为 2mm. 实验中空腔的变化采用铝片粘结密封的方法, 腔深变化范围可从 1mm 到 4mm.

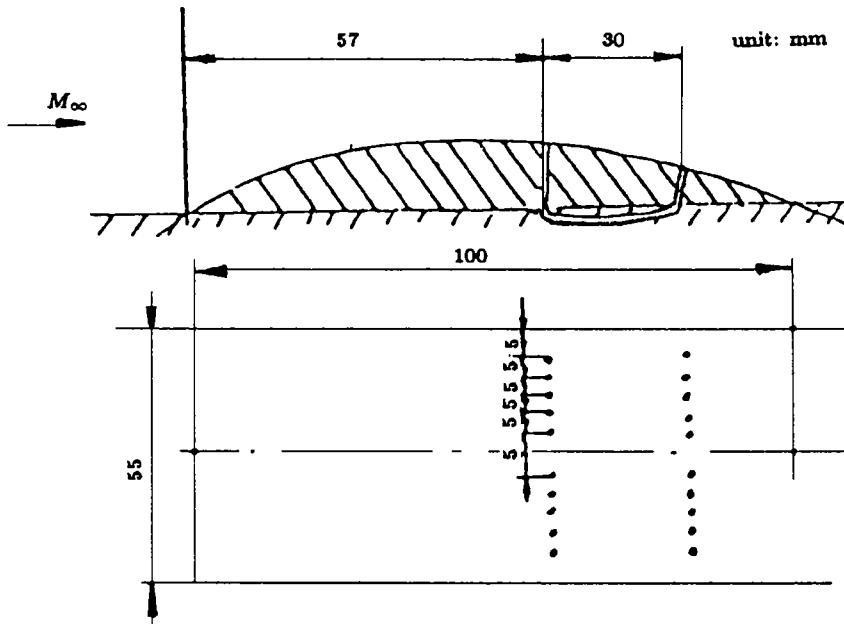


图 5 导管连通壁模型示意图

Fig.5 The model with conduit tubes

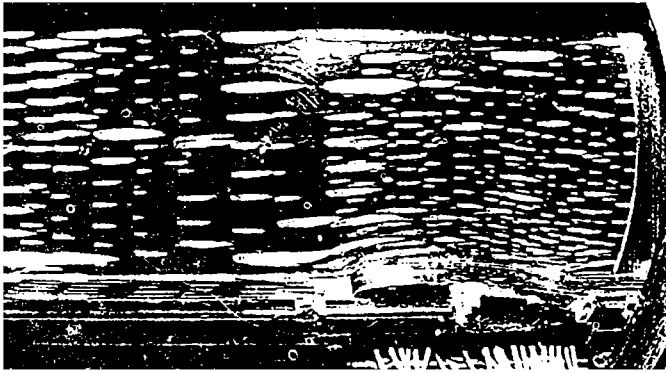


图 7 超临界翼型半模型上油流图

Fig.7 Flow visualization picture on supercritical aerofoil half model

到峰值 1.24 后, 开始了陡降; 陡降区在 $0.65c \sim 0.75c$ 之间, 可判定激波在这个区间产生; 从陡降之后的 M 数递减可以看到, 流动经过激波之后, 速度已很快地降到亚声速. 从图中还可看出两条重合的曲线, 其 $\Delta M_\infty = 0.004$, $\Delta Re_{c,\infty}/10^6 = 0.006$, 可认为来流状态基本相同. 此时表面 M 数分布曲线在数据测量误差范围之内一致, 说明实验的重复性很好.

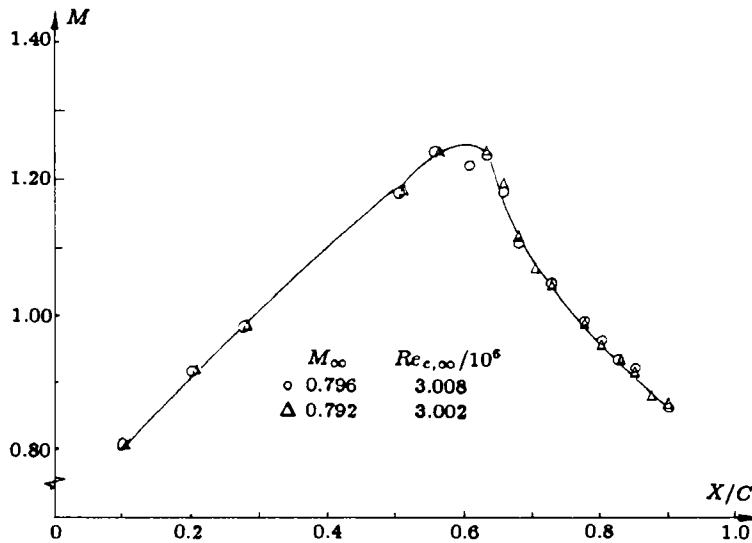


图 8 厚度比 12% 圆弧翼型半模型实壁表面马赫数分布

Fig.8 Mach number distribution on circular-arc aerofoil half model (thickness ratio: 12%)

图 9 是采用前后用导管连通壁面进行被动控制时表面 M 数的分布. 图中有三个不同的来流状态. 从图中可以看出三条曲线都是在 $0.50c$ 前爬升, 直到 $M = 1.21$ 左右, 然后在区间 $0.50c \sim 0.72c$ 内下降至亚声速. 三条曲线最大 $\Delta M_\infty = 0.01$, 最大 $\Delta Re_{c,\infty}/10^6 = 0.07$, 但三条曲线基本重合, 说明采用导管连通后模型表面 M 数分布对来流状态的变化不很敏感. 马赫数分布在下降区域不是陡降而是经过 $0.50c \sim 0.72c$

的 $0.22c$ 宽的区域缓降到亚声速. 说明激波的强度大为减弱, 并且激波位置发生在一个小范围内. 激波位置变化对来流马赫数和雷诺数的改变不敏感.

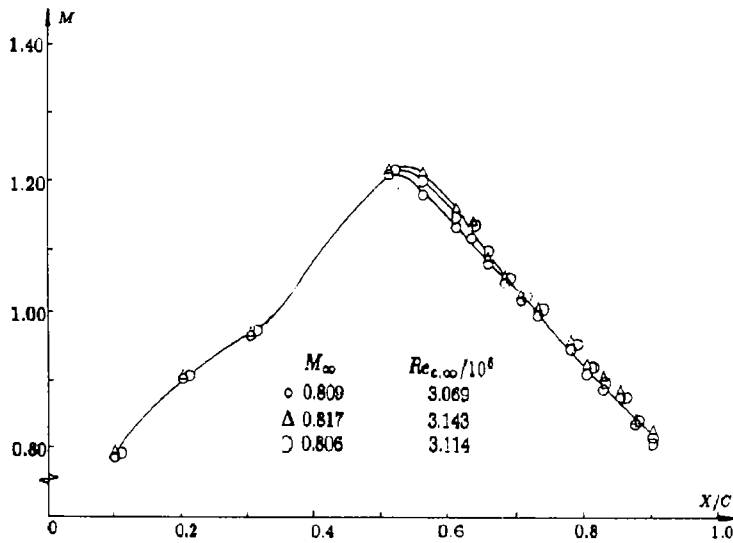


图 9 厚度比 12% 圆弧翼型半模型固壁前后导管连通时表面马赫数分布
Fig.9 Mach number distribution on the wall with conduit tubes (thickness ratio 12%)

从这一结果可以看出, 采用导管连通进行被动控制产生了降低激波强度, 从而减阻、抑制分离, 以及稳定激波位置的作用.

图 10~ 图 14 是开孔壁面与实壁表面马赫数分布的比较. 开孔壁下采用了 1mm 和 3mm 两种腔深.

图 10 是腔深为 1mm 时开孔壁表面的 M 数分布. 曲线在 $0.55c$ 之前爬升, 到峰值 1.22 左右, 然后在 $0.55c \sim 0.62c$ 之间有一个 M 数下降区, 下降到 1.15 左右, 在 $0.62c \sim 0.67c$ 之间有个小的上升区, 达到 1.17 左右, 然后在 $0.67c \sim 0.80c$ 间缓慢下降到 1.10 左右, 在 $0.80c \sim 0.90c$ 间下降为亚声速. 另一来流状态的曲线大致相似, 在 $0.55c$ 之前 M 数爬升到 1.23 左右, 在 $0.55c \sim 0.62c$ 之间下降, 但下降量很小, 达 1.19 左右, 在 $0.62c \sim 0.67c$ 之间 M 上升到 1.20 左右, 在 $0.67c \sim 0.72c$ 之间比较平缓地下降, 在 $0.72c \sim 0.90c$ 之间有一个比较宽的下陷区, 气流变为亚声速.

比较上面两条曲线可以看到 M 数在开孔区上波动地下降, 在开孔区后才开始明显的降低. 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斜激波减速. 之后由于曲面形状原因, 产生膨胀波, 故在 $0.62c \sim 0.67c$ 之间又有加速, 然后又经过弱斜激波减速, 直到开孔区尾部, 减到亚声速. 因气流预先已经过了比较宽的减速区, 马赫数已大为降低, 就避免了较强的终止正激波, 终止激波位置也后移了 [9].

图中两种状态 $\Delta M_\infty = 0.011$, $\Delta Re_{c,\infty} / 10^6 = 0.034$, 但曲线基本一致. 说明开孔壁表面 M 数分布对实验条件下的来流状况变化不敏感.

图 11 是腔深为 3mm 时表面 M 数分布, 在两种来流状态下, M 数分布曲线几

近一致. 在 $0.55c$ 之前 M 上升到 1.21 左右, 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 数才有陡降, 但陡降的幅度已很小. 在 $0.55c \sim 0.80c$ 间 M 数缓降了约 0.1, 比图 10 更平缓, 其间 M 数降落与上升没有图 10 中那么明显. 图 11 与图 10 所反映的规律是相近的.

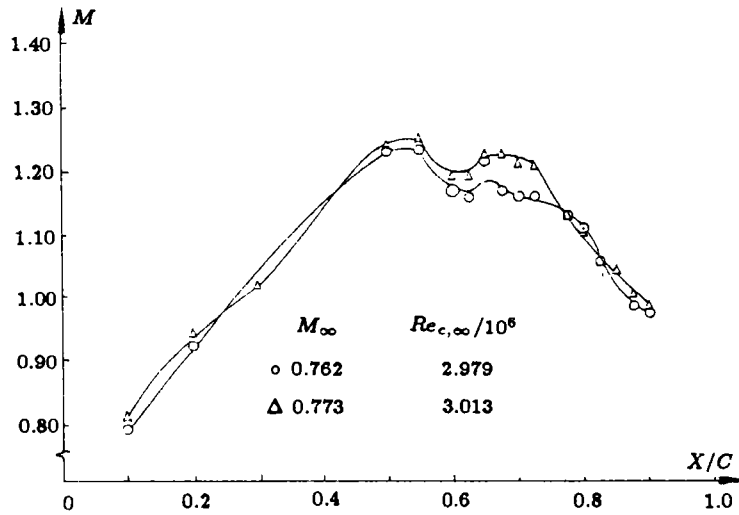


图 10 厚度比 12% 圆弧翼型半模型开孔壁表面马赫数分布 (腔深 1mm)
Fig.10 Mach number distribution on porous circular-arc aerofoil half model (thickness ratio: 12%; cavity deepness: 1mm)

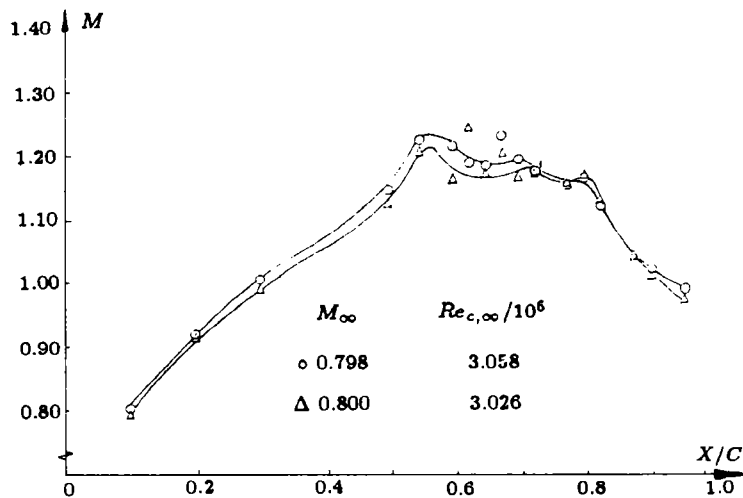


图 11 厚度比 12% 圆弧翼型半模型开孔壁表面马赫数分布 (腔深 3mm)
Fig.11 Mach number distribution on porous circular-arc aerofoil half model (thickness ratio: 12%; cavity deepness: 3mm)

图 12 对实壁和腔深 1mm 的开孔壁两种情况下的 M 数分布作了比较, 以判定开孔壁的被动控制作用. 从图中看到在开孔壁的情况下 M 数分布几乎没有了尖峰, 而代之以波动的下降, 下降区在 $0.55c \sim 0.90c$ 间, 在 $0.90c$ 之后才降到亚声速. 而在实壁情况下, M 数在 $0.65c$ 左右上升到峰值 1.39 左右, 在 $0.65c \sim 0.80c$ 的距离内陡降为亚声速. 下降区域宽度减少了 $0.20c$, 下降幅度却大 0.15 左右. 因此激波强多了.

此外，采用开孔壁时，经过终止激波之后，气流 M 数比实壁时高，即波后的静压上升少，因此逆压梯度小，抑制了边界层的分离。这是被动控制的一个重要作用。

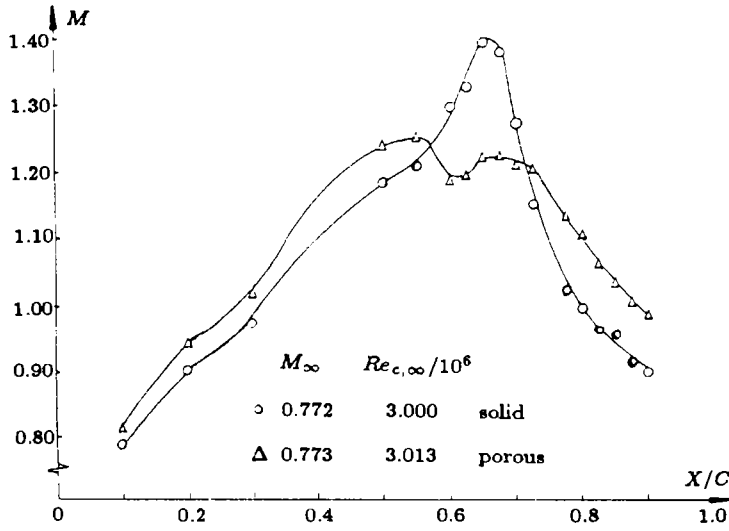


图 12 厚度比 12% 圆弧翼型半模型实壁与开孔壁 (腔深 1mm) 马赫数分布的比较
 Fig.12 Comparison of mach number distributions between solid aerofoil and porous aerofoil (cavity deepness: 1mm; thickness ratio: 12%)

图 13 是采用实壁和开孔壁 (腔深 1mm) 模型表面压力系数分布的比较。从图中可见，在开孔壁情形下，虽然 c_p 曲线峰值降低了，使升力有所损失，但在 $0.725c$ 之后 c_p 又比实壁表面的 c_p 大，升力又得到补偿。从 c_p 曲线下的面积看，采用开孔壁面时开孔区后部得到的升力增加并不比开孔区前部的升力损失小。在实验条件下，采用开孔壁进行被动控制时升力损失即使有也不明显，而由于降低激波强度得到的减阻效果却十分明显。

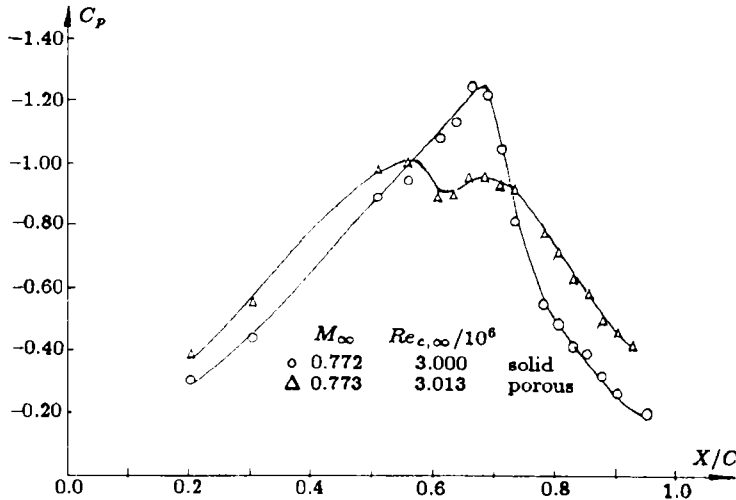


图 13 厚度比 12% 圆弧翼型半模型实壁与开孔壁 (腔深 1mm) 压力系数分布的比较
 Fig.13 Comparison of pressure coefficient distributions between solid aerofoil and porous aerofoil (cavity deepness: 1mm; thickness ratio: 12%)

图 14 将采用导管连通, 腔深分别为 1mm 和 3mm 的开孔壁与实壁上的 M 数分布进行了比较. 由于实验所限没有对同一起来流状况下的各种情况进行比较. 但选用的实壁数据是在 $M_\infty = 0.772$, $Re_{c,\infty}/10^6 = 3.000$ 下取得的, 而导管连通壁以及腔深分别为 1mm 和 3mm 开孔壁时来流 M_∞ 和 $Re_{c,\infty}$ 都比实壁时大, 但结果是实壁的激波强度大. 采用导管连通被动控制时, 虽有一个 M 峰值, 但却显著降低了. M 通过较实壁情形为宽的距离下降为亚声速. 采用开孔壁进行被动控制时已没有了明显的 M 数峰值. 在一个更宽的区域内波动地下降, 波后 M 数较高. 采用导管时只有一个 M 数缓降区, 而采用开孔壁时则有一个较宽的 M 数波动缓降区, 这是因为导管只相当于有两排开孔, 而开孔壁开孔则是一个区间, 导致流场在较大的区间内波动地压缩减速.

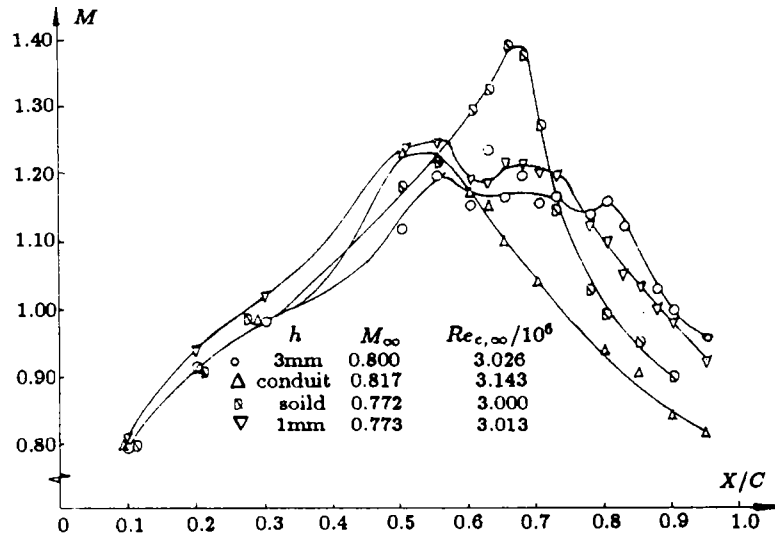


图 14 厚度比 12% 圆弧翼半模型实壁、开孔壁、导管连通壁表面马赫数分布的比较
Fig.14 Comparison of mach number distributions among solid aerofoil porous aerofoils and aerofoil with conduit tubes (thickness ratio: 12%)

2.2 厚度比为 14% 的超临界翼型半模型

测量了实壁和采用腔深为 1mm 的开孔壁两种情形表面马赫数的分布, 见图 15.

采用实壁时对两种来流状况两曲线基本重合, 即当来流状态变化不大时, M 数分布变化也很小, 这与超临界翼型的稳定性特点相吻合. M 数在 $0.40c$ 前是爬升的, 在 $0.40c$ 之后有个突起, 到 $0.62c$ 达到峰值 1.27 左右, 然后陡降, 在 $0.70c$ 左右达到亚声速. 说明在 $0.62c \sim 0.70c$ 之间有一道较强的激波. 超临界翼型在 $0.40c$ 处达到最大厚度, $0.40c$ 之后厚度是减小的, 流场 M 数分布与此相符. 在采用开孔壁的情况下, 当 $M_\infty = 0.747$ 时, 在 $0.50c$ 之前 M 数爬升到 1.15, 之后, 在 $0.55c \sim 0.73c$ 间 M 开始缓降到 1.07 左右, 在 $0.73c \sim 0.83c$ 间下降至亚声速. 两次下降幅度都较小, 下降区域也较宽. 当来流状况为 $M_\infty = 0.732$ 时, M 分布趋势与 $M_\infty = 0.747$ 时类似, 只是 M 数峰值更低了. 从这些曲线可以看到当采用开孔壁进行被动控制时, 减小了 M 峰, M 陡降区几乎消失, 并且在 $0.68c$ 之后, 开孔壁的马赫数已高于实壁上的马赫数, 说明经过一系列压缩波后静压上升较小. 可见开孔壁被动控制的作用明显.

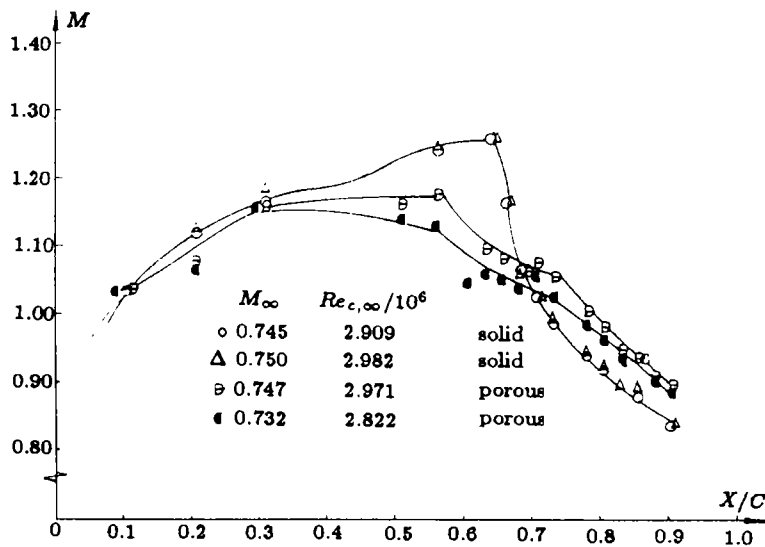


图 15 厚度比 14% 超临界翼型半模型实壁与开孔壁 (腔深 1mm) 表面马赫数分布的比较
 Fig.15 Comparison of mach number distributions between solid supercritical aerofoil and porous supercritical aerofoil (cavity deepness: 1mm; thickness ratio: 14%)

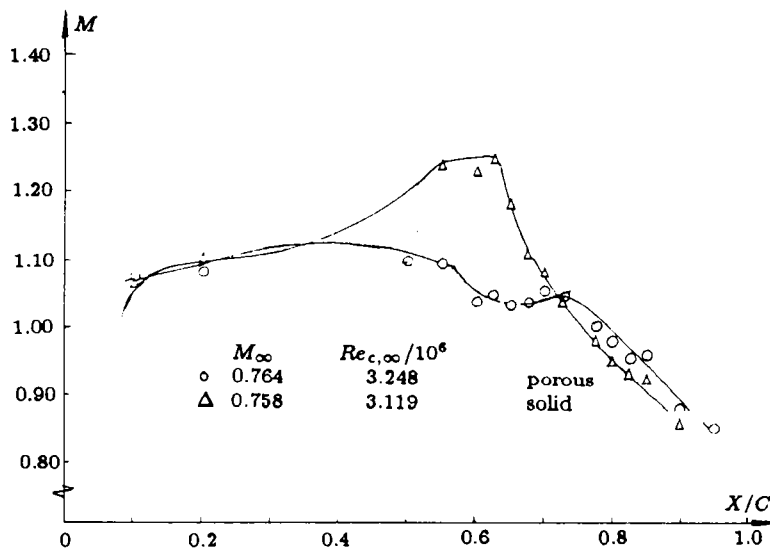


图 16 厚度比 14% 超临界翼型半模型实壁与开孔壁 (腔深 1mm) 表面马赫数分布的比较
 Fig.16 Comparison of mach number distributions between solid supercritical aerofoil and porous supercritical aerofoil (cavity deepness: 1mm; thickness ratio: 14%)

适当提高 M_∞ 和 $Re_{c,\infty}$, 实壁表面 M 数分布变化很小, 开孔壁表面 M 数分布曲线也与图 15 中相似, 见图 16. 说明在实验所考查的 M_∞ 和 $Re_{c,\infty}$ 范围内, 开孔壁面都能起到明显的被动控制作用.

3 结 论

综上所述可得到以下结论:

1) 实壁表面马赫数分布规律是典型的. 在模型表面马赫数达到比较高的峰值, 然后发生陡降至亚声速.

2) 厚度比为 12% 的圆弧翼型半模型采用壁面前后用导管连通时最大 M 数减少, 取得了明显的被动控制效果.

3) 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变宽, 下降时为波动缓降, 流动首先经过一系列压缩波和弱激波减速, 最大 M 数显著降低, 终止激波的位置后移, 取得了很好的被动控制效果. 同时升力并不减少.

4) 空腔深度为 3mm 时比 1mm 时的开孔壁被动控制效果稍好一些, 但不明显.

5) 厚度比为 14% 的超临界翼型半模型采用开孔壁时模型表面马赫数分布没有马赫数尖峰和陡降, 而代之以在较宽区间上的马赫数的缓降, 流动先通过一系列弱斜激波或压缩波, 最后以弱的终止激波减为亚声速. 在实验中最大 M 数降低了 9% 左右. 取得了明显的被动控制效果.

6) 在实验中适当改变来流马赫数和来流雷诺数, 导管连通壁和开孔壁表面马赫数分布变化不大, 且规律稳定, 说明上述被动控制手段运用范围宽广.

7) 上述研究结果不仅可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, 它的直接结果将是提高压气机的效率和工作的稳定性^[10].

本工作的完成得到中国科学院力学研究所八室许多同志的支持和帮助, 在此谨表谢意.

参 考 文 献

- 1 Bahi L, Nagamatsu HT. Passive shock wave/boundary layer control for transonic airfoil drag reduction. AIAA-83-0137, 1983
- 2 Nagamatsu HT, Orozco RD. Porosity effect on supercritical airfoil drag reduction by shock wave/boundary layer control. AIAA-84-1682, 1984
- 3 Nagamatsu HT, Dyer R. Supercritical airfoil drag reduction by passive shock wave/boundary layer control in the mach number range 0.75 to 0.90. AIAA-85-0207, 1985
- 4 Yu S et al. Some preliminary experimental results on passive control of shock wave boundary layer interaction in compressor cascades. In: Proceedings 1st ISAIF, Beijing, 1990: 207-209
- 5 Yu S, et al. Passive control of shock wave boundary layer interaction in transonic axial compressor cascade flow. *Acta Mechanica*, 1994, Suppl. 4: 207-217
- 6 Chen CL, Chen YC. Computation of viscous transonic flow over porous aerofoils. AIAA-87-0359, 1987
- 7 秦俭, 李静美, 张瑜. 激波边界层干扰的被动控制实验研究展望. 见: 第六届全国跨声速流学术会议论文集, 中国航空学会, 中国宇航学会, 中国空气动力学学会, 1993: 201-206
- 8 Raghunathan S. Effect of Porosity Strength on Passive Shock Wave/Boundary Layer Control (TN). *AIAA-J*, 1987(5)
- 9 张瑜. 膨胀波与激波. 北京: 北京大学出版社, 1983
- 10 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

PASSIVE CONTROL OF INTERACTION
BETWEEN SHOCK WAVE AND BOUNDARY
LAYER IN TRANSONIC FLOW

Zhang Yu

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

Li Jingmei

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

Qin Jian

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

Abstract This work has been done in a shock tunnel, in the range $M_\infty = 0.732 \sim 0.817$ and $Re_\infty = 3 \times 10^7$, on different half models: circular arc aerofoils with 12% thickness ratio and supercritical aerofoils with 14% thickness ratio. The results show that: in comparison with solid wall of the model, the porous walls with cavity deepness 1mm or 3mm, and the wall with conduit tubes can reduce the peak of Much Number, adverse pressure gradient, and the strength of shock wave. That means passive control can reduce the drag of an aircraft and can increase the stability of flow. The different ways of passive control above-mentioned have been compared.

Key words transonic flow, interaction between shock wave and boundary layer, passive control