

文章编号: 1000-8055(2010)09-2117-08

流向涡与斜激波相互作用的试验研究和数值模拟

韦宝禧, 章成亮, 徐 旭

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为研究流向涡与斜激波相互作用在超声速燃烧中的应用, 进行了由翼产生的流向涡与楔块产生的二维斜激波相互作用的燃烧室冷流试验研究. 在不同激波强度下, 纹影仪捕捉到了强、中、弱不同的涡/波作用现象. 仿真与试验结果符合得较好. 试验结果表明: 对马赫数为 2.3 流场, 在翼攻角 10° 时, 能产生强流向涡, 此工况下, 楔角越大, 涡/波作用越强. 仿真结果表明: 马赫数对涡/波作用影响较大, 总压影响不明显, 总温可影响亚声速回流区的尺寸.

关 键 词: 涡/波作用; 超燃冲压燃烧室; 流向涡; 斜激波; 泡状激波

中图分类号: V43

文献标识码: A

Experimental and computational study of vortex/oblique shock interaction

WEI Baoxi, ZHANG Chengliang, XU Xu

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: An experimental study of the interaction between supersonic streamwise vortex and two-dimensional oblique shock was conducted to investigate the application of vortex/oblique shock interaction in supersonic combustion. The strong/moderate/weak interactions at different shock strengths were observed in the experiment using color-schlieren method. The numerical results agree with the experiments. Experimental results show that, for the case of $Ma = 2.3$, 10° degrees wing attack angle, vortex is strong, and as wedge compress angle increases the vortex/oblique shock interaction changes from weak to strong interaction. Numerical results indicate that for the same wing and wedge situation, Mach number has strong influence on vortex/shock wave interaction. Total temperature can affect the size of the bubble shock. The effect of total pressure is neglectable.

Key words: vortex/oblique shock interaction; scramjet combustor; streamwise vortex; oblique shock; bubble shock

超声速燃烧室火焰稳定技术是超燃冲压发动机的关键技术之一. 针对超燃燃烧室流场超声速的特点, 为了在有限的时间和空间内获得尽可能高的燃料燃烧效率, 各国学者提出了凹槽、支板、后台阶等火焰稳定装置. 上世纪 90 年代末, 俄罗

斯学者 Sabel^[1] 提出将强涡/波作用应用到超燃燃烧室, 作为增强掺混、稳定火焰的措施. Sabel 通过翼尖涡与正激波作用, 实现了气泡雾化煤油的自点火和稳定燃烧.

与普遍采用的凹槽火焰稳定方式相比, 涡/波

收稿日期: 2009 08 06; 修订日期: 2009 11 25

作者简介: 韦宝禧(1983-), 男, 广西柳州人, 博士生, 研究方向: 超燃冲压发动机火焰稳定技术.

作用火焰稳定方式可方便的调整火焰稳定区位置,利于壁面冷却通道排布.而与支板火焰稳定方式相比其燃料掺混效果更好.

作为一种常见的飞机外流场现象,国内外学者对涡/波作用进行了大量的试验和数值仿真研究^[1-14].但大部分试验都以模拟外流为目的,在相对于试验件大得多的风洞中进行,与燃烧室中受限环境不一致, Sabel 的试验实际也是在超燃直联台燃烧室外的超声速气流中进行的.作为对超燃冲压发动机火焰稳定器的研究, Sabel 的试验存在两方面的不足:一是与流向涡作用的是正激波,这在超燃燃烧室中是难以接受的;另一方面就是上述试验环境的区别.本文目的是设计一种流向涡与斜激波发生强相互作用的火焰稳定装置并研究其在超燃燃烧室内的流场特性.

1 试验设备

1.1 直联式超燃试验台

本试验在北京航空航天大学直联式超燃试验台上进行,它主要由空气加热器、拉法尔喷管、超燃燃烧室等组成.空气加热器作用是提供高温空气,加热后的空气通过拉法尔喷管进行膨胀加速,用以模拟飞行高度 30 km,飞行马赫数为 6 时,超燃冲压发动机燃烧室入口气流条件.考虑到不锈钢翼的烧蚀问题,本文试验未点燃加热器,仅通入冷空气.拉法尔喷管出口的燃气总温约 300 K,总压 0.9 MPa,核心区马赫数约为 2.0.超声速燃烧室由四部分组成:隔离段、一段、二段和三段燃烧室.燃烧室采用单边扩张结构,全长 1500 mm,入口截面尺寸为 54 mm(高)×32 mm(宽),燃烧室一段和三段分别有 5°和 3°的扩张角,本文试验为了避免堵塞,拆掉了二段燃烧室,将一段三段直接连接,如图 1 所示.试验观测区在三段燃烧室,侧壁安装翼及楔块,分别用于产生流向涡和斜激波,同时通过侧壁观察窗,用纹影仪对流场进行观测.

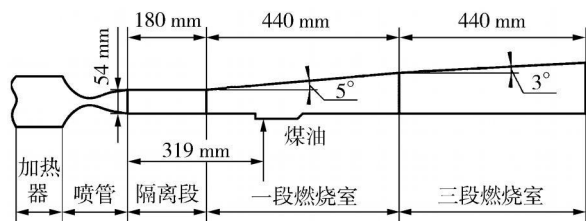


图 1 超声速燃烧室结构示意图

Fig. 1 Sketch of the experiment model combustor

相机采用 Canon EOS 20D,曝光时间为 1/2000s.

1.2 涡、波生成器

涡发生器采用有限翼展模型,如图 2 所示,横截面是菱形,弦长 50 mm,展长 15 mm,最大厚度 7.0 mm,攻角可调.流场中的二维斜激波由横贯在燃烧室中的楔块产生,楔块自身倾角为 20°,与来流夹角可调.图 3 是涡发生器和楔块安装在侧壁基体上的实物图.

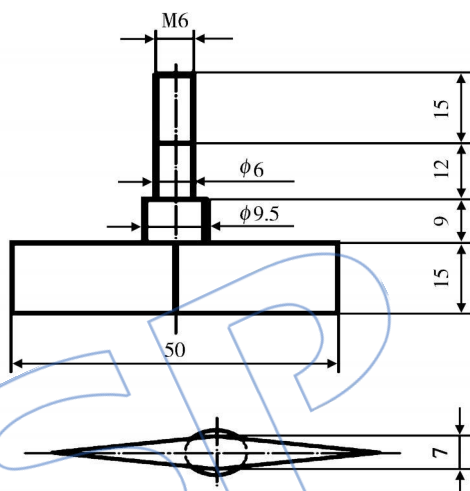


图 2 涡发生器结构图

Fig. 2 Vortex generator



图 3 涡发生器和楔块安装实物图

Fig. 3 Picture of vortex generator and wedge

2 试验设置

2.1 试验工况

试验观测段为超燃燃烧室三段.加热器出口马赫数为 2.0,雷诺数 Re 约为 1.4×10^9 .气流经过燃烧室一段、三段扩张加速后,实际上试验观测位置马赫数已大于 2.0,经对纹影图片楔角与激波角的大小测量后,计算出涡/波作用区域自由流马赫数为 2.3.

2.2 翼攻角及楔块楔角对涡/波作用的影响

试验中通过改变翼攻角和楔块楔角可以获得

不同强度的流向涡和斜激波. 应该说明的是本文没有对翼和楔块角度变化的所有工况进行试验, 经试验观察, 对应于超燃燃烧室内马赫数为 2.3 流场, 翼攻角 10° 左右, 产生的涡最强, 因此本文试验均将翼攻角取为 10° , 仅通过改变楔角获得不同强度的斜激波, 实现不同强度的流向涡/ 激波相互作用.

3 数值仿真

3.1 控制方程和计算格式

本文通过求解稳态三维可压缩雷诺时均 Navier-Stokes (N-S) 方程模拟涡/ 波作用的流场. 计算区域与燃烧室三段尺寸对应, 上壁面扩张角为 3° . 半展翼的翼尖到楔块的距离为 60mm. 在产生涡和激

波的地方进行局部加密, 网格总数 70 万, 中心主流区加密流场网格尺寸为 $\Delta X=0.94\text{mm}$, $\Delta Y=0.033\text{mm}$, $\Delta Z=0.33\text{mm}$, 根据文献[1]的结论, 该尺度的网格足以捕捉到清晰的涡/ 波作用流场细节. 本文进行了翼攻角 10° , 不同楔角及来流工况的计算. 空间离散采用二阶迎风通量差分裂格式; 隐式耦合求解方程组; 湍流模型参考文献[15]的研究结果, 选取标准 $k-\epsilon$ 两方程模型.

3.2 边界条件

- 1) 入口条件: 本文进行了多种来流条件的计算, 具体参数见表 1.
- 2) 出口条件: 外推获得出口条件.
- 3) 壁面条件: 采用无滑移壁面条件, 满足绝热和零压力梯度条件.

表 1 计算参数
Table 1 Computational parameters of model combustor

参数	算例									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
p^*/MPa	0.9	1.2	1.75	1.75	1.75	1.75	1.75	1.75	0.9	0.9
T^*/K	300	300	300	500	600	2000	2000	2000	300	300
Ma	2.3	2.3	2.3	2.3	2.3	2.3	2.5	2.1	2.3	2.3
楔角/ $(^{\circ})$	25	25	25	25	25	25	25	25	21	23

4 结果及分析

4.1 翼尖涡的形成及涡/ 波作用原理

涡/ 波作用是飞机外流研究中的一个经典问题. 当飞机以一定迎角进行超声速飞行时, 在机翼上翼面形成低压区, 下翼面形成高压区. 压差导致流经下翼面的气流会力图绕过翼尖达到上翼面, 使机翼上下表面流线发生偏转并在翼尖形成一个流向集中涡, 此即为翼尖涡. 该涡与飞机尾翼产生的斜激波作用后, 会对飞机的性能有一定影响. 这种作用的强弱受涡强度、激波强度、雷诺数等参数的影响. 各参数条件合适的情况下, 流向涡与激波将形成强相互作用, 出现涡破碎现象并在作用区域形成滞止点及亚声速回流区. 这种涡/ 波强相互作用现象, 是一个复杂的非稳态过程, 其气体动力学过程可简述如下: 经翼产生的流向涡结构, 涡核中心压力及密度低于周围自由流, 当它到达斜激波波面时, 由于斜激波对气体的压缩作用, 在涡刚接触激波时刻, 流向涡内外气流压力以相同比例上升, 涡与激波碰撞后, 流向涡稳定性受到影响,

若此时涡与激波的强度合适, 激波将严重破坏涡结构导致流向涡在波后破碎, 此时涡核对应的波后压力低于自由流的波后压力, 而能保持这一压差稳定存在的流向涡结构又已不复存在, 波后高压处流体迅速向涡核波后的低压区挤压, 导致该处压力上升, 激波强度增大, 涡核处斜激波随着波后压力上升逐渐变为正激波, 甚至在波后出现滞止点及回流现象, 这便是泡状激波的形成过程. 同样的, 滞止点和回流区形成后, 泡状激波也对斜激波构成了影响, 它使斜激波波后压力上升, 有时甚至能将原先的弱斜激波变成强斜激波.

本文试验用彩色纹影仪捕捉到了清晰的涡/ 波作用. 图 4(a) ~ (d) 显示了试验拍摄到的单纯斜激波(无涡/ 波作用)、涡/ 波弱作用、中等强度作用及强相互作用图片.

需要说明的是, 由于泡状涡破裂的非定常性, 纹影拍摄的图片不够清晰. 为了捕捉到清晰的泡状激波边界需调小曝光时间, 这一措施导致存在涡波作用的纹影图片曝光度不足、亮度降低.

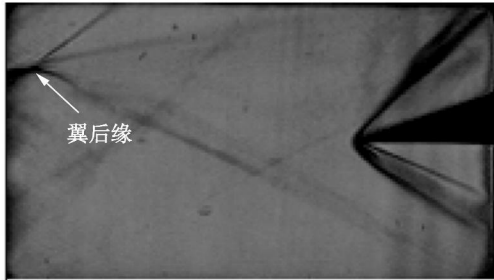
4.2 弱作用及中等作用

文献[3]中将流向涡与斜激波的相互作用分

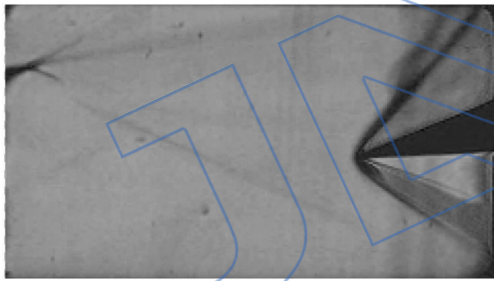
成了 3 个等级: 弱相互作用; 中等作用和强相互作用. 流向涡和斜激波的弱相互作用的特征是: 斜激波波面发生微弱变形, 作用后流向涡保持超声速流动, 并且涡核保持集中.



(a) 楔角 21° ——无涡/波作用



(b) 楔角 21° ——弱作用



(c) 楔角 23° ——中等强度作用



(d) 楔角 25° ——强相互作用

图 4 涡/波作用纹影图片

Fig.4 Schlieren pictures of vortex/ oblique shock interaction

试验在楔角小于 21.5° 时, 观测到了流向涡与斜激波的弱相互作用. 图 4(b) 为楔角 21° 时拍到的纹影图片. 从图中可以看出, 流向涡与激波作用后, 斜激波只是微弱变形.

流向涡和斜激波的中等作用是指作用后没有出现滞止点及回流区, 但作用使斜激波和涡发生较大变形, 激波后出现一个亚声速区. 流向涡和斜激波发生中等作用时会改变流向涡的结构, 原来的一个集中涡变成两个相反旋转的涡. 由于中等强度相互作用在本文的试验光路(横向穿越流场) 下很难辨别, 因此, 本文将涡/ 波作用由明显的弱作用到明显的强相互作用之间的过渡状态认为是中等作用状态. 认为试验在楔角 $21.5^{\circ} \sim 23^{\circ}$ 时观测到的流向涡与激波的作用为中等强度相互作用, 见图 4(c). 数值仿真工作进行了相应的楔角

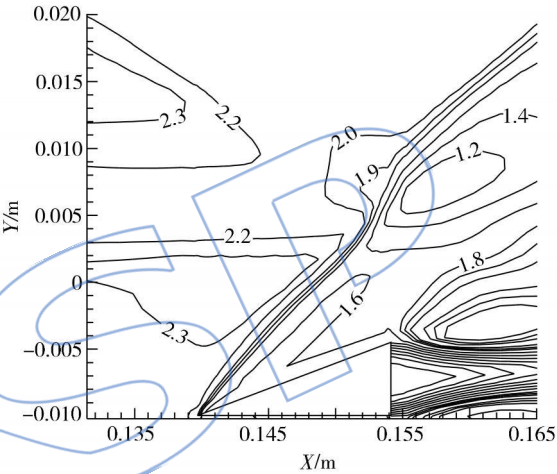


图 5 算例 9 作用中心截面 Ma 等值线图
($Z=0.004\text{m}$)

Fig. 5 Mach number for case 9 on interaction center plane ($Z=0.004\text{m}$)

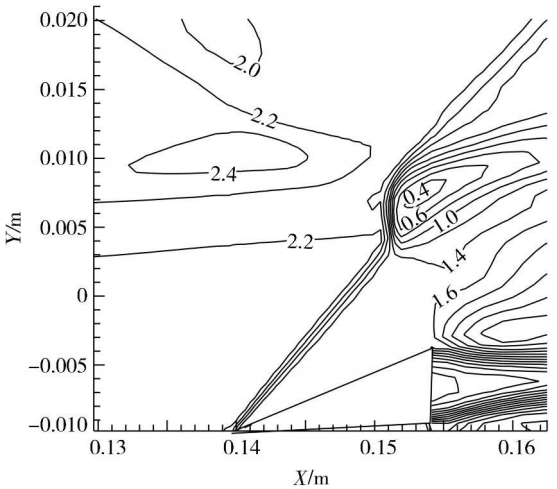


图 6 算例 10 作用中心截面 Ma 等值线图
($Z=0.004\text{m}$)

Fig. 6 Mach number for case 10 on interaction center plane ($Z=0.004\text{m}$)

21°, 23°, 25° 工况的模拟. 图 5 和图 6 分别为楔角 21° 和 23° 工况涡/波作用中心 Z 截面的 Ma 等值线图, 从图 5 中可以看出斜激波结构未发生大的变化. 与纹影图对比, 此计算工况较好的模拟出了试验结果, 涡/波作用仅使得斜激波与涡接触处出现了微弱的变形, 涡后流场未出现亚声速区域. 图 6 中涡/波作用有所增强, 在涡/波接触后, 出现了一个亚声速区域, 此处马赫数最低值为 0.4, 但未出现滞止点, 符合涡/波中等强度作用的特征.

4.3 强作用

本文着重对强相互作用进行研究. 流向涡和斜激波的强相互作用有 3 个流场特性: 在涡轴上出现驻点, 涡核急剧膨胀破碎并形成亚声速回流区. 图 7 是流向涡和斜激波强相互作用的示意图, 图中 BS 表示泡状激波, OS 表示斜激波, TS 表示发射激波, SS 表示分离面, EF 表示膨胀波系.

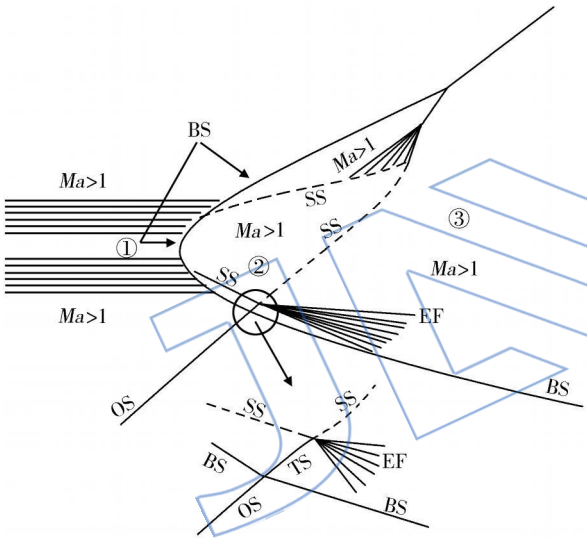


图 7 流向涡和斜激波产生强相互作用的流场示意图^[5]
Fig. 7 Sketch of vortex/oblique shock strong interaction^[5]

试验在楔角 23°~27° 范围内观测到了流向涡和斜激波的强相互作用, 当楔角大于 27° 后楔块前出现了脱体正激波, 已不符合超燃燃烧室的超声速流场特性, 本文不再作进一步研究. 图 4(d) 为楔角 25° 时, 试验拍到的纹影图. 从图中可见, 流向涡与斜激波产生了强相互作用, 一个泡状激波形成于涡与激波接触面. 其流场结构与图 7 极其相似.

楔角 25° 工况的数值仿真结果模拟出了涡/波强相互作用, 计算获得的流场涡量沿流线发展情况及产生的涡/波作用几个关键截面流场示于

图 8 和图 9.

通过图 8 显示的流道中涡量分布可清楚地看到, 超声速气流流经翼后形成的一个稳定的流向涡及其在下游经历变形、破碎的发展过程.

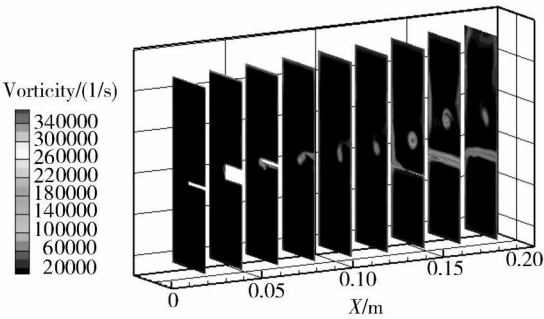


图 8 超燃室沿流向各截面的计算涡量图
Fig. 8 Vorticity magnitude contours on the cross-sectional planes of the supersonic combustor

图 9 截取了涡/波作用流场发展的 4 个关键截面. $X = 0.136\text{ m}$ 截面显示了翼尖产生的稳定的流向涡, 在 $X = 0.138\text{ m}$ 流场截面显示由于激波对涡的作用, 流向涡开始变形, 涡核处速度下降; $X = 0.145\text{ m}$ 处涡波作用使涡核破碎, 形成亚声速回流区; $X = 0.17\text{ m}$ 涡波作用结束, 亚声速区消失, 流场恢复为超声速.

从图 9 的 Ma 分布还可以看出, 在涡波作用后产生的亚声速区, 其最低马赫数已经接近零, 即出现了气流滞止点. 发生这样的强相互作用是因为涡轴较小的速度无法维持斜激波前后的压力梯度导致的.

与试验结果对比后, 可以看出 21° 和 23° 楔角算例较好的模拟出了试验获得的弱和中等强度作用, 所有 25° 工况算例均模拟出了强作用, 只是从泡状激波形状及斜激波激波角大小来看, 数值模拟结果与试验结果相比涡/波作用强度偏弱. 从激波角大小来看, 试验时楔角 25° 涡/波作用为强作用, 并且楔块产生的斜激波为强斜激波. 而数值仿真结果中, 连接泡状激波与楔块的激波仍然是弱斜激波.

分析认为, 强相互作用的数值模拟和试验结果出现上述差异, 原因可能有二: ①翼尖涡生成的计算结果与真实结果有一定出入; ②入口条件未能精确模拟试验段壁面附面层厚度, 导致试验段对壁面反射的激波模拟不准.

4.4 来流马赫数、总温及总压对涡/波作用的影响

对于飞行马赫数为 6 的超燃冲压发动机典型工作状态, 其燃烧室入口马赫数为 2.0 左右, 总温

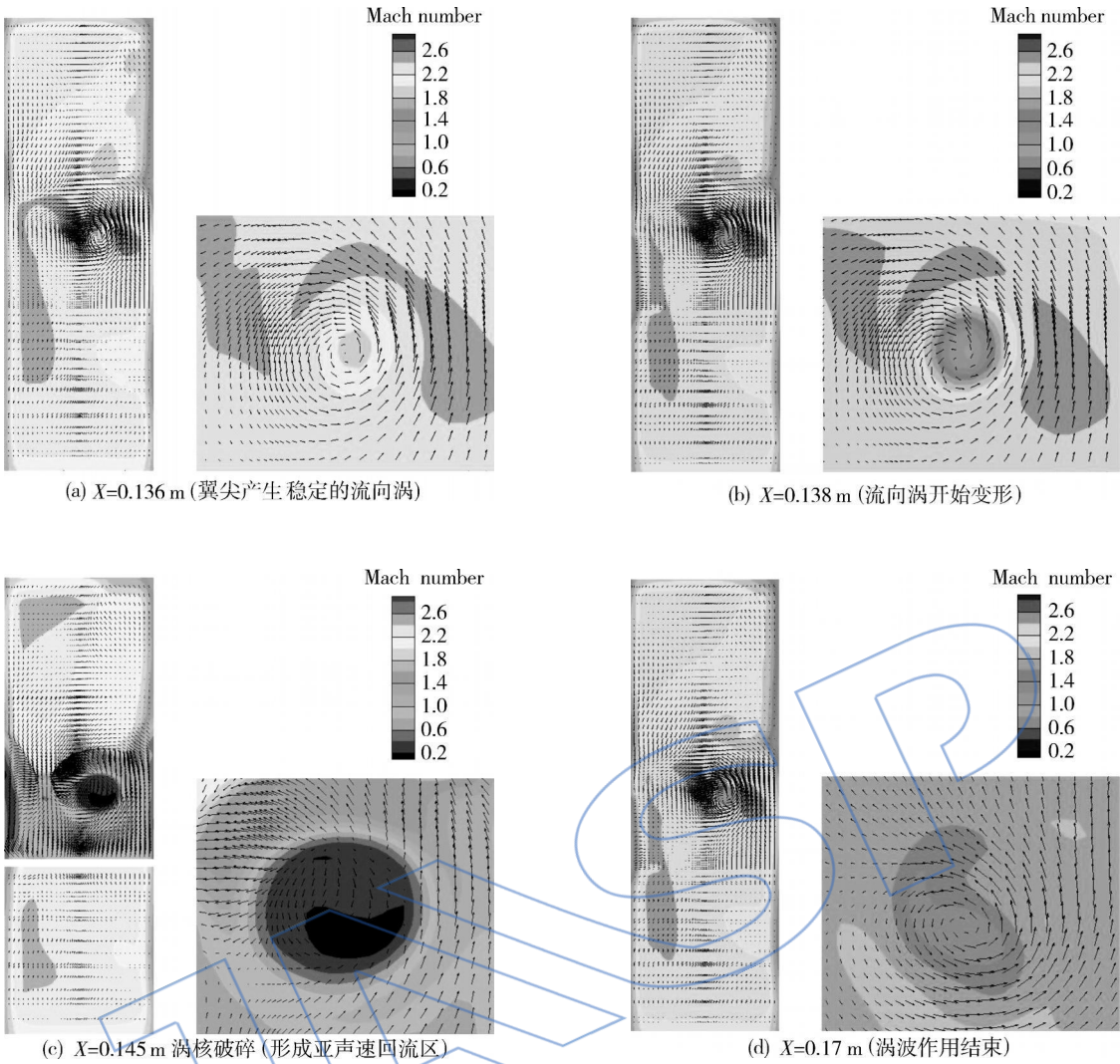


图 9 几个关键截面的计算马赫数和流线图
Fig. 9 Mach number and streamlines on the critical planes

约为 1900K, 总压约为 1.8 MPa. 当直联台加热器点火时, 可实现以上入口条件. 考虑到本文进行的冷流试验未点燃加热器, 总温、总压参数偏差较大. 因此本文通过数值模拟进一步研究了来流总温、总压及马赫数对涡/波作用的影响.

计算几何模型采用试验中捕捉到涡/波强作用的工况, 即翼攻角 10° , 楔角 25° , 分别研究了马赫数、总温、总压对涡/波作用强度的影响.

虽然文献 [8] 认为涡/波作用强度几乎不受来流马赫数变化的影响, 但是实际流动中, 翼尖产生的流向涡强度及楔块产生的斜激波强度都是与来流马赫数有关的, 因此有必要就马赫数对涡/波作用的影响进行进一步研究.

算例 6~ 8 结果显示, 对于所选定的翼及楔角方案, 在 $Ma=2.3$ 时, 获得的涡/波作用最强, 而随着 Ma 偏离该值, 涡/波作用迅速变弱, 对于来

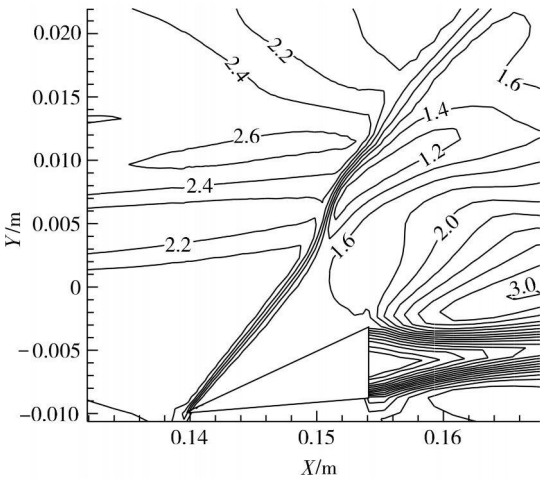


图 10 算例 7 作用中心截面 Ma 等值线图
($Z=0.004\text{m}$)

Fig. 10 Mach number for case 7 on interaction center plane ($Z=0.004\text{m}$)

流 $Ma = 2.5$ 的工况 (见图 10), 波后已不存在亚声速气流, 涡/波作用退化为弱相互作用. 图 11 显示了算例 8 计算结果, 与算例 6 相比 (图 13) 泡状激波也明显变小.

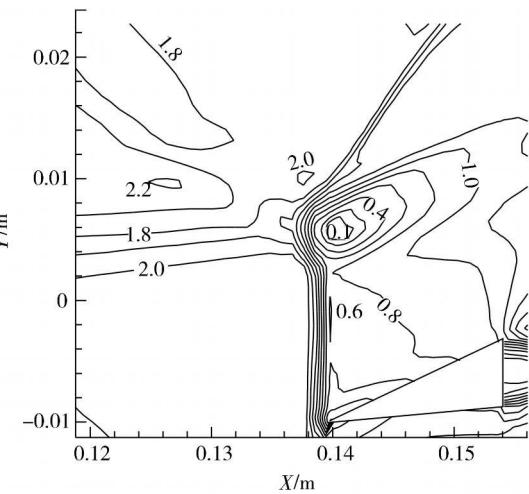


图 11 算例 8 作用中心截面 Ma 等值线图
($Z = 0.004\text{m}$)

Fig. 11 Mach number for case 8 on interaction center plane ($Z = 0.004\text{m}$)

分析认为马赫数主要从两个方面对涡/波作用产生影响: 一方面, 对于同一攻角的翼, 不同来流马赫数对涡的强度有一定影响, 从涡核与涡外密度比看, $Ma = 2.3$ 时涡强度最大 ($\rho/\rho_\infty = 0.4$), 相比之下, $Ma = 2.1$ 及 2.5 工况涡强度较弱, 密度比 ρ/ρ_∞ 均为 0.5 . 另一方面, 对于同一楔角, 不同来流马赫数形成的斜激波强度也不同, 马赫数为 2.5 工况激波太弱. 马赫数为 2.1 工况, 虽然楔块产生的激波已接近正激波, 但由于流向涡强度不够也未能形成强的涡/波作用.

仿真结果显示, 在涡、波强度满足强作用条件时, 总温变化不会改变涡/波强相互作用的性质, 在本文进行的 $300 \sim 2000\text{ K}$ 总温范围内, 均能观察到滞止点和回流区, 流场特征满足涡/波强作用的定义. 但是对于来流总压 1.75 MPa 、马赫数为 2.3 工况, 发现在总温 $500 \sim 600\text{ K}$ 之间存在一个临界点, 总温在该临界点以上时, 泡状激波与楔块之间的斜激波为强斜激波, 该临界点以下则为弱斜激波. 因为激波强度影响着涡/波作用的强度, 因此, 当总温大于该临界点时, 涡/波作用也得到了相应的增强, 体现在泡状激波及亚声速回流区尺寸的变大. 图 12 和图 13 分别显示的是来流总温 500 K 和 2000 K , 涡/波作用中心截面 Ma 分布图. 图 13 的泡状激波尺寸明显大于图 12. 算例

1~ 3 的结果显示, 来流总压的变化对涡/波作用几乎没有影响.

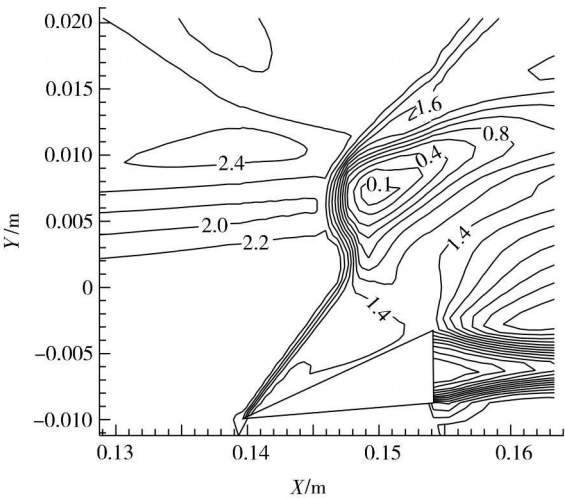


图 12 算例 4 作用中心截面 Ma 等值线图
($Z = 0.004\text{m}$)

Fig. 12 Mach number for case 4 on interaction center plane ($Z = 0.004\text{m}$)

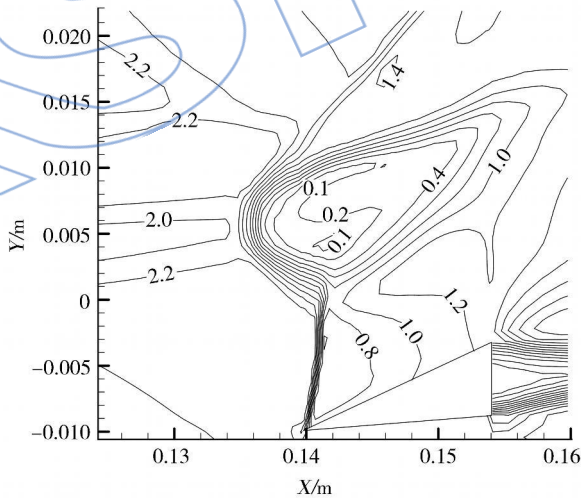


图 13 算例 6 作用中心截面 Ma 等值线图
($Z = 0.004\text{m}$)

Fig. 13 Mach number for case 6 on interaction center plane ($Z = 0.004\text{m}$)

5 结 论

本文在直联式超燃试验台上, 进行了流向涡与斜激波相互作用的试验研究, 并进一步通过数值模拟对影响涡/波作用强度的各参数进行了分析, 得出以下结论.

1) 试验结果表明: 激波强度对涡/波作用有很大影响, 对于给定马赫数, 当流向涡的强度足够

时, 激波强度越强, 越容易发生强相互作用, 产生涡破碎现象; 利用纹影法捕捉到了清晰的流向涡与斜激波的强、中、弱作用, 并且在流场壅塞前获得了涡/波强相互作用, 验证了超燃燃烧室在大部分流场区域超声速的情况下利用涡/波作用在流场中心区域实现局部亚声速回流区的可行性。

2) 数值模拟结果显示: 对于一定的翼及楔块条件, 马赫数对涡/波作用的影响很大; 在尚未出现由于反压相对于来流总压过高而导致壅塞的情况时, 来流总压对涡/波作用强度影响不明显; 虽然来流总温存在一个临界值, 低于或高于此值, 泡状激波强度有突变, 但来流总温不影响是否形成泡状激波后的滞止点及亚声速回流区。因此, 本文试验获得的冷流结果(总温 300 K)可对相同来流马赫数下的超燃冲压发动机燃烧室热试工况(总温 1870 K)提供参考。据此推测, 对于来流马赫数为 2.3 和总温为 1870 K 的来流空气或空气与煤油混气, 取翼攻角 10° , 楔角 $23^\circ \sim 27^\circ$ 应能形成涡/波强相互作用。此推测需要在进一步的试验中予以验证。

参考文献:

- [1] Sabel V A, Korontsvit Y P. Experimental investigation of combustion stabilization in supersonic flow using free recirculation zone[R]. AIAA 98-1515, 1998.
- [2] Kalkhoran I M. Airfoil pressure measurements during oblique shock wave vortex interaction in a Mach 3 stream [R]. AIAA 92-2631, 1992.
- [3] Smart M K, Kalkhoran I M. Effect of shock strength on oblique shock wave vortex interaction[J]. AIAA Journal, 1995, 33(11): 2137-2143.
- [4] Kalkhoran I M. Vortex distortion during vortex surface interaction in a Mach 3 stream [R]. AIAA 93-0761, 1993.
- [5] Nedungadi A, Lewis M J. Computational study of the flow fields associated with oblique shock/vortex interactions [J]. AIAA Journal, 1996, 34(12): 2545-2553.
- [6] Rizzetta D P. Numerical simulation of oblique shock wave/vortex interaction[J]. AIAA 94-2304, 1994.
- [7] Nedungadi A, Lewis M J. Computational study of three dimensional oblique shock wave vortex interaction [R]. AIAA 95-227, 1995.
- [8] Nedungadi A. Numerical simulations of oblique shock/vortex interactions resulting in vortex breakdown [R]. AIAA 97-0068, 1997.
- [9] 庄礼贤, 毛小海. 可压缩球涡和平面激波相互作用的数值研究[J]. 空气动力学学报, 1997, 15(1): 94-101.
ZHUANG Lixian, MAO Xiaohai. A numerical study on the interaction between a moving shock wave and a spherical vortex [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1997, 15(1): 94-101. (in Chinese)
- [10] 毛小海, 陆夕云, 庄礼贤. 可压缩涡环和平面激波相互作用的数值研究[J]. 空气动力学学报, 1999, 17(2): 203-211.
MAO Xiaohai, LU Xiyun, ZHUANG Lixian. Numerical study on the interaction between a shock wave and a compressible vortex ring [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1999, 17(2): 203-211. (in Chinese)
- [11] 刘延宁, 尹协振, 韩肇元. 可压缩流向涡与激波轴对称干扰的数值模拟[J]. 力学学报, 1999, 31(3): 257-267.
LIU Yanning, YIN Xiezheng, HAN Zhaoyuan. Numerical investigation of the axisymmetric interaction between compressible streamwise vortices and shock waves [J]. Acta Mechanica Sinica, 1999, 31(3): 257-267. (in Chinese)
- [12] 刘延宁, 尹协振, 韩肇元. 可压缩流向涡与反向运动激波相互作用的实验[J]. 力学学报, 1998, 30(4): 482-487.
LIU Yanning, YIN Xiezheng, HAN Zhaoyuan. Experimental study of the interaction between compressible streamwise vortices and moving shock wave [J]. Acta Mechanica Sinica, 1998, 30(4): 482-487. (in Chinese)
- [13] 葛家斌, 尹协振, 韩肇元. 斜激波和可压缩流向涡相互作用的实验观察[J]. 实验力学, 2000, 15(1): 68-71.
GE Jiabin, YIN Xiezheng, HAN Zhaoyuan. Experimental study on the interaction between oblique shock wave and compressible streamwise vortex [J]. Journal of Experimental Mechanics, 2000, 15(1): 68-71. (in Chinese)
- [14] Cattafesta L N, Settles G. Experiments on shock/vortex interaction [R]. AIAA 92-0315, 1992.
- [15] Rizzetta D P. Numerical simulation of vortex induced oblique shock wave distortion [R]. AIAA 96-0039, 1996.