

隔离段激波串流场特征的试验研究进展

易仕和 陈植

Review of recent experimental studies of the shock train flow field in the isolator

Yi Shi-He Chen Zhi

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 64, 199401 (2015) DOI: 10.7498/aps.64.199401

在线阅读 View online: <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.199401>

当期内容 View table of contents: <http://wulixb.iphy.ac.cn/CN/Y2015/V64/I19>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

带喷流超声速后台阶流场精细结构及其运动特性研究

Fine structures and characteristics on supersonic flow over backward facing step with tangential injection

物理学报.2015, 64(6): 064701 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.064701>

超声速平板圆台突起物绕流实验和数值模拟研究

Experimental and numerical studies of supersonic flow over circular protuberances on a flat plate

物理学报.2015, 64(5): 054705 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.054705>

二维高超声速后台阶表面传热特性实验研究

Experimental investigation on surface heat transfer characteristics of hypersonic two-dimensional rearward-facing step flow

物理学报.2015, 64(5): 054706 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.054706>

流经矩形喷嘴的超音速射流啸叫模式切换的实验研究

Experimental study on screech tone mode switching of supersonic jet flowing through rectangular nozzles

物理学报.2015, 64(5): 054703 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.054703>

基于 NPLS 的超声速后台阶流场精细结构及其非定常特性

Fine structures and the unsteadiness characteristics of supersonic flow over backward facing step via NPLS

物理学报.2014, 63(13): 134701 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.63.134701>

综述

隔离段激波串流场特征的试验研究进展*

易仕和¹⁾ 陈植^{1)2)†}

1) (国防科技大学航天科学与工程学院, 长沙 410073)

2) (中国空气动力研究与发展中心, 高速空气动力研究所, 绵阳 621000)

(2015年1月19日收到; 2015年6月9日收到修改稿)

高超声速推进技术是国际前沿研究, 其中双模态超燃冲压发动机的发展受到极大关注. 作为超燃冲压发动机的重要部件, 隔离段对发动机的性能和高超声速飞行的实现至关重要, 其中所涉及的流动机理问题也极为复杂. 自从高超声速飞行的概念被提出和论证以来, 相关的理论、试验和仿真研究不断取得进展, 但是对其中的机理问题研究仍有待进一步深入. 本文将从试验研究的角度回顾并综述近年来超燃冲压发动机隔离段的研究进展, 结合精细流动测试技术 (nano-tracer planar laser scattering) 的发展分析了隔离段流场特征, 包括了激波串流场复杂的三维时空结构特点、湍流特性、非线性迟滞运动、不启动流场特征以及激波前缘检测等. 从风洞设备、隔离段设计、测试技术等方面对隔离段的试验研究进行了分类比较和论述, 对今后隔离段试验研究提出了建议.

关键词: 湍流, 超声速流动, 激波, 测量

PACS: 94.05.Lk, 47.40.Ki, 47.40.-x, 47.50.Ef

DOI: 10.7498/aps.64.199401

1 引言

超燃冲压技术是实现高超声速飞行的关键技术之一. 早在1964年Curran和Stull提出了双模态超燃冲压发动机的概念^[1,2], 能够实现亚燃冲压 (飞行马赫数低于6) 和超燃冲压 (飞行马赫数高于6) 两种模态, 拓展了超燃冲压发动机的操作马赫数范围而未增加重量载荷^[3]. 隔离段是双模态超燃冲压发动机的重要组成部分, 为激波串的形成提供了流动空间、实现模态转换, 并延续了进气道的压缩作用使来流气体匹配燃烧室入口条件, 同时能够防止燃烧室产生的扰动向进气道传递而引起发动机不启动^[4].

目前, 各航天大国正致力于高超声速推进技术的研究. 然而在该领域起步最早、投入最大的美国, 自2010年以来X-51项目的几次飞行试验均以失败

而告终. 发动机内部流动的机理性试验研究尚不够完善被认为是其原因之一. 关于隔离段的研究工作国内外已广泛开展^[5-15]. 但是几何构型看似简单的隔离段却涉及到湍流、激波/边界层相互作用等极为复杂的流动现象, 对深入的试验研究提出了一定的挑战. 近年来, 多学科交叉技术的应用极大地推动了测试技术和试验研究的发展, 尤其是精细流动测量技术在流动结构、可压缩雷诺应力、速度场、密度场等湍流特征量的测量中发挥了较大作用^[16].

对精细测量在发动机试验研究中的作用, 在此以单一激波与边界层相互作用简化发动机内的复杂流场进行简要讨论. 图1所示为在相同的来流条件下 ($Ma = 3.0$, 总温300 K, 总压1 atm ($1 \text{ atm} = 1.01325 \times 10^5 \text{ Pa}$)) 相同强度的激波分别入射到层流边界层和湍流边界层的NPLS (nano-tracer planar laser scattering) 精细流动图像. 通过

* 国家自然科学基金 (批准号: 11172326)、湖南省研究生创新项目 (批准号: CX2012B002) 和国防科技大学优秀研究生创新项目 (批准号: B120103) 资助的课题.

† 通信作者. E-mail: gfdkchenzhi@163.com

对比可以看出, 由于来流边界层的状态不同, 边界层受激波干扰之后的分离程度, 诱导激波、反射激波的波系结构的配置, 边界层的涡结构, 再附区边界层的发展速度等方面均存在明显差异. 然而传统的试验测试技术以及某些经验公式都难以反映出这些细节问题. 因此, 本文将从试验研究的角度结

合本课题组多年来在精细流动测量技术方面的研究工作, 回顾并综述超燃冲压发动机隔离段的流场特性以及最新的相关研究进展, 对试验研究所涉及的风洞设备、模型设计和测试技术进行了分类论述, 并讨论了今后开展隔离段机理试验研究的发展趋势及待解决的问题.

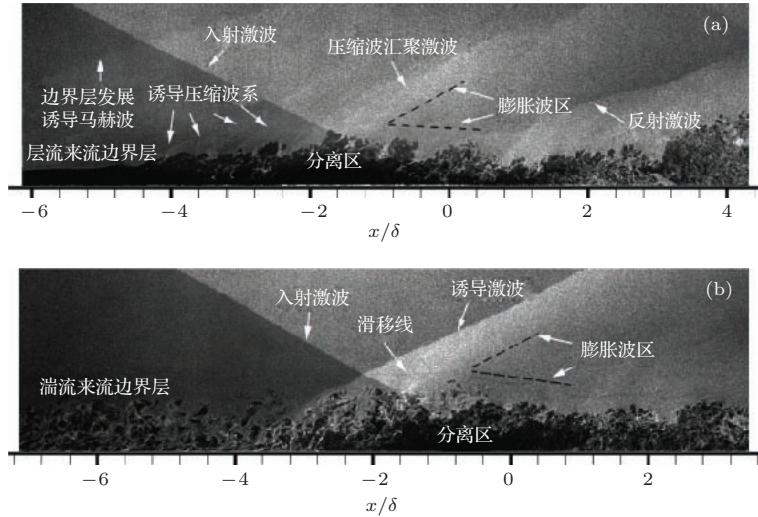


图1 基于NPLS的激波与边界层相互作用瞬时流场结构 (a) 来流边界层为层流; (b) 来流边界层为湍流 [17]

Fig. 1. The transient flow field structures of shock wave/boundary layer interaction based on NPLS: (a) laminar boundary layer of incoming flow; (b) turbulent boundary layer of incoming flow [17].

2 激波串流场特性分析

2.1 激波串结构及其三维性

对于隔离段中的激波结构, 首先需要分清激波串与类激波 (也称为伪激波 Pseudo shock waves) 这两个概念. 如图 2 所示, 激波串指的是一系列重复的激波结构, 包括正激波、λ型正激波或斜激波等, 其所在区域的壁面压力分布是不断的振荡上升. 在激波串结束之后出现了一个混合区域, 壁面压力与流场中心线压力同步等幅升高. 从图中可以看出, 经过激波串和混合区域之后, 压力升高到最高值并且流动减速至亚声速, 其整体功能上等效于一道正激波的作用. 因此将激波串与混合区域的整体结构称为类激波结构 [18]. 激波串流场实际涉及到的是多重激波/边界层相互作用 [19], 文献 [20] 中给出了早期试验观察到的激波串结构. 而随着马赫数的增加又可以根据不同的激波配置而分成几种不同的类型. 如图 3 所示, 对于给定的隔离段, 当来流马赫数从 1.0 增大到 3.0 时, 激波串结构随之发生变化 [20,21]. 当马赫数较低时为单一的正激波

($1 \leq M_0 \leq 1.3$), 然后当激波强度增大到壁面边界层发生分离时出现了在近壁区分岔的λ型单一正激波 ($1.3 \leq M_0 \leq 1.6$). 而当 $1.6 \leq M_0 \leq 2.0$ 时, 出现了一系列λ型的多重激波结构. 当马赫数增大至 3

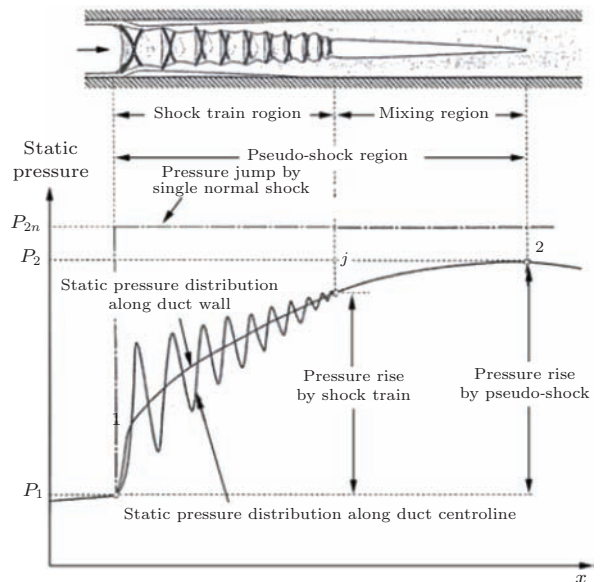


图2 激波串结构及其压力分布示意图 [18]

Fig. 2. Shock train structures and the corresponding pressure distribution [18].

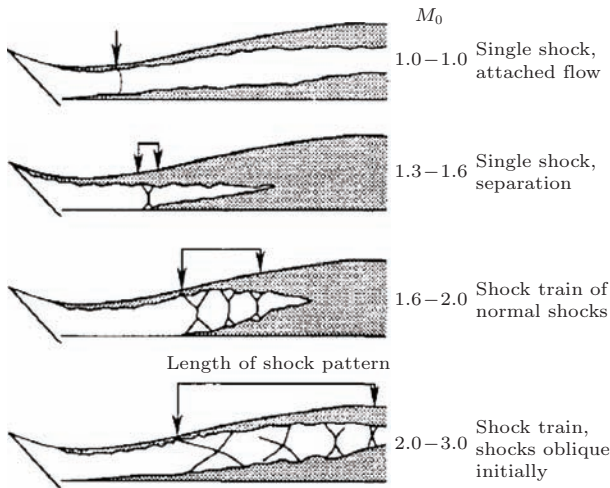


图3 来流马赫数为1.0至3.0, 几种激波串的典型结构类型 [20]

Fig. 3. Typical types of shock train with the incoming flow Mach number from 1.0 to 3.0 [20].

左右, λ 型激波的分岔点逐渐远离壁面并最终形成斜激波串. 值得注意的是随着马赫数的增大, 激波串结构的流向长度随之增大, 并且当边界层分离仅发生于单一壁面时, 其结构将出现明显的非对称趋势 [21]. 另外前缘激波的结构也受到雷诺数和壁面限制条件的影响 [22]. 关于正激波串向斜激波串的转变已经被试验观察所证实 [23]. 由于当发动机处于亚燃模态时, 将形成 λ 型激波系统并向上游推进, 因此有时它也被称为亚燃模态下的激波系统 [24].

激波串与隔离段壁面边界层之间极为复杂的相互作用, 其结构上反映出强烈的三维性和非定常性. 如图4所示, 通过传统的纹影技术能够非常直观地得到激波串结构图像 [25]. 由于各道激波前

后的密度梯度较大, 因此图像上激波串结构非常明显. 但是由于常规的纹影技术由于存在时间和空间积分效应, 而激波串结构本身存在较强三维性和非定常性, 因此其图像纹影所揭示的流动结构显得模糊, 并且难以将激波串流场所涉及的激波/边界层相互的结构清晰显示出来. 而纳米平面激光散射 (nano-tracer planar laser scattering, NPLS) [26] 能够揭示激波串以及受扰动的湍流边界层的瞬态精细结构, 如图5所示. 从图中可以看出激波串的结构非常锐利, 边界层受其影响不断发生分离、再附并且其厚度迅速增长. 由于边界层的特性在隔离段不启动过程中影响较大, 因此得到激波串与边界层相互作用的清晰结构是非常重要的. 另外, 激波串结构的三维性在方形隔离段中表现较为显著, 通过NPLS技术可以研究激波串展向结构进而补充对激波串三维结构的认识. 如图6至图10所示, 对图5中激波串的头两道激波的展向结构进行了测量. 通过对比可以看出, 在流向方向上头两道激波分别为交叉斜激波和弯曲的正激波 (图5), 然而由于三维性的作用, 头两道激波在展向方向上却是分岔的正激波或 λ 型正激波. 不同形式的激波结构往往反映其在某一方向上的强度. 而事实上, 正是由于这种三维效应, 尤其是在截面宽/高比较大的隔离段内, 上下壁面与侧壁面边界层的分离程度是不同的. 由于边界层分离在隔离段不启动中扮演重要角色, 一旦隔离段出口反压升高到一定程度, 边界层将在某一方向上率先失稳、加剧分离, 进而导致隔离段流道堵塞面积增大, 引起不启动的发生.

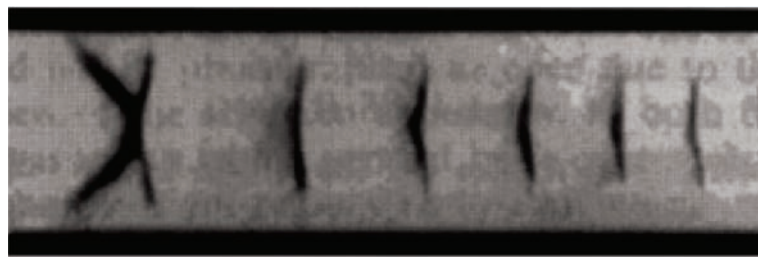


图4 激波串纹影图像 [18]

Fig. 4. Schlieren image of shock train [18].

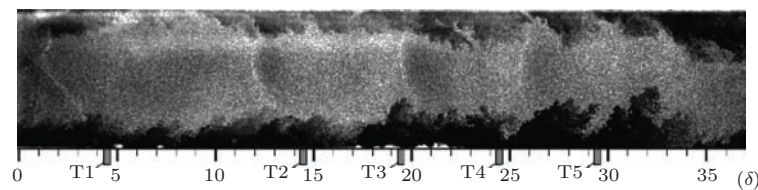


图5 基于纳米平面激光散射技术的激波串精细结构

Fig. 5. Detailed flow structures of shock train based on NPLS.

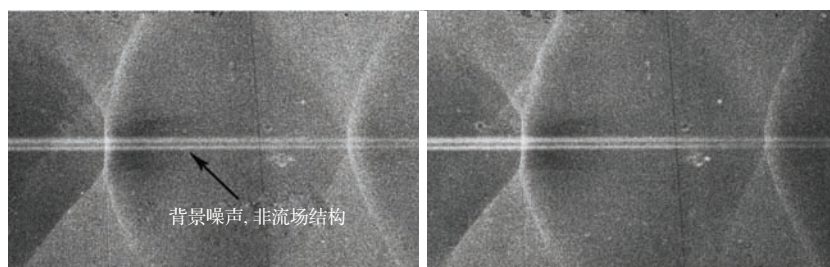


图6 跨帧时间为5 μs 的激波串 NPLS 图像对

Fig. 6. A pair of NPLS images of shock train with the laser interval of 5 μs.

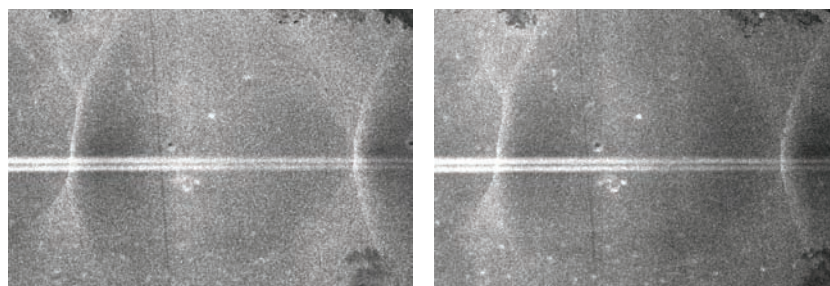


图7 跨帧时间为10 μs 的激波串 NPLS 图像对

Fig. 7. A pair of NPLS images of shock train with the laser interval of 10 μs.

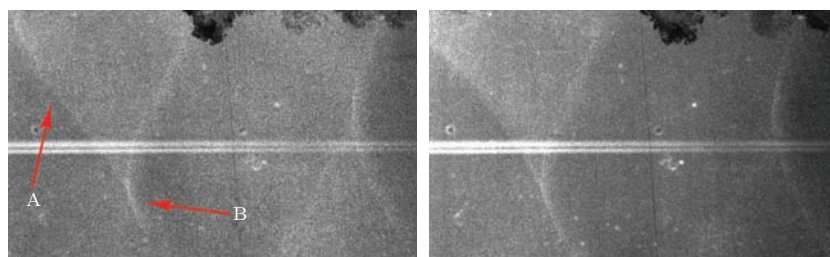


图8 跨帧时间为20 μs 的激波串 NPLS 图像对

Fig. 8. A pair of NPLS images of shock train with the laser interval of 20 μs.

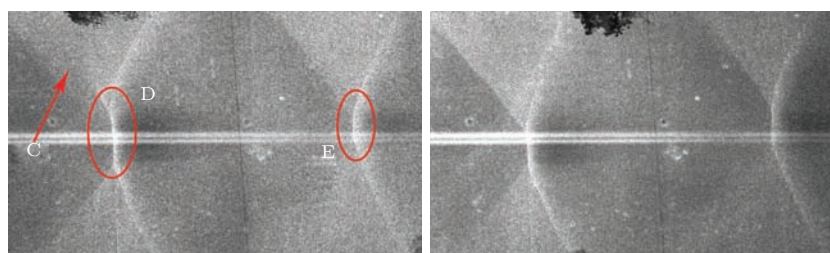


图9 跨帧时间为50 μs 的激波串 NPLS 图像对

Fig. 9. A pair of NPLS images of shock train with the laser interval of 50 μs.

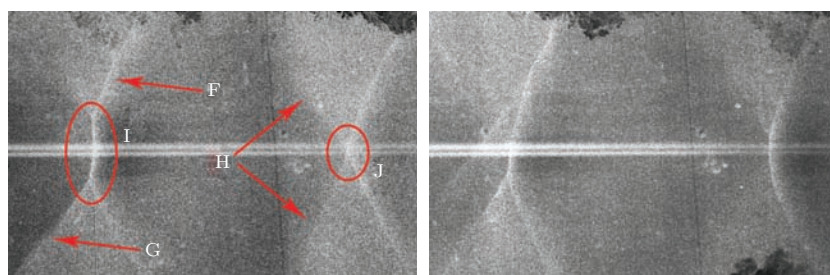


图10 跨帧时间为100 μs 的激波串 NPLS 图像对

Fig. 10. A pair of NPLS images of shock train with the laser interval of 100 μs.

为了研究激波串结构的不稳定性特征, 鉴于 NPLS 技术能够获得清晰的激波串结构图像, 通过改变跨帧时间得到不同时间间隔内的激波串结构变化规律, 进而揭示结构变化的频率特征. 图 6 至图 10 分别为跨帧时间为 5 μs , 10 μs , 20 μs , 50 μs , 100 μs 的激波串 NPLS 图像对. 通过对比每一对图像, 可以比较出不同时间间隔内激波串结构的变化特点. 如图 6、图 7 所示, 由于跨帧时间较短, 激波串结构在该时间间隔内的变化非常细微, 说明两幅图的相关性较大. 随着跨帧时间增大至 20 μs , 如图 8 所示, λ 形激波的 A, B 部分发生了变形. 当跨帧时间为 50 μs , 如图 9, 不仅分岔的波足 C 发生变形, 垂直于流动方向的正激波部分 D 和 E 也出现了一定程度的变形. 而如图 10 所示, 当跨帧时间增至 100 μs 时, 波足 F 和 G 出现变形, 而波足 H 消失, 正激波 I 和 J 部分退化. 进一步比较可以发现, 此时除了局部结构变化以外, 激波串的整体位置也发生了位移.

通过反复实验, 对上述各跨帧时间的不同状态进行图像对之间的相关性计算, 并将平均的结果进行拟合, 如图 11 所示. 从图中可以看出, 随着时间间隔的增大, 图像之间的相关性呈指数率形式降低. 结合上述 NPLS 图像, 可以看出图 11 中包括 20 μs 以内的小尺度结构变形, 如波足部分, 以及 20 μs 以上逐渐出现的大尺度变化, 如结构消失或退化以及整体结构的位移等. 上述分析是针对激波串的展向结构, 然而在流向方向上进行类似的研究却没有出现如此明显的变化规律, 这样反映出激波串的结构变化规律存在明显的三维性.

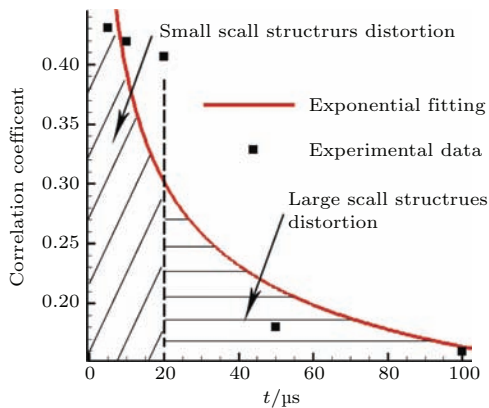


图 11 图像对的相关系数及其对应的跨帧时间数据拟合
 Fig. 11. Data fitting of correlation coefficients of the image pairs and the corresponding time intervals.

2.2 压力分布及传播特性

伴随激波串出现在隔离段流场的另一个显著特征是静压升高. 由于燃烧放热, 压升将不断提高并从燃烧室入口上游向传播^[21]. 在设计隔离段时通常希望在发动机正常工作范围内压比 $r = p_2/p_1$ 尽可能高 (p_2 和 p_1 分别为隔离段出口和入口处的静压). 可以通过一维 Rayleigh 流动分析来估计流动热滞时压比^[27]. 根据 Heiser 和 Pratt 的分析, 当隔离段出口马赫数 M_2 降低时, 压比 r 将增大^[28]:

$$r = \frac{p_2}{p_1} = 1 + \gamma M_1^2 - \gamma M_1 M_2 \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2}}$$

也可以根据正激波理论, 将激波串近似成一正激波, 从而得到对压比的估计. 然而由于剪切层及其伴随的混合效应, 激波串整体所导致的压升却低于该方法分析得到的估计值^[22]. 虽然不希望出现隔离段的压力降低, 但在某些情况下是确实存在的, 比如在进气道与隔离段的连接位置出现的膨胀波^[29]. 在得到压比之后, 隔离段的压力分布也是非常重要的. 相关的模型包括 Crocco 的 shockless 模型, Ikui 的扩散模型, 以及 Bilig 的模型^[30]. 其中在给定压比的情况下, Bilig 的模型被认为是设计隔离段较为容易的分析手段. 而在分析和研究类激波结构时, 扩散模型则较为合适, 因为所有的特性都可以通过初始条件计算出来^[30].

激波串前缘位置反映了其压力所能影响上游流场的最远位置, 它与下游反压的动力学模型, 既能反映激波串的运动规律同时也利于发展激波串前缘的自动控制算法^[30]. 目前已经提出的模型有 ARX, NARX 和 EME 等^[30,31]. Hutchins 等曾采用了“黑匣子”系统辨识的方法建立一种部分非线性模型来描述激波串的运动规律, 从而更好地控制激波串的运动^[32]. 然而随着下游反压的增大, 激波串向上游运动的并不是持续加速的. Wagner 等测量了不启动流场中激波串的上传速度, 结果表明激波串先以 35 m/s 的速度穿过隔离段, 然后在靠近隔离段入口处时减速至 20 m/s, 最后再以 74 m/s 的速度加速推出进气道^[33]. 并且当隔离段从启动状态转变至不启动状态时, 激波串的运动存在明显的迟滞效应^[34]. Peak 等通过准静态试验测量了激波串运动的非线性动力行为^[35]. 他们指出当采用斜劈截流方式控制隔离段不启动与再启动状态时, 再

启动的截流比低于不启动状态. 另外当斜劈的截流速度改变时, 激波串的运动并没有立刻响应而是存在一定的延迟. 这两个方面对于研究激波串的运动与控制是非常重要的, 并表明实际发动机的燃料供给应低于启动-不启动状态切换的临界值^[34]. 非线性迟滞效应在发动机模态转换过程中表现非常明显, 对模态转换、燃料供给以及推力的获得影响较大^[36].

2.3 激波串的长度

由于隔离段的作用之一就是能够涵盖整个激波串并提供激波串随压比变化而运动的空间. 因此, 激波串的长度是设计隔离段时非常关注的参数之一, 对隔离段的性能包括压升、发动机重量和体积等影响较大. 分析激波串的长度问题, 首先需要明确关于激波串长度的定义. 如图 2 所示, 激波串结构伴随着压力升高. 那么激波串的起始点被定义为首次出现当地压力超过平均值 150% 的位置, 而激波串的终点则为当地压力的峰值位置^[30]. 隔离段的长度必须大于激波串的长度, 以提供足够高的压比. 而 Billig 的经验模型则给出了对隔离段长度 L 的估计^[10,11].

$$\frac{L(M_1^2 - 1)Re_\theta^{1/4}}{h\sqrt{\theta/h}} = 50\left(\frac{P_2}{P_1} - 1\right) + 170\left(\frac{P_2}{P_1} - 1\right)^2.$$

Geerts 等指出观察到的激波串长度仅为隔离段通道高度的三倍, 而压力分布的影响范围则可以扩展至六倍的通道高度^[37]. Tan 等研究发现相对于等截面直隔离段而言, 由于弯曲通道的弧度以及激波、膨胀波的影响, 激波串长度在曲面通道内明显增大. 因此激波串在曲面通道内的压力分布可以被认为对直通道压力分布的线性拓展, 并可以采用 Waltrup 的公式较好地预测^[38].

除了压力测量以外, 流动显示技术也是激波串长度测量一种直接方式. 如图 4 所示, 通过纹影技术得到的激波串结构图像能够非常直观地反映出激波的长度及其结构分布. 由于激波前后的密度梯度较大, 激波结构的灰度分布在图像中非常明显. 因此, 对激波串长度的估计可以从前缘激波的波足位置到最后一道正激波的位置. 另外, 由于 NPLS 技术具有较高的时间和空间分辨率, 基于 NPLS 图像所测量的流动结构可以精确到像素, 并且可以根

据需要对图像的空间放大率进行调整, 从而非常适合用于测量激波串复杂流场. 图 12 中流场中心位置的灰度分布曲线反映出了各道激波的所处位置, 结合图像技术得到激波串长度为 3.5 倍隔离段高度. 需要指出的是, 基于流动显示技术分析得到的激波串长度是各道激波在隔离段内的空间伸展度, 然而在最后一道激波之后静压继续升高, 因此基于 NPLS 分析得到的激波串长度小于基于压力影响范围的类激波结构的长度.

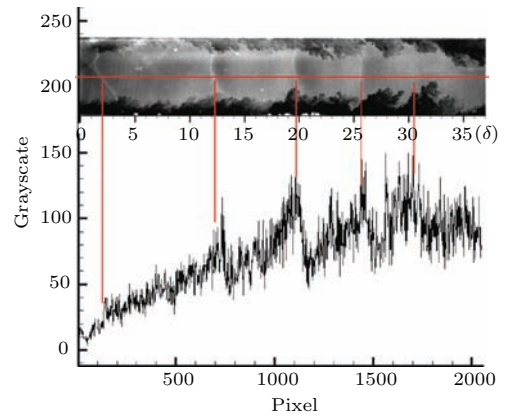


图 12 基于纳米平面激光散射技术的激波串长度测量
Fig. 12. Measurement of shock train length based on NPLS.

2.4 湍流特性

由于隔离段内壁面湍流边界层与激波串相互作用, 因此整个流场表现出较强的湍流特性. 激波串前缘激波附近的壁面流场明显分离且响应的应力系数受到严重干扰, 湍动能相对于其他位置明显增大^[19,39]. 边界层增长速率随着激波串结构增大, 其分离趋势随单位雷诺数的增加而递减^[21]. Grzona 等测量了激波串流场的湍流特性并指出对于单个正激波或者一个正激波串而言, 雷诺正应力 u'^2 沿隔离段轴向方向仅出现轻微增大, 而对于 λ 型或者 X 型激波串, 则明显增大并形成湍流混合区域^[22]. 另外 Le 指出受到湍流影响, 激波串在向上游传播的过程出现愈加明显的非对称性, 这与当地表面边界层相关. 由于如此强烈的湍流特性, 激波串流场存在明显的自激振荡^[40]. 由于激波串的振荡运动, 隔离段的表面压力出现明显的脉动. Tan 等研究了马赫数 2.59 的进气道流场, 发现振荡的功率密度分布在 19 Hz 附近出现峰值^[38]. Hu 等指出边界层分离与进气道不启动密切相关, 一旦不启动发生, 流动即出现较高幅值的周期振荡, 频率为 124 Hz^[33]. Li 等在马赫数 5.9 的激波风

洞中研究发现当进气道不启动时激波串的振荡出现 222 Hz 的主频率 [41]. 当不启动流场被下游截流促发时, 激波串就出现振荡 [37]. 并且振荡频率随截流度的增加而增大. 另外当下游反压较低时, 激波串流场是稳定的, 而当压比超过某一水平之后激波

串开始出现非定常性. 最大振幅的压力脉动出现在激波串的前缘位置. 因此前缘激波是振荡最剧烈的结构, 其振荡范围与反压有关 [41], 同时也引起壁面静压随之振荡 [42]. 回归傅里叶变换的结果也显示了激波串存在的强烈的自激振荡 [43].

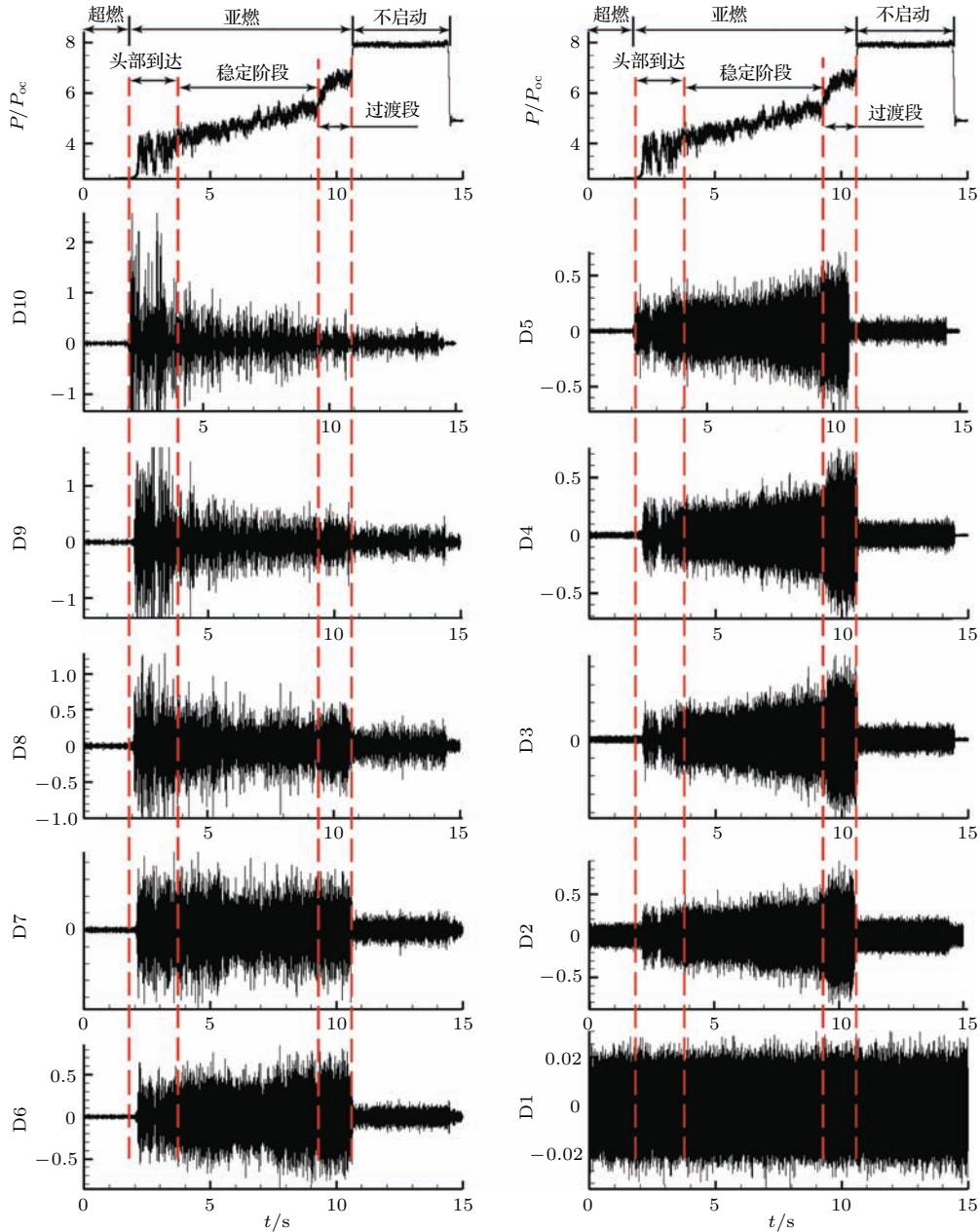


图 13 高频压力曲线的 10 级 db5 小波分解

Fig. 13. Wavelet decomposition of high frequency pressure curves using 10 level db5.

压力的频率特征也是激波串非定常湍流特性的反映. 小波分解可以用于对激波串壁面压力的高频信号的分析, 如图 13 所示. 根据小波分解的原理, D1 至 D10 分别对应了从高频到低频范围的各层细节系数. 从图中可以看出, 在亚燃状态下, 壁

面压力在上升过程中伴随剧烈脉动. 当原始压力曲线出现明显增大时, 也即激波串刚出现时的亚燃状态, D10 和 D9 层均出现了一段时间的大幅度剧烈振荡, 随后逐渐降低. 而在图中右边 D2 至 D5 这几个高频层的信号中则在激波串被推出隔离段之前,

即不启动发生之前的一段时间内出现明显的振荡增大. 因此, 作者根据小波分解得到的各层信号的特点, 将上文所述的激波串出现的亚燃阶段进一步分成了激波串头部到达、激波串稳定阶段以及转变成不启动之前的过渡段等三个状态. 再结合上文对激波串结构变化的分析可知, 头部达到阶段所对应低频压力与激波串中的大尺度结构有关, 而转变成不启动前的过渡段则与高频压力分量、激波串小尺度结构不稳定性有关. 也就是说激波串的非正常性在隔离段模态转换过程中被放大.

3 激波串流动控制及影响因素

3.1 不启动现象

当出口反压增量超过隔离段的最大抗反压能力, 激波串将被推至隔离段出口甚至推出进气道, 那么将导致发动机不启动. 通常认为, 发动机不启动是发生于燃烧室反压高于激波串长度所能匹配的极限^[44]. 不启动将导致进气道的质量流量急剧降低、发动机推力丧失. 因此隔离段对于防止不启动的发生是非常关键的. Hutzler等根据PIV的测量结果发现不启动流场具有非常明显的三维性^[45]. 速度场的结果表明, 不启动过程首先是与隔离段侧壁面的边界层分离有关, 因此对于某些宽高比较大的隔离段构型而言, 其不启动的三维性就更为明显. 激波诱导的边界层分离是不启动的重要因素, 而最为剧烈的边界层分离则与进气道激波的初始入射位置有关, 并且随着激波串被推向上游, 边界层分离愈加剧烈^[46]. 当激波串运动至隔离段上下壁面的初始激波入射位置时, 流动分离强度再次增大. 由于这些入射位置已经预先存在逆压梯度和较厚的边界层, 激波串在靠近这些位置时似乎阻力更小. 因此进气道的几何型面对不启动流场的动力学行为的影响较大, 因为进气道型面将影响初始激波在隔离段内的入射位置^[47]. 不启动现象本身可以表现为高压波系以182—230 ft/s的速度在隔离段内向上游运动. 压力分布在不启动流场被重新配置并且压力脉动的强度增大^[48]. 而在实际运行中, 除了反压引起的不启动以外, 当进气道入口头罩增大至一定角度后也同样将引起不启动.

3.2 激波串前缘检测

为了探测和防止不启动的发生, 确定激波串的位置及其与反压、马赫数和雷诺数等流动参数

的相互关系是非常重要的. 关于激波串前缘位置的探测已经开展了许多研究工作并且也有一些方法被提出. 其中最简单、快速的是IPD (instantaneous pressure distribution) 方法, 利用典型的时间平均压力分布并认为激波串前缘位于压力分布的最小值位置^[20]. TIA (turbulence intensity amplification) 方法与RMS (root mean square) 方法类似, 都认为激波串前缘存在高频压力脉动. STD (search tone detection) 方法认为激波串的前缘是下游扰动向上游传播的极限位置, 因此在下流发射特定频率的信号, 而上游能够检测到该信号的极限位置即为激波串前缘^[20]. Ashley等提出了一种GSD (geometry-based shock detection) 方法, 利用隔离段的压力分布曲线来估计激波串的位置^[49]. 首先对压力分布进行三次插值, 然后对压力曲线进行指数拟合, 这两条曲线的第2个交点即为激波位置. 当表面静压的测点距离较小时, 该方法能够提供较为准确的激波串位置估计^[49].

上述几个方法的实施需要布置若干压力传感器或者压力传感器阵列. 然而当激波串扫过某一压力传感器时, 如何探测出激波串的前缘. Srikant等建议了3种判据: 1) 压力升高; 2) 压力信号标准差的增加; 3) 300—400 Hz频率范围内的功率增大^[44]. 结果表明基于功率谱的算法用于靠近隔离段出口位置的信号时, 对于不启动开端的探测更为敏感; 而基于压力值变化的判据则在大多数情况下能够更早的探测不启动. 如果将压力值变化判据用于隔离段入口附近同时将功率谱判据用于隔离段出口, 这样的组合算法对于不启动的探测和控制则具有更好的鲁棒性^[44]. Tani等对上述信号判据给出了具体的检测阈值: 1) 150%压升; 2) 150%压力标准差增大; 3) 150%功率密度增大; 以及压力累和^[29]. 通常压力累和方法相对其他方法而言能够提前1—2 s探测到不启动^[50]. 功率谱方法和压升检测方法能够准确地探测激波串前缘, 而压力累和方法则相对来说具有更高计算效率^[51]. Le等指出激波串前缘往往伴随着强梯度压升以及强烈的压力脉动. 并且功率谱分析表明压力信号的频率内容在激波串前缘的上游与下游之间出现变化. 因此, 也指出采用压力-时间特征更适合作为激波串前缘探测判据^[27]. Le等采用时间解析的压力测量研究激波串前缘探测算法, 对3种判据进行了比较: 1) 150%归一化压力值, 2) 150%归一化压力标准差, 3) 归一化压力标准差的最大值^[52]. 结果表明第2种判据能最早探测到不启动, 其次是第1种判据.

另外通过比较发现, 基于激波串前缘上、下游压力频率变化的判据并不能更早地检测到不启动.

Chang 等提出的一种新的 DB (derivative-based) 方法, 通过引入对压力信号的求导从而放大启动状态和不启动状态之间的差异, 并且在数据处理上不需要消耗大量的计算和存储空间 [53]. 该方法的处理步骤包括: 1) 对压力信号求导; 2) 对导数取绝对值; 3) 对上一步结果采用一阶惯性处理. 如图 6 所示, 经过 DB 方法处理后所得的信号放大了原始信号在状态 I 和状态 II 之间的差异, 能够较为方便、准确地检测到状态的转变. 该方法间接地利用了信号的频率特征, 适用于激波串前缘上、下游位置存在明显的压力频率变化的检测.

对于激波串前缘位置的检测实际上受到传感器数量以及多项式拟合阶数的影响 [54]. Chang 等引入遗传算法 (genetic algorithm, GA) 优化了传感器阵列的分布位置并研究了所需传感器的最小数量. 他们指出一方面传感器数量的增加能够减小探测算法的最小误差, 而另一方面最小误差与拟合阶数的关系却是复杂的、不单调关系. 高阶拟合未必带来小的误差. 因此对于拟合阶数的选取可以通过比较误差得到, 而传感器数量的确定可以在最小误

差和系统复杂程度之间进行权衡.

3.3 主动与被动控制

鉴于边界层分离对不启动过程的重要性, 相关的控制方法对不启动过程的控制和影响能发挥一定作用 [46]. Lin 等将 4 种不同后掠角、长度和堵塞面积的后掠斜劈安装于隔离段上壁面, 并进行了试验研究 [55]. 结果表明合理的斜劈外形能够提高隔离段对激波的维持能力, 并且突破不启动的反压限制. 然而当反压超过不启动限制, 激波串无法稳定于斜劈上游. 另外, 由于斜劈的存在增加了截流面积, 在高马赫数下反而会降低隔离段的性能.

作为边界层控制的常见方式, Wheeler doublets (WDs) 涡流发生器、vortex generator jets (VGJs) 涡发生射流以及两者的组合被用于研究隔离段不启动控制, 如图 14 所示. Wagner 等的研究表明, 单独采用二者任一方式并不能较为明显使不启动推迟, 而采用二者联合控制的方式却能使隔离段所能承受的最大反压提高 32%, 并使压力脉动降低 34%. 在此方式下, Wagner 采用闭环控制格式, 使不启动控制的成功率达到 50% [46].

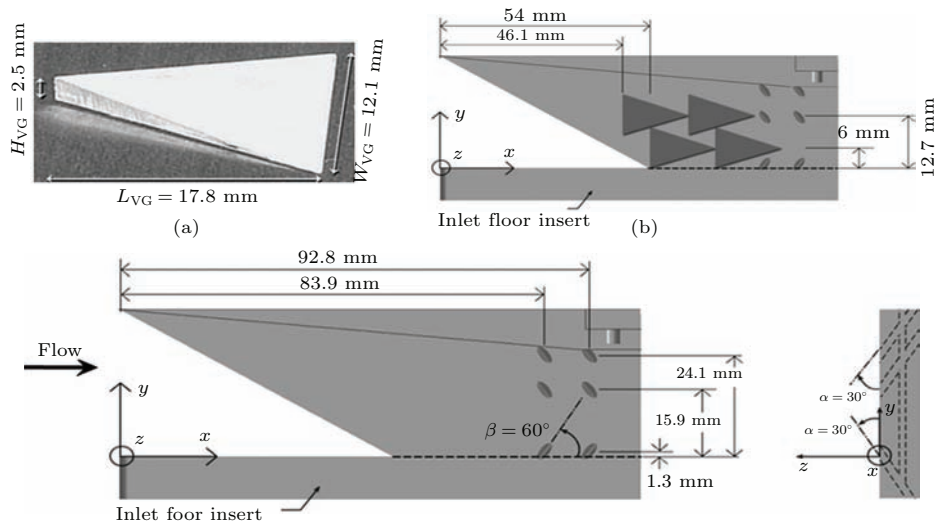


图 14 涡流发生器 (a) 以及涡发生射流 (b) [46]

Fig. 14. Wheeler Doublets and Vortex Generator Jets [46].

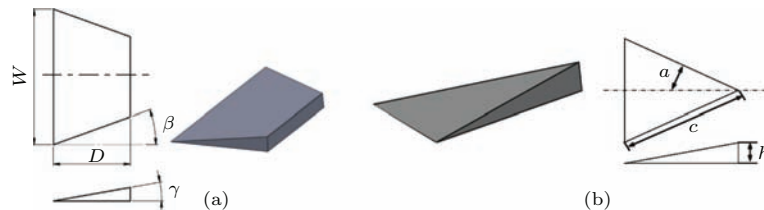


图 15 梯形涡流发生器与 Delta 形涡流发生器

Fig. 15. Trapezoid vortex generator and Delta vortex generator.

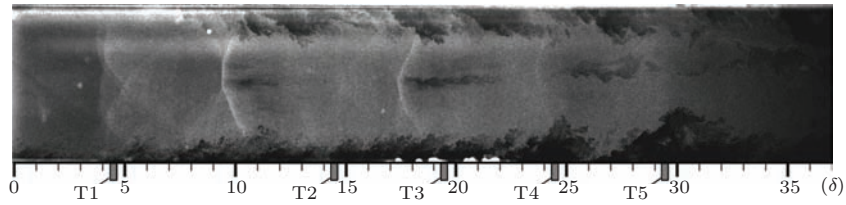


图 16 梯形涡流发生器控制下的激波串结构

Fig. 16. Shock train structures with the control of trapezoid vortex generator.

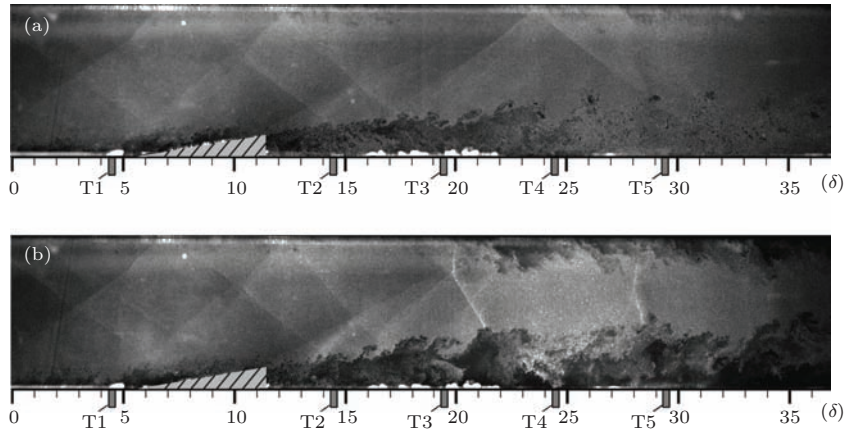


图 17 Delta 涡流发生器作用下激波串结构的变化规律

Fig. 17. Development of shock train structures with the control of Delta vortex generator.

作者分别在隔离段侧壁面安装梯形涡流发生器、在下壁面安装Delta形涡流发生器,如图15所示,并采用NPLS技术研究了这两种情况下的激波串结构变化.通过对比发现,在侧壁面梯形涡流发生器的作用下,脱落的展向涡与激波串相互作用,使激波串头部变成了分岔的正激波而非交叉的斜激波,并且在激波串分岔结构的交点处出现了明显的滑移线,如图16所示.而对于Delta涡流发生器的控制而言,如图17所示,在其作用下,激波串为一系列来回反射的斜激波(a),当激波串与脱落的涡流相互作用之后,涡结构发生破碎而激波串结构也变得不规则.对比图16与图17可知,梯形控制下,边界层厚度较薄,有利于减少流道堵塞度和黏性耗散引起的能量损失.

如图18所示,Weiss等通过在隔离段壁面开设边界层抽吸槽[21]的方式控制激波串的稳定[56].结果表明当抽吸槽的压力小于来流静压时,激波串产生的压力梯度足以将部分壁面边界层推入抽吸槽.由于抽吸作用稳定了激波串前缘,当反压足够大时,激波串长度减小并逐渐演变成单一正激波.如果激波串前缘能够被隔离段四个壁面的抽吸槽所稳定,那么隔离段压比将能够达到单一正激波所产生的压比,从而提高隔离段的性能[56].

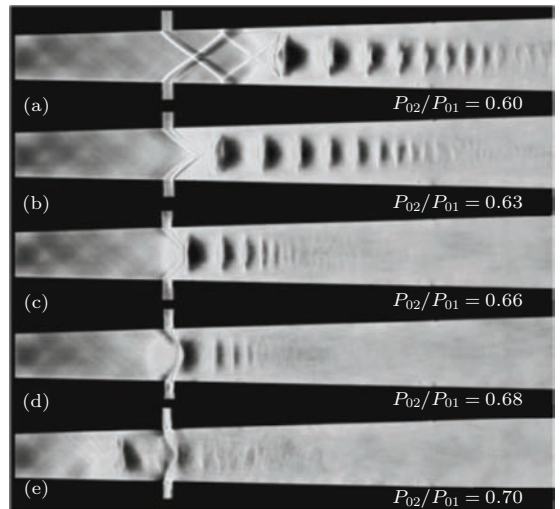


图 18 边界层抽吸对激波串的控制 [56]

Fig. 18. Shock train control using boundary layer suction [56].

近年来等离子脉冲被引入边界层流动控制,Im等分别研究无控制、壁面粗糙度(砂纸)、等离子脉冲等情况下,激波串流场的变化规律[57].结果表明,无控制情况下,由于隔离段壁面具有对称的边界层,因此当隔离段临近不启动状态时会出现类激波结构伴随10 ms左右的周期运动;当砂纸改变壁面粗糙度后,受到干扰的非对称边界层无法形成类

激波结构,而是在分离的边界层上游形成相对较强的斜激波;在砂纸的基础上引入等离子脉冲控制之后,边界层厚度减小,再次出现类激波结构但是周期减少30% [57].

如图19所示,隔离段壁面形状对激波串流场结构产生较大影响.图19中上图进气道与隔离段壁面之间由于转折而出现喉部转角的膨胀波,导致了流场压力下降.然而如果采用如图19下图所示的锯齿状壁面对隔离段进行改进,由于该壁面边界层较厚进而形成等效于外凸的物面,不仅消除了喉部转角膨胀波,还能额外的压缩 [29].

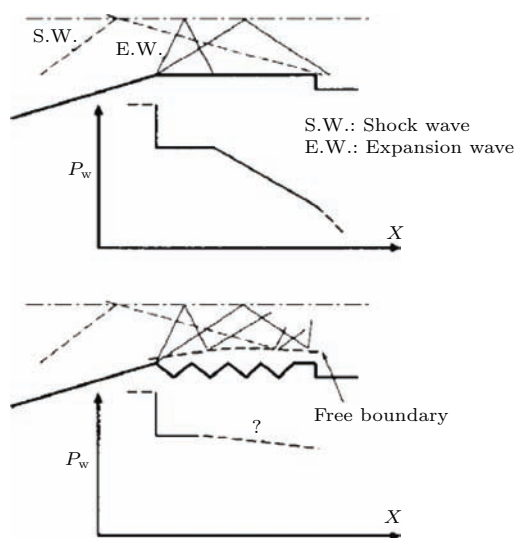


图19 锯齿状壁面对隔离段流场的影响 [29]

Fig. 19. Impact of serration wall on the isolator flow field [29].

不同的宽/高比(一般为2.5—10)对激波串流场的影响主要表现在引起流动的三维性和和压力脉动 [58]. Rice等研究了不同宽/高比隔离段流场之后,压力数据表明宽/高比越大三维性越强;低宽/高比隔离段的压力脉动约为平均压力的1.4%,而高宽/高比隔离段约为7.5%.这是由于高宽/高比隔离段存在更加距离的边界层分离,即所谓的分离-激波模式,而这种模式的流场往往具有非对称性、三维分离区等特征 [58]. Balu等测量了长/高比分别为3, 4, 5, 6的隔离段流场,结果表明从发动机重量以及激波串流场的建立的角度而言,长/高比为4—5之间较为合适 [59]. 隔离段长度越长则压升越大,而进气道对压力的敏感度反而越低.然而根据Reinartz的试验研究表明,当隔离段长度增长到一定程度之后,进一步增长隔离段长度并不能增强隔离段的抗反压能力.当然,如果隔离段过短,也无法提供足够的压升.而进气道对压力的敏感性也

随隔离段长度的增加而降低 [60]. 作为下游出口条件,反压越高,激波串向上游运动的速度和距离也就越大 [42]. 激波串位置的重复性在一定程度上随燃料等效比的调整而改变 [27]. 而压力-时间曲线上的小幅脉动则暗示了激波串在给定的当量比的情况下是暂时性稳定的.一般来说,马赫数以及高/宽比越大,所形成的激波串就越长并能稳定在更靠上游的地方,压升就能延伸至更远的距离 [61].

3.4 上、下游出口及壁面边界条件的影响

来流条件对激波串流场的影响也较为显著. Su等的试验结果表明当来流总温达到1800 K、反压比为70时,激波串的振荡频率为3107 Hz;不启动过程的时间也明显低于总温为300 K的情况 [42]. Rodi等研究了进气道头罩的唇口角度变化对隔离段流场的影响.结果表明当头罩唇口角度为 -8° — $+4^{\circ}$ 时,不启动之后的流场并未出现明显的振荡现象;而当唇口角度增大至 $+6^{\circ}$ 时,不启动流场则存在频率为300 Hz的振荡 [48]. Chen等研究了唇口角为 0° — 16° 连续可调的隔离段流场结构和压力分布,结果显示随着唇口角度的增大,隔离段最大抗反压能力先增大后减小,适当的唇口角度更有利于发动机启动 [62]. 如图20、图21所示,头罩唇口角度的变化改变了唇口前缘激波强度及其在上壁面的入射位置,进而引起了不同程度的边界层分离,从而影响隔离段的启动性能和抗反压能力.

壁面温度会影响边界层结构进而影响激波串结构和压力分布.然而Waltrup和Billig的模型并没有考虑到该影响因素. Fischer等在考虑壁面热流量的情况下对Waltrup的模型进行了扩展 [63].

$$\frac{A}{\left[\left(\frac{qwAw}{\dot{m}c_p T_0} \right)^{0.8} + b \cdot \left(\frac{2\delta_2}{h} \right)^{1.07} \right]^{0.23}} = \frac{A}{C} = \text{const.}$$

Fischer的修正公式中考虑了壁面温度和总温的影响,适用于马赫数为2—3.5,雷诺数为 4.7×10^6 — 8.2×10^6 范围内的激波串流场.

在隔离段流场中往往存在复杂的压缩或膨胀波系, Tan等指出这些波系将导致激波串上游流场出现流向和横向的参数梯度 [64]. 其研究表明激波串振荡的主频率与上游边界层的状态有关,而边界层状态又受到流场中存在背景波系的影响.过强的背景波系会降低隔离段的压比,导致总压损失增大,甚至引起剧烈的非定常流动.

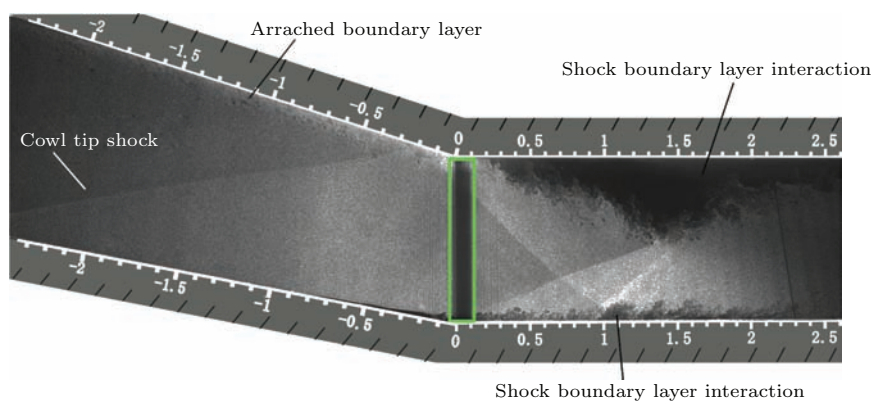


图 20 采用 NPLS 技术获得的隔离段启动状态流场结构 [62]

Fig. 20. The started flow structures of isolator using NPLS [62].

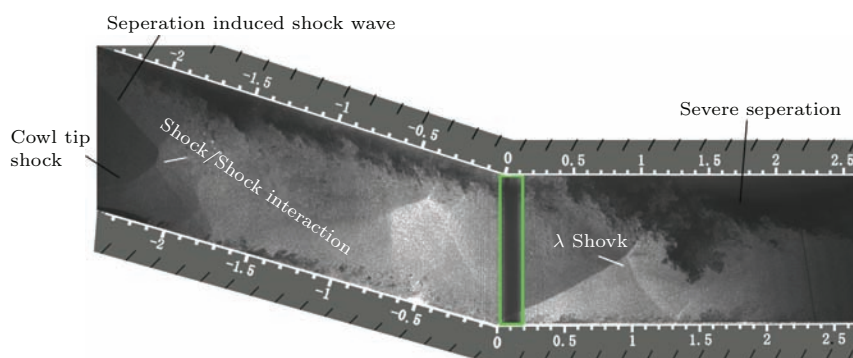


图 21 采用 NPLS 技术获得的隔离段不启动状态流场结构 [62]

Fig. 21. The unstart flow structures of isolator using NPLS [62].

4 激波串试验技术总结

近年来, 随着高超声速技术的发展, 超燃冲压发动机研究已经取得较大的进展. 由于试验是一种重要而耗费昂贵的研究手段, 试验所能开展的研究内容和取得的研究进展往往受到设备、技术等方面的限制. 因此本节将回顾近年来关于隔离段所开展的试验研究, 并从试验设备、模型设计、测试技术等方面进行了分类总结, 为今后进一步开展隔离段试验研究提供思路.

4.1 试验设备分类

首先, 在风洞设备方面, 可以将目前文献所涉及的试验设备分为两大类, 一类是采用直连式风洞, 另一类是下吹式自由射流风洞.

如图 22 所示, 典型的直连式风洞 [32,34,45,49,65] 通常在超声速喷管段下游连接隔离段构型的试验段. 超声速喷管以及上游的加热器、气源等可以模拟隔离段入口来流, 隔离段通常为等截面直通或

带 2° — 5° 扩张角, 隔离段下游可设置模拟燃烧室反压的截流或射流装置. 由于直连式风洞是大多数实验室内常见的设备, 将原本风洞的试验段改造成隔离段构型后可直接替换, 因此能够利用现有的设备较为方便地开展隔离段试验研究. 然而, 值得一提的是, 当实际发动机发生不启动时, 进气道将出现溢流并导致发动机来流的质量流率下降. 而对于直连式风洞而言, 在超声速流场建立之后, 其质量流率是固定的. 因而在开这类设备中所观察到的流场迟滞效应与实际飞行是不同的 [34]. 因此要在该类设备中模拟溢流现象, 可以采用如图 23 所示的方式. 虽然风洞为直连式风洞, 但是研究者将进气道-隔离段模型安装于风洞的试验段, 从而能够模拟发生溢流的进气道流场 [33,44,46,66,67]. 不过采用该方式将增大风洞的堵塞度, 不利于风洞的启动. 另外, 由于边界层分离在发动机不启动过程中扮演重要角色, 实际发动机隔离段的内壁面边界层是非对称的, 一方面发展于飞行器前体压缩面, 另一方面发展于进气道头罩前缘. 而直连式风洞的隔离段边界层则是从风洞入口开展发展的, 无法较为精确地

模拟实际发动机的边界层发展. 但是直连式风洞的运行时间一般较长, 能够方便地模拟隔离段“启动—不启动—再启动”的过程. 另外, 通过适当改造, 还能够开展模拟进气道/隔离段相互作用^[62]、隔离段/燃烧室相互作用的流场^[27].

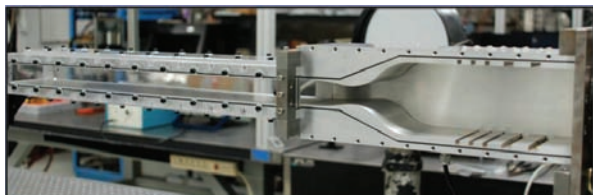


图 22 典型的直连式超声速隔离段风洞^[49]

Fig. 22. Typical direct-connect supersonic isolator wind tunnel^[49].

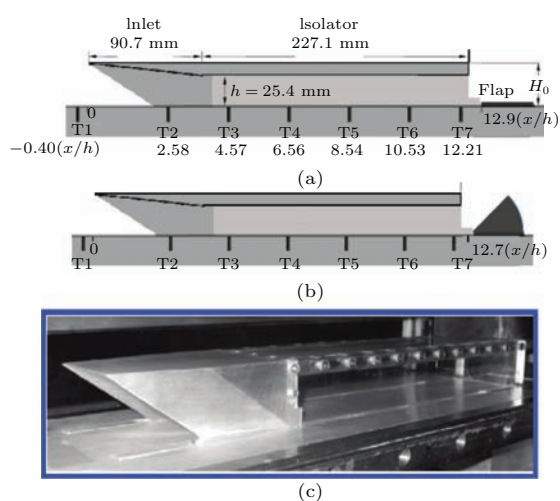


图 23 装有隔离段模型的直连式超声速风洞^[33,44,46,66]

Fig. 23. Direct-connect supersonic wind tunnel with isolator model^[33,44,46,66].

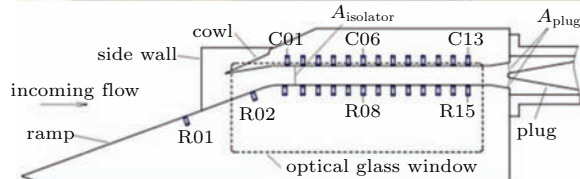


图 24 自由射流风洞中的进气道/隔离段模型^[64]

Fig. 24. Inlet/isolator model in a free-jet wind tunnel^[64].

对于下吹式自由射流风洞, 其试验仓往往较大, 便于安装整体发动机模型或飞行器-发动机一体化模型^[38,41,63], 如图 24 所示. 因此在这类设备中开展试验能够更好地模拟实际发动机或飞行器流场. 但是该类风洞运行成本较高, 操作复杂, 占地面积大, 并非各研究单位都能具备, 而且该类风洞所用模型往往较为复杂.

因此, 总体来说, 直连式风洞较适合开展仅针对隔离段的流动机理研究, 而自由射流风洞则较为适合开展考虑进气道影响或飞行器-发动机一体化研究的试验工作.

4.2 隔离段设计

隔离段模型的设计包括几何构型、壁面条件、热传递、光学窗口等方面. 用于自由射流风洞的隔离段模型, 往往考虑飞行器或发动机一体化设计, 因此更多地是从整体上结合研究目的来设计. 而对于直连式风洞而言, 隔离段通常设计成等截面矩形, 宽/高比通常在 1.5—10 范围内^[27,37]. 内壁面可以是光滑壁面, 也可以在壁面覆盖 0.4 mm 的氧化锆防热层^[27]. 也有采用水冷方式处理隔离段壁面^[52]. 考虑壁面温度效应试验时, 可以在隔离段壁面内埋电加热元件使壁温升高至 1000 K^[63], 如图 26 所示. 在某些特殊场合, 隔离段会被设计成弯曲通道并与直通道隔离段进行对比^[38]. 当与 1.6° 扩张角过膨胀的喷管相连时, 隔离段通常被为矩形截面并具有相同扩展角^[22]. 在直连式风洞中, 也可以采用铝板将试验段分隔成所需的隔离段通道, 并设置光学窗口^[68]. 然而这种构型的隔离段需要特别注意风洞的启动问题, 因为在封闭空间中隔出的两个通道之间可能产生干扰, 一旦其中一个通道堵塞, 整个风洞质量流率下降, 则另一个通道也将不启动. 那么就会影响相关的试验结论. 另一方面, 当在隔离段模型上开设用于流动成像测试的光学窗口时, 由于隔离段的内外压差导致光学窗口几个安装点附近产生应力集中, 会在纹影图像中形成干扰条纹^[33]. 当研究进气道-隔离段相互作用时, 需要设计一些特殊构型的隔离段模型. 比如具有 6° 压缩面的进气道, 侧壁面具有 53.5° 后掠角^[33,44,46,66,67]. 如果考虑进气道头罩的唇口角度对隔离段流场的影响^[48,62], 那么隔离段模型的设计就更为复杂, 如图 27、图 28 所示.

在开展隔离段流场试验研究中, 如何模拟燃烧室反压和放热所引起的流动阻塞和发动机不启

动, 是另一个需要考虑的重要方面. 因为采用不同的模拟方式, 将对测试结果产生较大影响. 通常是在隔离段出口采用截流方式模拟反压和燃烧放热产生的第二喉道 [69,70]. 目前文献中常见的几种方式包括在隔离段出口处安装斜劈 [32,38,43], 横向射流 [23,27,57,68,71], 截流板 [62], 斜板 [32,33,44,46,49,66],

双面斜劈等 [63]. 关于截流的流动机理也有相关的数值研究 [67,72]. 如前文所述, 当隔离段临近不启动状态时, 激波串的不稳定性更为剧烈, 微弱的压力升高都可能引起不启动的发生. 研究该极限情况下的隔离段性能时 (比如最大抗反压能力), 斜劈方式相对于其他方法更为合适.

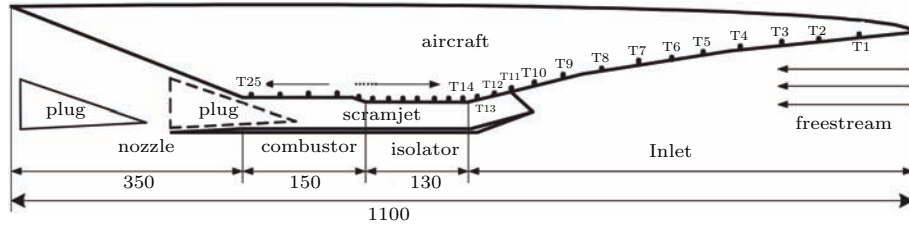


图 25 飞行器-发动机一体化模型 [31]

Fig. 25. Integrated model of vehicle-engine [31].

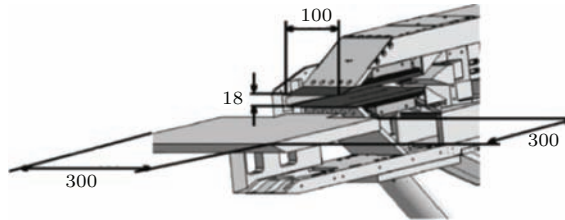


图 26 带壁面加热的直连式隔离段结构示意图 [63]

Fig. 26. Schematic diagram of direct-connect isolator with wall heating [63].

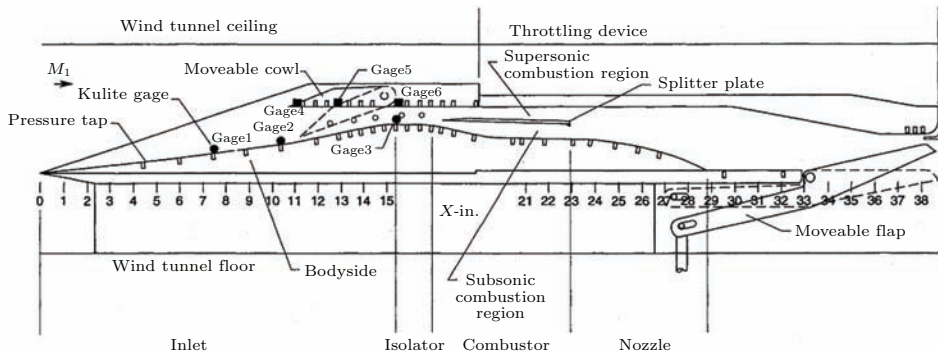


图 27 头罩唇口角可调的进气道-隔离段模型 [48]

Fig. 27. Inlet-isolator model with an adjustable cowl [48].

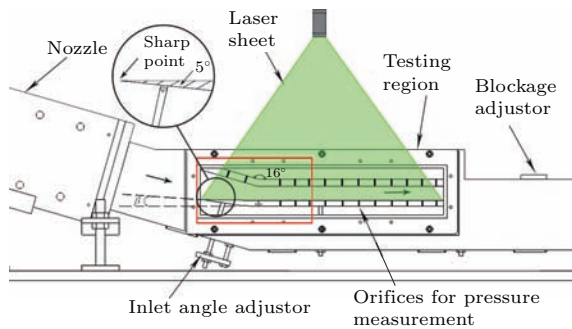


图 28 头罩唇口角度可调的直连式隔离段风洞 [62]

Fig. 28. Direct connected isolator wind tunnel with an adjustable cowl [62].

4.3 测试技术

关于测试方法, 用于隔离段试验研究的主要有 PIV, LDV, BOS、纹影、压力传感器、热电偶、NPLS、表面油流等等.

压力测量是目前绝大部分文献中所采用的主要测试方法. 低频压力测试系统往往用于测量隔离段表面静压分布 [27], 而由于激波串流场的高频振荡, 需要采用高频压力传感器 (0—20 kHz) 测量时间解析的压力信号曲线 [35,38,52,68]. 需要注意的是测试系统的采样频率需要高于传感器的最高频率,

比如 50 kHz 或更高. 然而传感器采用内埋安装, 其响应频率被降低. 因此在开展大量测量之前, 需要对其响应频率重新估计, 过程如下:

$$f_0 = a \sqrt{\frac{r^2}{4\pi l(V + 4r^2 l/\pi)}}$$

其中 a 是当地声速, l 是测压管道长度, r 为管道内径, V 为传感器腔体容积. 当计算频率 f_0 时, 通常对 l 和 V 取最大估计, 而声速 a 则取最小估计 (一般取 300 m/s), 从而得到较为保守的频率估计 f_0 . 通常要求采用系统的频率应为所测信号频率的 3 倍或更高. 当然, 同时采用低频、高频压力测试系统和 K 型热电偶对隔离段性能进行测量是较为推荐的 [27,63]. Ashley 的研究表明闭环系统的性能与传感器的间距相关, 至少要满足分辨率的要求. 对脉冲信号的分辨率和响应速度是闭环系统的关键参数. 对激波的冲击响应要求能够分率最快的流场扰动, 以满足系统对激波串位置的检查和控制 [49].

作为常规的流动显示技术, 纹影被广泛用于隔离段流场结构研究. 当然纹影技术通常与压力测量同时被用于激波串试验研究 [20,32,37,49,59,64,69,70,73]. 平面激光瑞利散射技术 planar laser rayleigh scattering (PLRS) 能够揭示隔离段不启动流场的复杂流动结构 [68]. 并且研究发现在非对称壁面边界层中相对较厚的湍流边界层引起了斜激波, 而对称边界层则产生类激波结构. 边界层越厚, 不启动过程发展越快. 这是该类技术被用于隔离段试验研究的首次报道 [57,68]. 而类似的基于纳米粒子的平面激光散射技术 NPLS 能够同时精细地显示激波串及湍流边界层复杂结构 [62], 其系统布置如图 29 所示. 由于纳米粒子的跟随性和光散射特性较好, 湍流边界层以及多重激波的相互作用能够被清晰显示. 事实上, 该技术已被用于多种典型的超声速流场的结构测量 [74-76], 密度场测量 [77-79] 以及气动光学畸变测量 [80]. 然而, 在应用该技术时, 需要特别注意粒子的跟随性问题 [81].

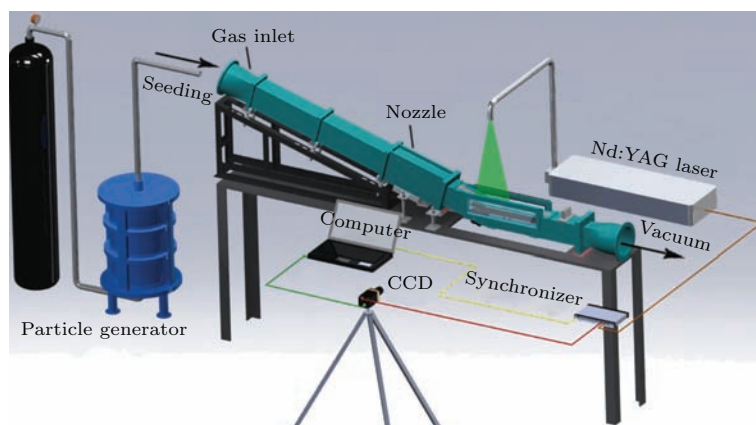


图 29 采用 NPLS 技术的隔离段风洞试验系统 [62]

Fig. 29. Experimental setup of isolator wind tunnel using NPLS technique [62].

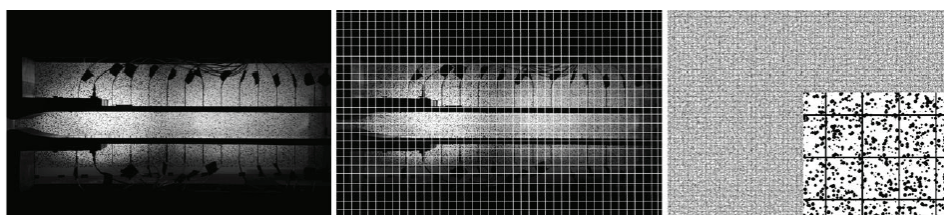


图 30 背景纹影技术在隔离段流动结构和密度场测量中的应用 [82]

Fig. 30. Applications of Background Oriented Schlieren on the measurements of isolator flow structures and density field [82].

对于超声速流动的密度场测量, 除了 NPLS 技术以外, 背景纹影技术 BOS (background oriented schlieren) 在经过密度梯度校准之后, 也能够获得激波串流场的密度信息 [82], 如图 30 所示. 而在速

度场测试方面, LDV, PIV 被用于测量激波串流场的三维流动结构 [19]. Rockwell 等采用聚焦纹影和 SPIV 测量了直连式隔离段内后向斜劈燃料射流与激波串相互作用的速度场和流场结构并指出射流

结构与斜劈尺寸对流场的影响较大^[83]. 图31所示为tunable diode laser absorption spectroscopy (TDLAS)测试系统用于测量隔离段的激波串结构^[84,85]. 该技术通过Boltzmann关系获得流场静温, 通过吸收线宽度得到静压. 并且该系统具有较高的精度, 其静压测量与常规压力测试系统的差别不超过2%, 静温测量与仿真的结果相差不超过2%.

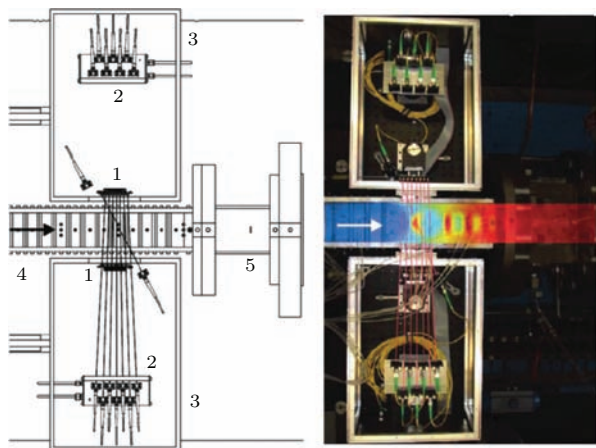


图31 采用TDLAS系统测量激波串流场结构^[84]

Fig. 31. Measurement on shock train structures using TDLAS system^[84].

5 结 论

为实现高超声速飞行, 超燃冲压推进是其关键技术之一. 作为双模态超燃冲压发动机的重要组成部分, 隔离段虽然构型简单, 但却发挥着实现模态转换、防止发动机不启动、压缩来流、稳定激波串等重要作用. 由于发动机流场属于非常复杂的湍流以及激波问题, 因此作者认为将目前隔离段研究已取得的认识与湍流问题的研究方法相结合, 应用精细化测量技术包括基于NPLS技术开发的三维流动结构测量^[86]、密度场测量^[87]、雷诺应力测量等^[88]可以在发动机复杂流动研究中发挥较大作用. 另一方面, 由于隔离段激波串流场存在高频的自激振荡并且其频率随背压升高而增大, 对测试方法的频率提出来了更高的要求. 因此, 精细化测量向多帧高频测试^[89]方向发展也将有助于研究的进一步深入.

参考文献

[1] Curran E T, Stull F D 1964 *USAF Tech. Rep RTD-TDR-63* 4097
 [2] Curran E T 2001 *J. Propul. Power* **17** 1138

[3] Pratt D T, Heiser W H 1993 *AIAA Paper* **93** 0358
 [4] Orton G F, Scuderi L F, Sanger P W, Artus J, Harsha P T, Laruelle G, Shkadov L H 1997 *Airbreathing hypersonic aircraft and transatmospheric vehicles* AIAA
 [5] Dustin M O, Cole G L 1973 *NASA TM X* **2739**
 [6] Dustin M O, Cole G L, Neiner G H 1974 *NASA TM X* **3144**
 [7] Cole G L, Neiner G H, Crosby M J 1969 *NASA TN D* **5606**
 [8] Weber R J, Mackay J S 1958 *NSAS TN* **4386**
 [9] Ferria 1968 *J. AIRCRAFT* **5** 3
 [10] Waltrup P J, Billig F S 1973 *J. Spacecraft* **10** 1221
 [11] Waltrup P J, Billig F S 1973 *AIAA J.* **11** 1404
 [12] Le J L, Hu Y L, Liu L 2000 *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics* **14** 1 (in Chinese) [乐嘉陵, 胡欲立, 刘陵 2000 流体力学实验与测量 **14** 1]
 [13] Pan Y, Liu W D, Wang Z G 2007 *AIAA Paper* **2007** 5387
 [14] Li D P 2006 *Ph. D. Dissertation* (Changsha: National University of Defense Technology) (in Chinese) [李大鹏 2006 国防科学技术大学博士学位论文 (长沙: 国防科学技术大学)]
 [15] Pan Y, Li D P, Liu W D, Wang Z G 2008 *Explosion and Shock Waves* **28** 293 (in Chinese) [潘余, 李大鹏, 刘卫东, 王振国 2008 爆炸与冲击 **28** 293]
 [16] Yi S H, Tian L F, Zhao Y X, He L 2011 *Advances in Mechanics* **41** 379 (in Chinese) [易仕和, 田立丰, 赵玉新, 何霖 2011 力学进展 **41** 379]
 [17] Quan P C, Yi S H, Wu Y, Zhu Y Z, Chen Z 2013 *Acta phys. Sin.* **62** 084703 (in Chinese) [全鹏程, 易仕和, 武宇, 朱杨柱, 陈植 2013 物理学报 **62** 084703]
 [18] Matsuo K, Miyazato Y, Kim H D 1999 *Prog Aerosp Sci.* **35** 33
 [19] Carroll B F, Dutton J C 1990 *AIAA Paper* **90** 1455
 [20] Sajben M, Donovan J F, Morris M J 1990 *J. Propul. Power* **8** 168
 [21] Bement D A, Stevens J R, Thompson M W 1990 *26th Joint Propulsion Conference* July 16–18, 1990 1 Orlando, FL
 [22] Grzona A, Olivier H 2011 *Exp Fluids* **51** 621
 [23] Fotia M L, Driscoll J F 2011 *AIAA Paper* **2011** 2222
 [24] Valdivia A, Yuceil K B, Wagne J L, Clemens NT, Dolling D S 2014 *AIAA J* **52** 1207
 [25] Carroll B F, Dutton J C 1990 *J Propul. Power* **6** 512
 [26] Zhao Y X, Yi S H, Tian L F, Cheng Z Y 2009 *J. Sci. China Ser.E* **52** 3425
 [27] Le D B, Goyne C P, Krauss R H 2008 *J. Propul. Power* **24** 1050
 [28] Fotia M L, Driscoll J F 2012 *J. Propul. Power* **28** 83
 [29] Tani K, Kanda T, Akihisa D 2000 *AIAA Paper* **2000** 0620
 [30] Tietz S, Chun J, Wolfersdorf J 2006 *IAC-06-C4.5.05*
 [31] Hu J C, Chang J T, Qin B, Wang L, Bao W, Qin J 2014 *J. Aerosp. Eng.* **04** 014064
 [32] Hutchins K E, Akella M R, Clemens N T, Donbar J M, Gogineni S 2014 *J. Propul. Power* published online 18 July 2014
 [33] Wagner J L, Yuceil K B, Valdivia A, Clemens N T, Dolling D S 2009 *AIAA J.* **47** 1528

- [34] Chang J T, Wang L, Bao W, Yang Q C, Qin J 2014 *AIAA J* **52** 447
- [35] Paek R I 2010 *Thesis of Department of the AIR Force Air University Air Force Institute of Technology*
- [36] Bao W, Yang Q C, Chang J T, et al. 2013 *J. Propul. Power* **29** 1224
- [37] Geerts J S, Yu K H 2012 *AIAA Paper* **2012** 5891
- [38] Tan H J, Sun S 2008 *J. Propul. Power* **24** 245
- [39] Carroll B F, Dutton J C 1990 *AIAA Paper* **90** 1455
- [40] Matsuo K, Mochizuki H 1993 *Fluids and Thermal Engineering* **36** 222
- [41] Li Z, Gao W, Jiang H, et al. 2013 *AIAA J.* **51** 2485
- [42] Su W Y, Zhang K Y 2013 *J Propul. Power* **29** 1391
- [43] Chang J T, Wang L, Yu D, Bao W 2012 *AIAA Paper* **2012** 4150
- [44] Srikant S, Wagner J L, Valdivia A 2010 *J. Propul. Power* **26** 1059
- [45] Hutzler J R, Decker D D, Donbar J M 2011 *AIAA Paper* **2011** 2223
- [46] Wagner J L, Yuceil K B, Clemens N T 2010 *AIAA J* **48** 1875
- [47] Hutchins K E 2011 *Thesis Master of Science in engineering The University of Texas at Austin*
- [48] Rodi P E, Emami S, Trexlert C A 1996 *J. Propul. Power* **12** 486
- [49] Ashley J M, Szmuk M, Clemens N T 2014 *AIAA Paper* **2014** 2935
- [50] Donbar J M, Linn G J, Srikant S, Akella M R 2010 *AIAA Paper* **2010** 6557
- [51] Hutzler J R, Decker D D, Cobbz R G, Kingx P I, Veth M J 2011 *AIAA Paper* **2011** 402
- [52] Le D B, Goynes C P, Krauss R H 2008 *J. Propul. Power* **24** 1035
- [53] Chang J T, Zheng R S, Wang L, Bao W, Yu D 2014 *Acta Astronautica* **95** 1424
- [54] Chang J, Li B, Bao W, Yu D 2012 *Engineers, Part G: Journal of Aerospace Proceedings of the Institution of Mechanical Engineering.* **226** 1424
- [55] Lin K C, Tam C J, Jackson K, Kennedy P, Behdadnia R 2007 *AIAA Paper* **2007** 5378
- [56] Weiss A, Olivier H 2012 *Exp Fluids* **52** 273
- [57] Im S, Do H, Cappelli M A 2012 *J. Phys. D Appl. Phys.* **45** 485202
- [58] Rice T 2003 *AIAA Paper* **2003** 7041
- [59] Balu G, Gupta S, Srivastava N 2002 *AIAA Paper* **2002** 4134
- [60] Reinartz B U, Herrmann C D, Ballmann J 2003 *J. Propul. Power* **19** 870
- [61] Cox-Stouffer S K, Hagenmaier M A 2001 *AIAA Paper* **2001** 0519
- [62] Chen Z, Yi S H, et al. 2014 *Experimental Thermal and Fluid Science* **52** 182
- [63] Fischer C, Olivier H 2014 *AIAA J* **52** 757
- [64] Tan H J, Sun S, Huang H X 2012 *Exp Fluids* **53** 1647
- [65] Tam C J, Hsu K Yu, Hagenmaier M, Raffoul C 2013 *J. Propul. Power* **29** 1382
- [66] Valdivia A, Yuceil K B, Wagner J L, Clemens N T, Dolling D S 2009 *AIAA Paper* **2009** 4022
- [67] Jang I, Pecnik R, Moin P 2010 *Center for Turbulence Research Annual Research Briefs* **2010** 93
- [68] Do H, Im S, Mungal M G, Cappelli M A 2011 *AIAA Paper* **2011** 68
- [69] Tu Q Y, Segal C 2009 *AIAA Paper* **2009** 4845
- [70] Tu Q Y, Segal C 2010 *J Propul. Power* **26** 182
- [71] Kanda T, Chinzei N, Kudo K, et al 2004 *J Propul. Power* **20** 760
- [72] Chen Z, Yi S H, Wu Y, Quan P C 2014 *Journal of National University of Defense Technology* **36** 30
- [73] Denis S R, Brandstetter A, Kau H P 2003 *AIAA Paper* **2003** 7048
- [74] Chen Z, Yi S H, Tian L F, He L, Zhu Y Z 2013 *Shock Waves* **23** 299
- [75] Chen Z, Yi S H, He L, Tian L F, Zhu Y Z 2012 *Chinese Science Bulletin* **57** 584
- [76] He L, Yi S H, Zhao Y X, Tian L F, Chen Z 2011 *Chinese Science Bulletin* **56** 489
- [77] Zhao Y X, Yi S H, Tian L F, He L, Cheng Z Y 2010 *Chinese Science Bulletin* **55** 2004
- [78] Tian L F, Yi S H, Zhao Y X, He L, Cheng Z Y 2009 *Sci China Ser G* **52** 1357
- [79] Chen Z, Yi S H, He L, Zhu Y Z, Ge Y, Wu Y 2014 *Journal of Visualization* **4** 345
- [80] Tian L F, Yi S H, Zhao Y X, He L, Chen Z 2011 *Chinese Science Bulletin* **56** 2320
- [81] Chen Z, Yi S H, Zhu Y Z, He L, Quan P C 2014 *Acta Phys. Sin.* **63** 188301 (in Chinese) [陈植, 易仕和, 朱杨柱, 何霖, 全鹏程 2014 物理学报 **63** 188301]
- [82] Geerts J S, Yu K H 2013 *AIAA Paper* **2013** 3102
- [83] Rockwell Jr R D, Goynes C P, Rice B E, Kouchi T, McDaniel J C, Edwards J R 2014 *J Propul. Power* **30** 530
- [84] Lindstrom C D, Jackson K R, Williams S, Givens R, Bailey W F, Tam C J, Terry W F 2009 *AIAA J.* **47** 2368
- [85] Donbar J M, Brown M S, Linn G J 2012 *AIAA Paper* **2012** 0331
- [86] Yi S H, He L, Chen Z, Zhao Y X, Tian L F, Zhu Y Z 2012 ZL201210377745.0(in Chinese) [易仕和, 何霖, 陈植, 赵玉新, 田立丰, 朱杨柱 2012 国家发明专利 ZL 201210377745.0]
- [87] Yi S H, Tian L F, Zhao Y X, He L, Chen Z 2012 ZL201210189662.9 (in Chinese) [易仕和, 田立丰, 赵玉新, 何霖, 陈植 2012 国家发明专利 ZL 201210189662.9]
- [88] Yi S H, He L, Chen Z, Zhao Y X, Tian L F 2011 ZL201110260544.8 (in Chinese) [易仕和, 何霖, 陈植赵玉新, 田立丰 2011 国家发明专利 ZL201110260544.8]
- [89] Yi S H, Tian L F, Chen Z, He L, Zhao Y X, Zhou Y W 2012 ZL20120305954.4 (in Chinese) [易仕和, 田立丰, 陈植何霖, 赵玉新, 周勇为 2012 国家发明专利 ZL20120305954.4]

REVIEW

Review of recent experimental studies of the shock train flow field in the isolator*

Yi Shi-He¹⁾ Chen Zhi^{1)2)†}

1) (College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

2) (High Speed Aerodynamics Research Institute, China Aerodynam Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

(Received 19 January 2015; revised manuscript received 9 June 2015)

Abstract

Since the concept of hypersonic flight was proposed, progress of the related theory, experiments and simulations has been gained. As an important component of the scramjet engine, the isolator plays a key role in the engine performance and flight success. The flow mechanism it involves is very complicated. In the view point of experimental research, this paper reviews the recent progress of scramjet isolator studies, analyzes the features of the isolator flow based on fine flow diagnosis technique (nano-tracer planar laser scattering, NPLS), including the three-dimensional structures of the shock train flow field, turbulent characteristics, hysteresis motions, unstart flow and shock train leading edge detection. Studies of the isolator flow can be classified and discussed according to the wind tunnel facility, isolator design and measurement techniques. Based on this, suggestions for further research can be proposed.

Keywords: turbulence, supersonic flow, shock waves, measurement

PACS: 94.05.Lk, 47.40.Ki, 47.40.-x, 47.50.Ef

DOI: 10.7498/aps.64.199401

* Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 11172326), the Hunan Provincial Innovation Foundation for Postgraduate, China (Grant No. CX2012B002), and the Innovation Fund Program for Outstanding Postgraduate Students of NUDT, China (Grant No. B120103).

† Corresponding author. E-mail: gfdchenzhi@163.com