

反压引起的带尖楔矩形隔离段流动分离迟滞现象实验研究

黄庭隆，岳连捷，张新宇

中科院力学所高温气体动力学国家重点实验室

黄庭隆，男，博士研究生。主攻内流道气体动力学方向。通讯地址：北京市海淀区北四环西路 15 号中国科学院力学研究所，邮编：100190。E-mail: yuelj@imech.ac.cn

摘要：超燃冲压发动机内的迟滞现象已经被实验观察到并吸引了越来越多学者的兴趣，但它的形成机理却尚不明确。本文的工作致力于明确超声速内流流动中出现迟滞的条件以及探索其形成机理。本文通过来流 Ma3 的冷流直连实验发现在带有小斜坡的矩形等直隔离段内，随着反压连续增加和下降，存在一种表现为激波串停留位置迟滞的流动现象。本研究认为激波串与上游存在的较强逆压梯度区或分离区的相互作用导致了流动迟滞发生。本研究发现了一种新的流动现象，其有助于探索发动机燃烧实验中迟滞现象的机理。

关键词：分离，隔离段，迟滞，尖楔，激波串振荡

1 引言

隔离段作为连接进气道和燃烧室的关键部件，其一项重要功能是抵抗燃烧室内的反压已实现进气道和燃烧室不同工况的性能匹配。隔离段内的流动非常复杂，有包含着激波/边界层干扰的激波串结构及其振荡现象^[1]。许多学者都致力于研究隔离段内复杂流动的机理。Walrtup 和 Billig^[2]、Bement^[3]等建立了经典的激波串压升经验公式。对隔离段的研究大大提高了人们对隔离段内流动的认识。然而尽管如此，近年来的一些学者发现在燃烧实验中，随着当量比连续增加和下降的变化，隔离段和燃烧室内的流动在同一当量比下出现了迟滞现象^[4,5]。在数值模拟方面，Baurle^[6]和 Dalle^[7]也观察到了类似的迟滞现象。而这种迟滞现象对于飞行器的控制有着不可忽视的影响。然而现阶段对这种影响的评估以及迟滞的形成机理尚缺乏深入的认识。鉴于以上关于迟滞现象的研究主要集中在燃烧实验或者带燃烧的数值模拟上。本文从冷流试验出发来探索隔离段内的迟滞现象，确认冷流试验中隔离段内是否会发生迟滞现象。并以此来更进一步探索燃烧试验中出现的迟滞现象的机理。

2 试验方法和模型

根据文献调研的结果，本文在直连试验台上设计了一个带后掠尖楔的等直隔离段模型。整个试验段包括喷管段、隔离段和扩张-收缩段以及节流堵锥，连接图和基本尺寸如 Fig 1 所示。喷管段模块长度为 160mm，喷管模块可以更换以实现不同的 Ma 数，变化范围为 2、2.5、3。隔离段是 80mm × 40mm 的等直段，其长度为 470mm。在隔离段下游设置了可以更换的模块，并在测壁上开有纹影观察窗；模块长度为 260mm，观察窗长度 230mm。尖楔位于此模块距上游 78mm 处。尖楔角为 10°，尖楔底边长 37mm。隔离断后是突扩段。扩张-收缩段包含了一段等直段、方转圆和圆形收缩段，总长度为 390mm。在收缩段后安装有节流堵锥，节流堵锥可以前进后退以控制节流面积，其运动速度为 7-34 mm/s，可以连续运动和阶梯进动。

喷管上游有稳压室，稳压室总压可以调控，本文试验中总压约为 1.5 Mpa，总温为 270 K，喷管将气流加速至 $Ma \approx 3$ 。

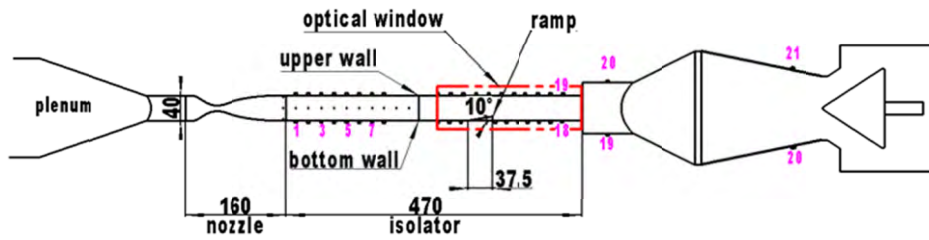


Fig 1 直连试验台模型

3 试验结果分析

首先定义节流堵塞度为 Tr ，表达式如下：

$$Tr = \frac{A_t}{A_o} \times 100\%$$

其中 A_t 为节流堵塞面积， A_o 为出口面积。

3.1 Case A

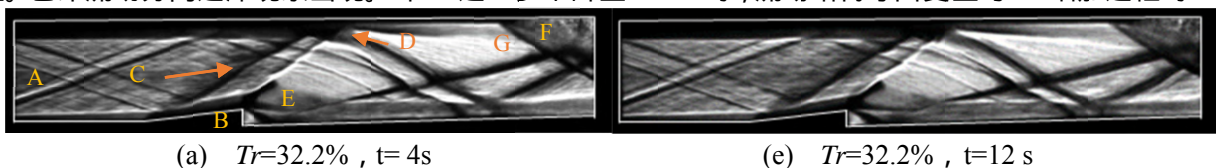
本节讨论的试验是节流堵锥做阶梯状前进和后退的工况，即节流堵锥在第一锥位保持 1 秒后进入第二锥位保持 1 秒，到达最大锥位后开始原路返回，直到锥位回复到第一锥位，以此模拟反压增加和降低的过程。对应的堵塞度为 32.2%、38.3%、44.9%。Fig 2 为几个典型节流位置下观察得到的流场纹影图像。Fig 2(a)-(c) 对应堵塞度增加过程，(c)-(a) 对应堵塞度减小过程。

Fig 2(b) 与 (d) 表明，尽管堵塞度大小相同但不同路径下流场结构却相差很大。这意味着流场结构不仅仅是由来流条件和下游节流度大小决定而是同时还与堵塞度的变化路径相关，这便是流动迟滞现象。在本试验中表现为激波串停留位置的迟滞。下面详细分析流场形态。

$Tr=32.2\%$ 时，流场纹影图如 Fig 2(a) 所示。A 位置为观察窗上游，上游因模块拼接而带有较弱的激波。B 处为尖楔位置。C 为尖楔引起的激波，其在上壁面与边界层相互作用形成分离泡 D。上游的一道杂波也刚好在尖楔上反射之后与上壁面相遇在分离泡 D 附近，之后反射。气流流经尖楔尖点后膨胀，出现膨胀扇 E，紧接着膨胀受阻形成一道激波。反压已推至观察窗内，在导致上壁面边界层分离形成分离区 F 并产生分离激波 G。

堵塞度 Tr 增加至 38.3%，反压前传至 Fig 2(b) 所示的位置。可以发现分离区 F 前移。与此同时，反压也在下壁面前传形成分离区 F1，位置比上壁面要靠近上游。当 Tr 进一步增大到 44.9%，流场如 Fig 2(c) 所示，流场特征结构发生了巨大变化。上壁面分离区 F 消失，下壁面分离区 F1 到达尖楔后缘形成大分离区。这导致膨胀扇 E 消失，激波 H 出现并冲击分离泡 D。分离泡 D 尺寸急剧变大。

当堵塞度从 $Tr=44.9\%$ 下降至 38.3% 时，流场如 Fig 2(d) 所示。对比发现，分离区 F1 依旧挂在尖楔后缘位置。也即流动分离迟滞现象出现。当 Tr 进一步下降至 32.2% 时，流场结构才回复至与 Tr 增加过程时一样。



(a) $Tr=32.2\%$, $t=4s$

(e) $Tr=32.2\%$, $t=12s$

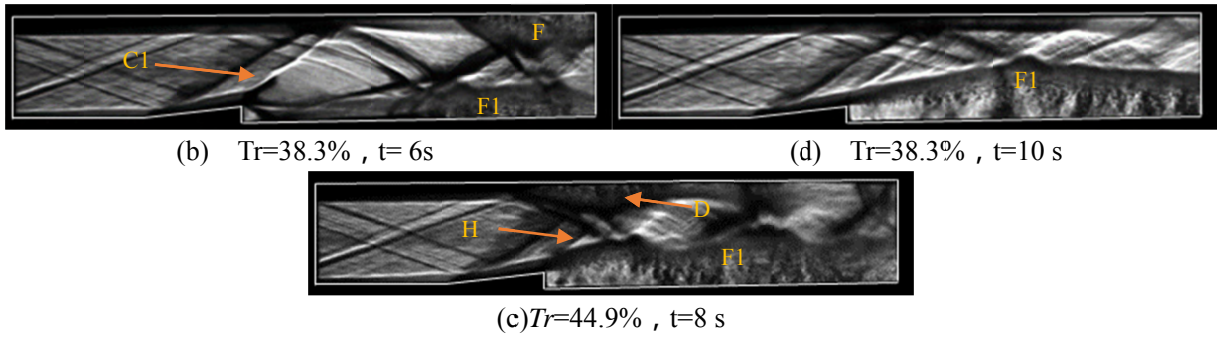


Fig 2 流动随堵塞度按步增加和减小的流动纹影图像

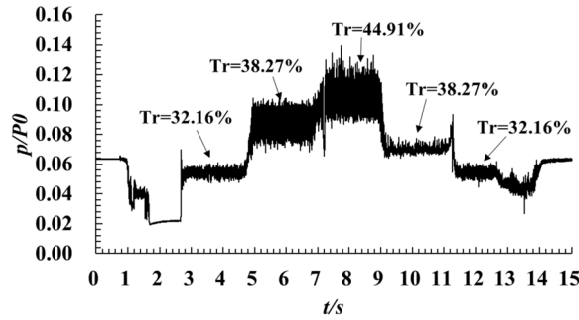


Fig 3 上壁面第 20 压力测点压力随时间变化

Fig 3 是上壁面最后压力测点对应 Fig 2 所示工况中压力随时间变化情况。可以发现,在堵塞度增大过程, $Tr=38.3\%$ 和 $Tr=44.9\%$ 时压力振荡比较剧烈。而在 $Tr=32.2\%$ 和堵塞度减小过程中的 $Tr=38.3\%$ 时振荡较弱。Fig 3 表明以堵塞度为参考变量时出现了流动迟滞现象。

时均壁面沿程压力分布如 Fig 4 所示,压力以来流总压进行无量纲化。“+”表示堵塞度增加过程,“-”号表示堵塞度减小过程。在尖楔上游较长的一段等直通道内,壁面静压没有明显的增加。Fig 4 壁面沿程压力分布对应 Fig 2 的流场。因为 $Tr=38.3\%$ 上行程和下行程对应的流场结构不一样,所以壁面沿程压力也不一样。

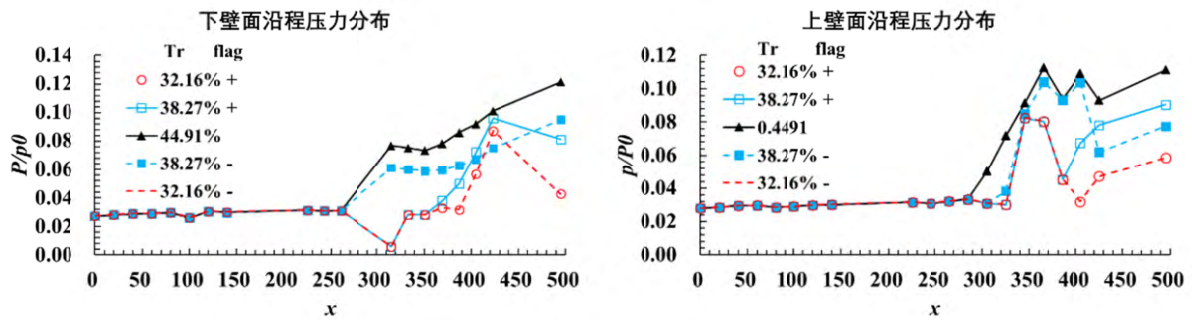


Fig 4 沿程压力分布,下壁面(左),上壁面(右)

3.2 Case 2

为了进行对比以及消除电机运动行程误差带来的影响,进行了一组连续进退节流堵锥的试验。堵塞度从 26.6% 连续变化到 63.9% ,然后再返回至 26.6% 。Fig 5 为几个时刻的流动纹影图像。第 8 秒为堵塞度开始下降的时刻。可以发现,在相同的时间间隔内 Fig 5(b)和(f)对应的流场结构不一样,而且是在 $t=5.8$ 秒前后一段时间内的流场结构与 $t=10.2$ 秒前后一段时间内的不同,而这段时间内,堵塞度大小变化是相同的。因此,在堵锥连续节流的过程中同样存在这种流动迟滞现象。

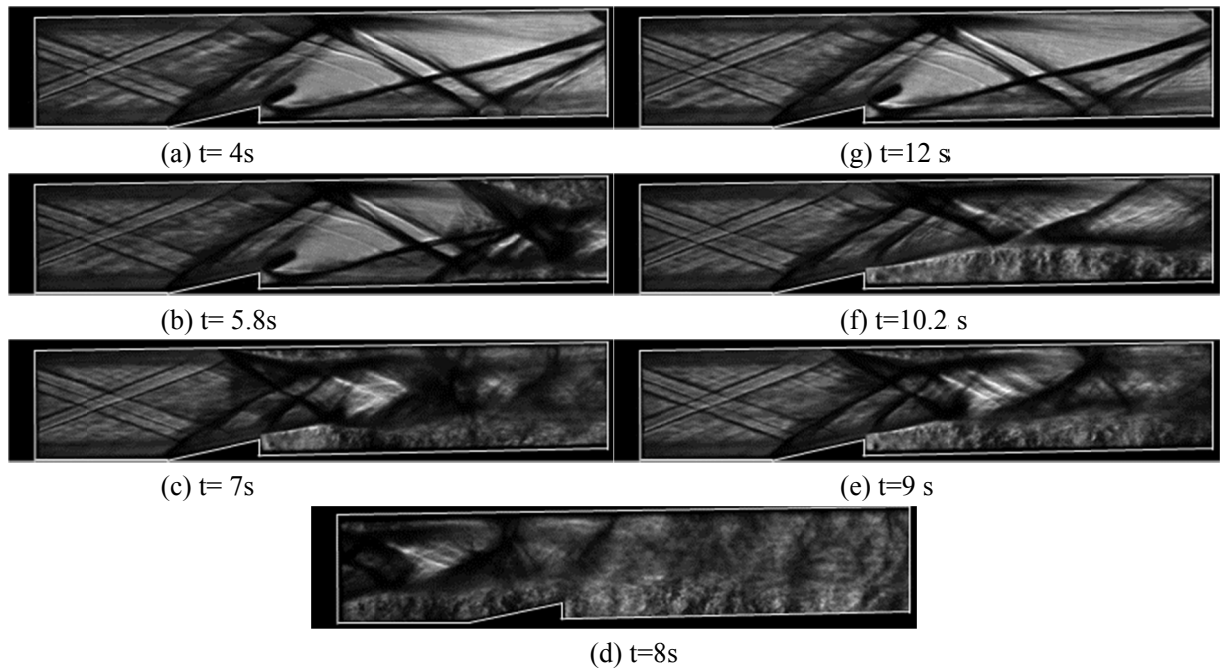


Fig 5 流动随堵塞度连续增加和减小的流动纹影图像

因为整个试验过程中，不论节流堵锥的运动形式是阶梯形式还是连续变化形式，流动在某些工况下存在较强的振荡现象。因此对下壁面最后测点的压力信号做了小波分析。如 Fig 6 所示是小波变换结果。可以发现整个试验过程中，在某些堵塞度区间内存在能量集中在 $300 \pm 150\text{Hz}$ 频率范围的振荡现象。观察振荡出现的堵塞度区间可以发现，在堵塞度上升和下降过程的振荡区间不对称，即堵塞度下降过程有一个振荡区间消失了，如 Fig 6 所示。这再次证明了迟滞现象的存在性，也说明了流动的流场结构不仅取决于边界条件还取决于边界条件的变化路径。

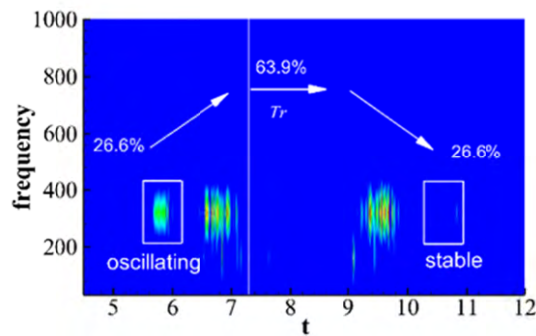


Fig 6 下壁面最下游测点压力信号的小波变换

4 迟滞原因分析

已有的研究有报道发生在燃烧室的迟滞现象，这些研究认为迟滞现象是发生在燃烧模态转换过程或者是强弱燃烧的变化过程，但都没有说明迟滞的原因。本试验中的迟滞现象不涉及燃烧。同时迟滞发生的堵塞度区间较大，现象较容易捕捉。因此研究认为包括燃烧领域的一些迟滞现象是与燃烧解耦的流动现象。

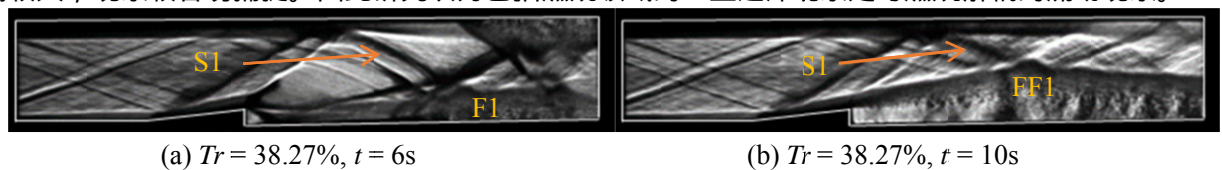


Fig 7 Case A 工况迟滞纹影图像

如 Fig 7 所示, 流动的主要结构为激波和反射激波 S1, 分离区 F1、FF1 以及几何结构为尖楔。在堵塞度降低时, 分离区 FF1 有被反射激波 S1 牵引。因此, 分离区 FF1 有着更强的维持从尖楔后缘到下游高压区大旋流的能力, 而堵塞度上升时尽管反射激波 S1 也牵引着分离区 F1, 但不足以将分离区 F1 牵引至尖楔后缘。这个差别是到达这个堵塞度的路径不一致产生的。结合数值模拟的结果发现, 当上游存在较强的逆压梯度区甚至分离区时在反压增加和下降 (或者说激波串前后移动) 的连续过程便会出现流动迟滞现象。这需要更深入的理论分析。

5 结论

本研究在冷流试验中发现了随反压连续增减过程中的流动迟滞现象。迟滞现象表现为在相同大小的反压作用、不同的反压变化路径下, 分离区停留位置出现迟滞。本研究认为迟滞的关键是上游存在较强的逆压梯度区甚至分离区。正是这种扰动的存在以及其与激波串的相互作用而产生了流动迟滞现象。

致 谢: 衷心感谢国家自然科学基金 (Grant No. 11472279 and 11672309) 的支持, 感谢力学所高温气体动力学国家重点实验室的支持。

参考文献:

- [1] Riggins, D.W., C.R. McClinton, and P.H. Vitt, Thrust Losses in Hypersonic Engines Part 1: Methodology. *Journal of Propulsion & Power*, 1997. 13(2): p. 281-287.
- [2] Waltrup, P.J. and F.S. Billig, Errata: Structure of Shock Waves in Cylindrical Ducts. *Aiaa Journal*, 1973. 11(5): p. 1404-1408.
- [3] Bement, D., J. Stevens, and M. Thompson. Measured operating characteristics of a rectangular combustor/inlet isolator. in *Joint Propulsion Conference*. 2013.
- [4] Goynes, C.P. and R.H. Krauss, Experimental Study Of Test-Medium Vitiation Effects On Dual-Mode Scramjet Performance. *Journal of Propulsion & Power*, 2011. 27(5): p. 1135-1142.
- [5] Chang, J. and L. Wang. Experimental Investigation of Hysteresis Phenomenon for a Scramjet Engine. in *Aiaa/asme/sae/asee Joint Propulsion Conference*. 2013.
- [6] Baurle, R.A. and D.R. Eklund, Analysis of Dual-Mode Hydrocarbon Scramjet Operation at Mach 4-6.5. *Journal of Propulsion & Power*, 2002. 18(5): p. 990-1002.
- [7] Dalle, D.J., J.F. Driscoll, and S.M. Torrez, Ascent Trajectories of Hypersonic Aircraft: Operability Limits Due to Engine Unstart. *Journal of Aircraft*, 2015. 52(4): p. 1-10.