

关于超声速燃烧与高超动力

姜宗林 *

中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190

摘 要 先进发动机是航空工业的核心技术, 而吸气式高超声速发动机一直是宇航飞行技术研发的首位难题. 发动机的性能依赖于其能量转换模式和燃烧组织方法, 相关理论研究具有基础性和启发性意义. 论文首先讨论了超声速燃烧, 它一直是超燃冲压发动机技术的理论基础. 然后综述了相关研究进展, 提出了吸气式高超声速冲压推进技术的 3 个临界条件, 或者称为临界参数. 第一临界条件针对超声速气体流动中燃烧发生部位的亚声速或超声速状态的判定问题, 由此可以揭示上行激波的产生机制, 也能够作为燃烧后气体流动状态的判定条件; 第二临界参数定义了当量比燃烧条件下吸气式高超声速冲压发动机的稳定运行马赫数, 是发动机设计需要考虑的必要条件. 第三临界参数给出了对应 CJ 斜爆轰的楔面角度, 其物理基础是爆轰临界起爆状态. 最后总结了驻定斜爆轰冲压发动机的实验研究进展, 论述了作为未来高超声速飞行动力的可行性.

关键词 超燃冲压发动机, 临界参数, 超声速燃烧, 驻定斜爆轰冲压发动机, 斜爆轰

中图分类号: O35 文献标识码: A DOI: 10.6052/1000-0992-21-008

收稿日期: 2021-02-22; 录用日期: 2021-03-22; 在线出版日期: 2021-03-25

* E-mail: zljjiang@imech.ac.cn

引用方式: 姜宗林. 关于超声速燃烧与高超动力. 力学进展, 2021, 51(1): 130-140

Jiang Z L. On supersonic combustion and hypersonic propulsion. *Advances in Mechanics*, 2021, 51(1): 130-140

© 2021《力学进展》版权所有

1 引言

1903 年, 莱特兄弟制造的“飞行者”一号升空, 实现了首次有动力可控飞行, 点亮了人们关于航空飞行技术研发方向的指示灯. 一百多年过去, 人们飞过了亚声速时代, 已经成功实现了超声速飞行. 航空飞行技术大大地改变了人们的生活方式, 推动了现代社会的发展 (顾诵芬和史超礼 1988). 在航空领域, 发动机一直是首位核心技术, 被称为航空技术皇冠上的明珠. 在马赫数 (Ma) 为 $0\sim 3$ 飞行范围内, 现代涡扇喷气发动机得到广泛应用 (刘大响和程荣辉 2002). 当飞行马赫数进一步增加到 $3\sim 6$ 的范围时, 涡扇喷气发动机性能急剧下降, 冲压发动机具有作为推进技术的优势, 并得到验证和应用. 冲压发动机的基本原理是通过进气道冲压, 把从大气中吸入的空气压缩到一个适当的压力, 然后在燃烧室内完成燃烧组织和化学能释放, 最后像涡扇喷气发动机一样, 把高温燃气通过尾喷管喷出产生推力. 但是, 当飞行马赫数超过 5 时, 冲压过程借助的激波系不仅带来过大的动能损失, 同时也产生了过高的气流静温, 使得燃烧过程中产生的解离能明显增加, 降低了燃烧效率. 为了解决上述两个问题, 超燃冲压发动机应运而生, 被认为是高超声速飞行最具发展潜力的推进技术 (Heiser & Pratt 1994, Anderson 1989).

超燃冲压发动机的基本概念依然是借助冲压降低来流空气的速度 (相对飞行器坐标系), 提高其静温和静压. 但是在燃烧室入口处依然保持进气的超声速状态, 然后通过燃料 / 空气超声速混合和火焰稳定技术, 实现发动机内部的燃烧组织和化学能释放. 显而易见, 这种发动机可以减少进气道中强激波压缩引起的总压损失, 同时也能够降低燃烧室入口处空气静温, 提高燃料效率. 理论上讲: 应用碳氢燃料, 超燃冲压发动机的运行范围大约在 Ma 为 $5\sim 7$ 之间; 应用氢燃料, 其运行范围能够拓展至 $Ma = 10$. 由于超燃冲压发动机作为高超声速推进技术的潜在优势, 世界上一些航天大国均投入较大的人力和物力开展了深入研究. 特别是进入 21 世纪以来, NASA 完成了代号为 X-43a 和 X-51a 的高超声速飞行器的飞行试验, 首次测试了采用氢气和碳氢燃料的超燃冲压发动机, 取得了里程碑式的进展. 两次飞行试验证明了超燃冲压发动机可以提供正推力, 基于乘波体概念的飞行器布局和发动机是可以集成和可控制的 (Stillwell 1965, Peedles 2007). 这些研究进展的意义对于高超声速飞行技术的开拓性不亚于“飞行者”一号.

回顾航空领域发动机技术发展史, 一种发动机型号的研发周期大约为 10 年左右. 关于超燃冲压发动机, 国际范围的探索研究已经有 70 年的历史了, 但是至今尚无配置超燃冲压发动机的航空飞行器作商业运行的报道. 如此广泛的人力资源应用、如此巨量的研究经费投入, 可以说史无前例. 但是, 高超声速推进领域的研究进展远远低于人们的预期. 问题究竟何在? 研究何去何从? 现在应该是认真总结过去, 深入考虑依然存在的理论与技术问题, 讨论探索下一步需要开展什么样的工作的时候了 (姜宗林 2009).

本论文首先从关于“超声速燃烧”的质疑议起, 然后探讨超燃冲压发动机燃烧与运行稳定性问题, 进而论述高超声速冲压发动机的设计概念和控制参数, 最后展望吸气式高超声速推进技术的发展趋势. 虽然自然规律是客观存在的, 但是人们对于自然现象的认知都是相对的. 然而, 正是相对真理的不断发展与完善, 使得人们对于自然规律认识不断逼近其客观存在. 这篇论文作为视点论文, 期望起到一个抛砖引玉的作用. 屈原在《离骚》第 97 句说: “路漫漫其修远兮, 吾将上下而求索”. 这是作者撰写这篇论文的本意.

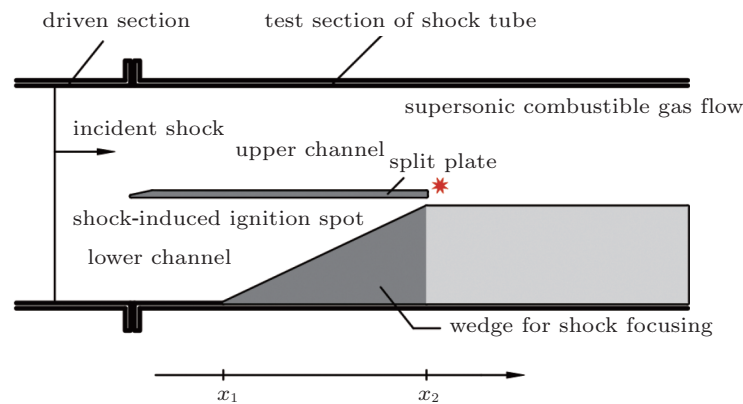


图 1

实验设计与燃烧实验原理示意图 (Wang et al. 2006)

2 关于超声速燃烧

火焰伴随着人类文明, 燃烧推动着社会发展. 特别是在世界面临严重能源和环境问题的今天, 研究燃料化学能转化方法和转换效率是一个永恒的主题 (Billig 1993). 超燃冲压发动机的英语表述为 “scramjet engine”, 是 “supersonic combustion ramjet” 的简称. 由此产生了 “supersonic combustion (超声速燃烧)” 这样一个概念, “超声速燃烧” 的字面意思为以超声速进行的燃烧. 考虑发生在超燃冲压发动机内部的燃烧, 就自然而然地产生一个质疑: 亚燃? 超燃? 而且大家普遍认为超燃热效率高, 亚燃热效率低. 从而也就有了关于确认 “超声速燃烧” 的度量: 即燃烧后的流动状态为超声速, 可以观察到斜激波的存在. 从现象上看, 空气以超声速进入发动机参加并完成燃烧, 燃烧就应该是超声速的. 有许许多多关于超声速燃烧和超燃冲压发动机的研究论文, 但是关于超燃冲压发动机内部燃烧的本质似乎依然不清晰 (Billig 1993, Yuan 1999).

关于超声速燃烧, Wang 等 (2006) 完成了一个巧妙的实验研究, 测量了以超声速流动的可燃气体燃烧速度, 对于理解超声速燃烧具有启发性意义. 论文发表在 2006 年的国际激波期刊上, 但是没有引起足够的关注. 实验设计的概念如图 1 所示. 试验段主要由两部分组成, 中间隔开. 试验段上半部在入射激波过后产生了超声速流动; 下半部的激波汇聚产生高温射流, 能够点燃上半部试验段里超声速流动的可燃气体. 当超声速气流的燃烧反应发生后, 火焰向可燃气体内部传播.

图 2 给出了他们获得的一组试验照片. 图 2(a) 表示无燃烧发生的情况, 流动马赫数为 1.88, 可以观察到弱的斜激波. 图 2(b) 表示有燃烧发生的情况, 可以观察到起爆点后有一段反应诱导距离, 然后燃烧面开始稳定向上传播, 火焰横向传播速度大约每秒几十米. 实验结果表明火焰依然属于扩散燃烧, 还是基于分子扩散的热传导机制. 所谓的 “超声速燃烧” 实际上是超声速流动气体的燃烧, 而不是可燃气体以超声速燃烧! 对于超燃冲压发动机来讲, 在燃烧室长度内, 只要燃烧面有足够的时间传播横过燃烧室截面, 即可完成超燃冲压发动机的超声速流动气体燃烧.

基于预混可燃气体在超声速流动过程中发生燃烧的认知, 通过借助伽利略变换, 气体动力学基础理论依然可用. 如果把超燃冲压发动机简化为一维定常管流, 应用一维等直管道流加热理论,

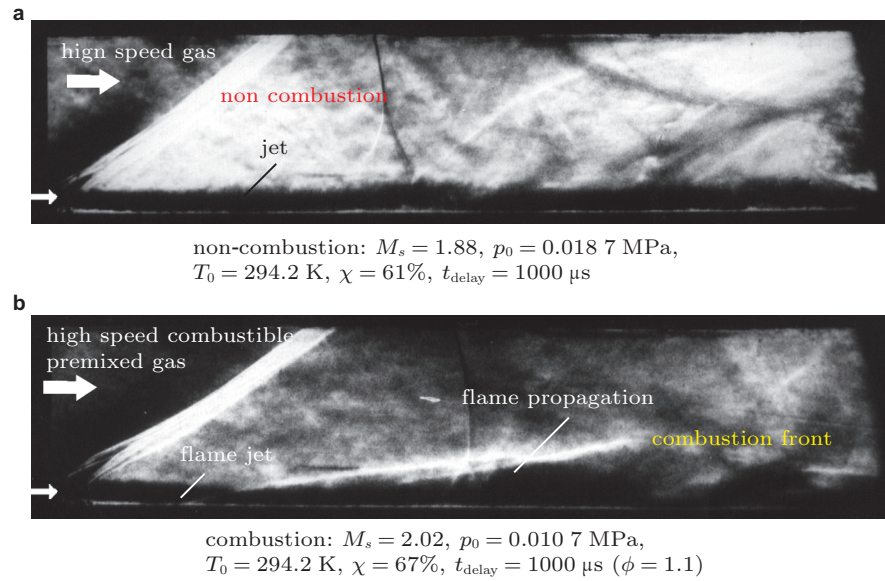


图 2

超声速流动燃烧面的传播. (a) 无燃烧, (b) 有燃烧 (Wang et al. 2006)

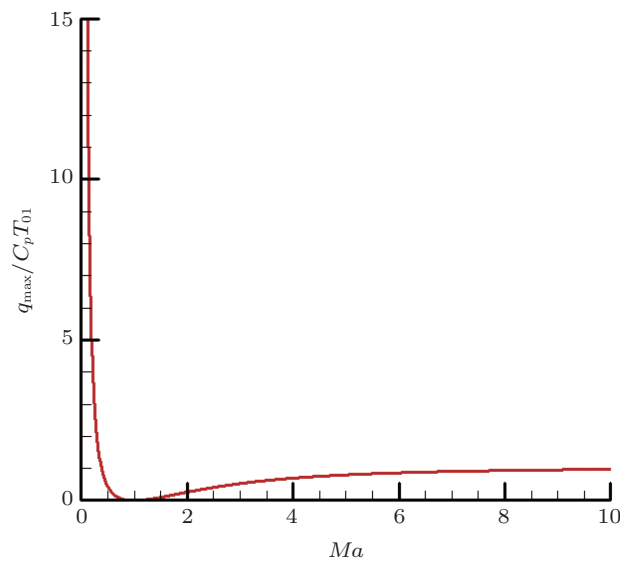


图 3

一维加热管流的最大加热量与流动马赫数的关系 (Jiang et al. 2019)

Jiang 等 (2019) 给出了最大加热量与来流马赫数的关系式

$$\frac{q_{\max}}{C_p T_{01}} = \left[\frac{1 + \gamma Ma^2}{(1 + \gamma) Ma} \right]^2 \frac{1 + \gamma}{2 + (\gamma - 1) Ma^2} - 1 \quad (1)$$

式中, q_{\max} 为最大加热量, Ma 为来流马赫数, γ 为气体的比热比, C_p 为定压比热, T_{01} 为参考温度. 由式 (1) 获得的预测结果如图 3 所示. 气体动力学理论告诉我们: 无论是亚声速或者超声速流动,

加热将驱动管道流动向声速状态过渡. 但是在超声速流动状态下, 发动机能接受的加热量非常有限, 远远低于亚声速条件下的最大加热量. 所以, 当燃烧释放的热量超过给定马赫数的最大加热量时, 超声速流动就过渡到了声速状态, 产生了燃烧波. 参考马赫波原理, 可知释热部位的上游受到来流压缩产生激波和亚声速流动, 下游流动膨胀加速, 依然保持超声速流动状态. 所以, 仅仅观察燃烧后的流动状态, 根据是否存在斜激波, 去判定燃烧状态是亚声速或者超声速的方法是有局限性的. 另外, 由于超声速流动最大加热量很低, 在确保当量比燃烧的条件下, 按照现在的超燃冲压发动机设计标准, 大部分的燃烧过程都存在产生上游亚声速区、激波上行进入进气道的现象.

Jiang 等 (2019) 定义式 (1) 为超声速流动气体燃烧的第一临界条件, 用于判断燃烧发生后当地流动的热力学状态. 考虑流道壁面边界层发展及其与激波相互作用的影响, 这个最大加热量还要低一些. 所以, 超燃冲压发动机的设计理念是完美的, 但是发动机内部燃烧组织和发动机推力增加的现实是严酷的, 面临的理论和技术问题也是困难的.

3 超声速流动中的上行激波

如果燃烧现象发生在自然环境中, 学术上称为开放空间, 化学能的释放会产生自发性的系列燃烧波向四面八方传播, 然后迅速衰减, 消失不见. 这里存在流动三维膨胀和波耗散主导的机制. 当燃烧发生在一个通道内, 譬如说超燃冲压发动机流道, 由于壁面反射, 燃烧波将很快演化成平面波, 仅向两个方向传播, 波的衰减速率则大大减缓. 如果通道内存在着气体流动, 类似马赫锥产生的现象就会发生. 向上游传播的燃烧波被减速, 来流被压缩; 向下游传播的燃烧波被加速, 流动膨胀效应被强化 (Oppenheim 2006, Zucrow & Hoffman 1976). 当化学能释放率提高的时候, 上行燃烧波可以发展成为上行激波, 而超燃冲压发动机实验中常常观察到的进气道上行激波就起源于这种机制.

Jiang 等 (2019) 设计了一个物理算例: 取一个直流道, 假定在一定流速的气体中发生着持续的热释放, 热释放率等于流过的空气和氢气完全反应释放的化学能. 计算模拟研究发现: 存在一个来流马赫数, 当来流速度与上行波的强度匹配时, 使得上行激波可以驻定在热释放部位. 如果来流马赫数小于该马赫数, 激波上行, 反之下行. 假定来流是预混可燃气体, Jiang 等 (2019) 给出了一个临界马赫数计算公式. 如果来流速度大于该临界马赫数, 上行激波不可能上行传播, 该马赫数称为临界参数, 公式称为第二临界条件

$$\left. \begin{aligned} M_{\text{Cri}} &= \left[\frac{\gamma_0}{\gamma_1} \cdot \left(1 - \frac{2}{1 + \sqrt{1 + \frac{4}{K} \frac{\gamma_0}{\gamma_1}}} \right) \right]^{-\frac{1}{2}} \\ K &= \frac{2\gamma_0(\gamma_1 + 1)}{\gamma_1^2} \left[\frac{\gamma_1 - \gamma_0}{\gamma_0 - 1} + \frac{\gamma_0(\gamma_1 - 1)q_{\text{max}}}{c_0^2} \right] \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中, M_{Cri} 为临界马赫数, q_{max} 为燃烧释放的化学能, c 为来流声速, γ 为气体的比热比, 下标 0 和 1 分别代表反应前后的气体比热比常数. 式 (2) 实际上是给定可燃气体和热力学状态的 CJ 马赫数, 也是燃烧化学能释放可能产生的最强激波马赫数. 实际上, 在自然界中既存在着常见的普通火焰, 也存在一种极端燃烧现象, 即爆轰 (detonation). 爆轰具有高速、自持、自组织和增压燃烧

特征,属于气体动力学的前沿学科.在燃料化学能不同转换过程的谱带上,本生灯代表的普通火焰是一个端点,那么爆轰无疑代表了另外一个端点.在两点之间存在着千变万化的燃烧现象,是人类社会运转的动力之源.在这些诸多的燃烧进程中,只有爆轰过程的反应能,可以提供足够高的能量支撑先导激波稳定传播,而先导激波通过提升可燃气的热力学状态,维持恰当的燃烧反应进程.所以,式(2)给出一个临界条件,对于一定的可燃气体,如果来流马赫数大于临界马赫数,那么上行激波进入进气道的情况就不会发生,是爆轰驱动推进系统的最小设计马赫数.至于其他的爆燃模式,燃烧产生的上行激波可能会弱一些,要求的临界马赫数可以低一些.从这种意义上讲,式(2)给出的临界马赫数是一个最大临界马赫数,适用于所有的燃烧模式.对于斜爆轰冲压发动机,它又是斜爆轰可以驻定的最小马赫数.

从一些论文的风洞试验结果来看,超燃冲压发动机燃烧室内存在着明显的不稳定性流动,这种不稳定性主要由燃烧放热的不均匀性和非定常特性引起(Choi et al. 2005, Lin et al. 2010),导致整个发动机内部出现振荡燃烧现象,类似于现代航空发动机的进气道喘振.应用 JF-12 复现风洞, Jiang 等(2019)开展了超燃冲压发动机运行稳定性研究,获得了马赫数为 7 条件下的试验结果.他们的研究进展表明:在特定的燃料当量比情况下,超燃冲压发动机燃烧室内的压力保持平稳;当增加燃料当量比并超出一定极限时,发动机运行出现周期性的压力振荡现象(200 Hz),表明燃烧室内出现了强烈的不稳定燃烧现象,从而导致了整个发动机运行的周期性振荡,类似于现代航空发动机的喘振现象.对于超燃冲压发动机,绝大部分的设计马赫数都低于第二临界条件,使得上行激波极易产生,震荡燃烧常常出现,成为发动机设计时需要高度重视的关键问题.

4 斜爆轰驻定和高超动力

如果冲压发动机的设计马赫数大于第二临界条件,上行激波不能传播进入进气道,可能在燃烧室里与反应面耦合,构成一个稳定的爆轰波.那么,另外一个问题就是当来流速度大于第二临界条件时,爆轰波在发动机燃烧室内如何驻定?姜宗林等(2020)借鉴 CJ 理论,忽略气体黏性,不考虑化学反应过程,把斜爆轰波简化为含有瞬时能量添加的反应斜激波,再进一步忽略起爆区的影响,应用质量、动量和能量守恒关系,推导出了斜爆轰波的基本关系.对比斜激波基本关系式,图 4 给出两者的极曲线.由于两条曲线的来流马赫数和比热比是相同的,可以看到它们既有明显的差别,又存在着一定的相似和关联.激波极线分为上下两个分支,分别称为弱解斜激波和强解斜激波;而斜爆轰曲线分为 3 个分支,除了相应的强解斜爆轰波(上面分支)和弱解斜爆轰波(下面分支)外,左侧还存在一个分支,通常认为是非物理的.实际上强解斜爆轰波也很少出现,而弱解斜爆轰具有实际意义,也称为过驱斜爆轰.对比两个曲线可以看到:对于给定的楔面角度,如果同时存在附体的斜激波和斜爆轰波,后者的角度大于前者.理论分析结果告诉我们:燃烧反应放热会导致波后压力和温度增加,从而也导致声速增加.为了匹配这种增加,满足动量平衡,斜爆轰波需要更大的角度以对来流气体实现压缩程度的增加.

图 4 上另一个重要的热力学状态是弱解斜爆轰分支的最低点,也就是与第三分支的连接点.在弱解分支上,过驱斜爆轰波后的气流是超声速的,而且随着楔面角度的减小,斜爆轰马赫数也逐渐降低.达到这个最低点状态后,波后气流马赫数降为 1,对应的波后气流状态是声速,热力学参数与 CJ 爆轰波相同.该角度称为 CJ 斜爆轰角,相应的楔面角度称为斜爆轰起爆角,对应的状态

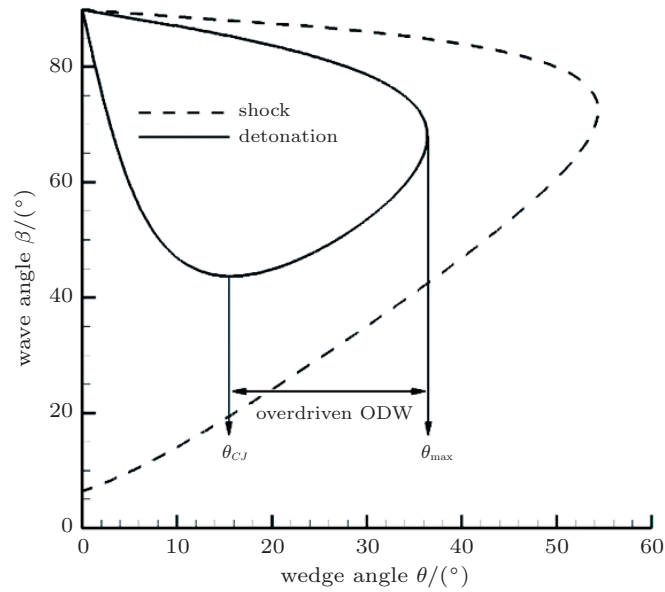


图 4

斜爆轰波极线与 CJ 爆轰点

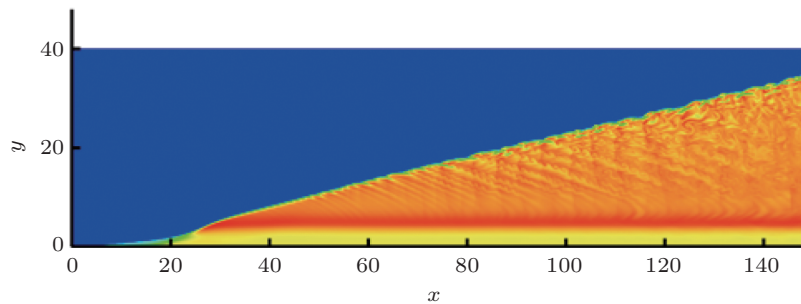


图 5

驻定斜爆轰发展的三阶段演化规律 (姜宗林等 2020)

称为临界起爆状态,也称为第三临界条件.该条件的物理意义为:当来流速度大于第二临界条件时,如果发动机燃烧室存在一个角度大于斜爆轰起爆角的楔面,斜爆轰是可以产生,并驻定的.

实际上斜爆轰的起爆和驻定过程要远远复杂得多,姜宗林等(2020)深入研究了驻定斜爆轰的演化过程,给出图5所示的计算结果,揭示了驻定斜爆轰发展的三阶段演化规律.在临界起爆条件下,楔面诱导的斜激波能产生可燃气自燃的热力学状态,从而启动燃烧反应进程.在燃烧波/反应带耦合的正反馈机制作用下,当反应进程达到临界起爆状态后,可燃气起爆形成过驱爆轰.该阶段又称为驻定斜爆轰的DDT过程.过驱爆轰在壁面稀疏波的作用下,不断弱化,产生第一次失稳.该阶段以出现单向传播的横波为物理特征.在第三阶段,斜爆轰发生第二次失稳,演化为胞格爆轰.第三阶段的斜爆轰是稳定的,可以自持的,类似自由传播的爆轰波(Teng et al. 2015, Teng & Jiang 2012, Yang et al. 2018).

胞格爆轰具有稳定传播状态,可以由 CJ 爆轰理论表述,并具有最高的热效率和最小的熵增,也是斜爆轰演化的终极状态.斜爆轰是一种反应激波,即激波诱导燃烧反应.该机制完全不同于传统火焰和爆燃的分子扩散机制,燃烧反应速率是超声速的,斜爆轰后的流动也是超声速的.如果应用“超声速燃烧”描述斜爆轰,可以说是“名至实归”.超燃冲压发动机领域广泛关注的燃烧过程,作为“超声速燃烧”,缺乏反应机制的支持,应该认定是一种以超声速流动的可燃气体的复杂燃烧.

关于斜爆轰发展和驻定,过去的许多研究工作都聚焦在开放空间,并且观察到了源自楔形尖端的斜爆轰.这些研究大部分都是通过计算模拟获得的,实验研究结果非常少. Viguier 给出的斜爆轰的实验照片被广泛应用,是为数不多的几个实验结果之一.他们的实验采用两种气体,通过一种气体的爆炸产生楔面,再利用另外一种气体产生爆轰 (Viguier et al. 1996). 该实验方法很具创新性,也表明了斜爆轰实验对于实验技术和实验方法的挑战性.主要的困难在于缺乏具有模拟高马赫数高焓流动的试验装置,另外高超声速预混可燃气体的实验研究危险性极高.更大困难是斜爆轰在开放空间的存在是稳定的,但如果把斜爆轰放在诸如超燃冲压发动机的流动通道中,斜爆轰是否能够驻定则成为一个大问题.这不仅因为通道壁面边界层发展的影响,而且还存在激波/边界相互作用、边界层内部可燃气体的亚声速状态燃烧的干扰.这些现象都可能产生上行激波和燃烧波,从而导致斜爆轰的不驻定.

Jiang 等 (2021) 依据吸气式高超声速推进的 3 个临界条件,提出了驻定斜爆轰冲压发动机 (Standing oblique detonation ramjet engine, Sodramjet) 的设计方法,并采用多种流动控制技术,完成了 Sodramjet 概念验证机设计.进而应用 JF-12 复现风洞,完成了马赫数为 9 的飞行条件下的实验研究. JF-12 能够复现马赫数为 5~9、高度为 25~50km 的高超声速飞行条件,提供了斜爆轰实验的必要手段 (Jiang & Yu 2017, Jiang et al. 2020). 试验测量结果表明:在满足高超声速推进第二和第三临界条件的情况下,驻定斜爆轰冲压发动机可以自点火,并稳定运行,而且是可控制的.图 6 的左图是 Sodramjet 发动机运行期间燃烧室的火焰照片,给出了斜爆轰的驻定图像,由图可以清楚地看到斜爆轰的起爆过程和过驱爆轰的形成.图 6 的右图是计算模拟得到的 H_2 浓度分布,即

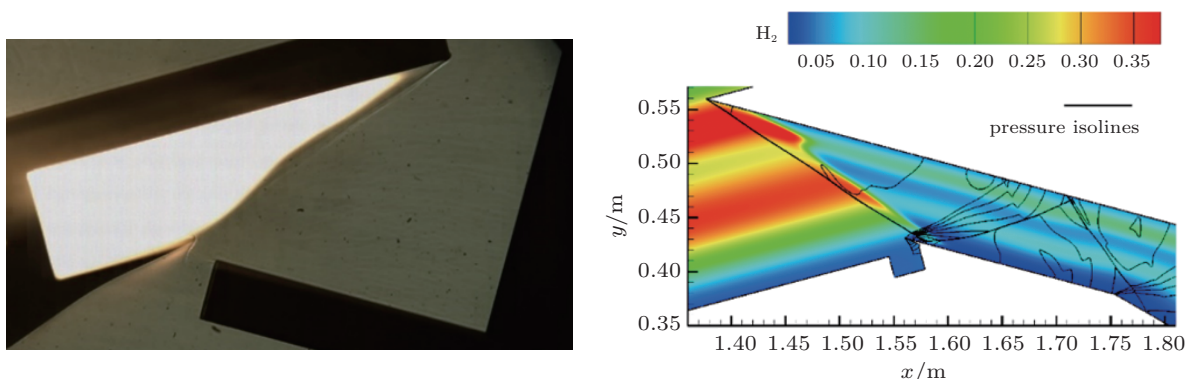


图 6

驻定斜爆轰冲压发动机燃烧室内斜爆轰图像和计算模拟得到的 H_2 浓度分布 (Jiang et al. 2021)

燃料消耗分布图。该图表明：斜激波后，氢气基本全部燃烧，反应面和激波密切耦合，而且实验和计算结果具有一致的激波结构。他们的试验结果不仅考核了 Sodramjet 发动机的核心技术，也验证了驻定斜爆轰冲压推进理论。

自然界存在两类燃烧现象，一类为增压燃烧，燃烧后压力升高；一类为降压燃烧，或者扩散燃烧。而爆轰是唯一已知的增压燃烧过程，理论上具有近等容循环的热效率，能给出更高的机械能输出。Sodramjet 发动机燃烧室非常短，热负荷和热耗散也非常低。驻定斜爆轰冲压发动机理论运行范围为马赫数 6~16，可用于重复使用的跨大气层飞行器，使得飞行器能够从机场跑道起飞、加速、进入太空执行任务，然后重新进入大气层，最终在机场降落。也适用于高超声速客机，从而实现在 2 小时内的全球抵达。

5 结论和展望

本文论述了高超声速科技领域广泛关注的超声速燃烧和高超声速推进技术，获得的重要结论如下：

(1) 传统的“超声速燃烧”是一个俗语，缺乏严格的学术定义和内涵描述。根据超燃冲压发动机领域的研究内容和探索发现，相关燃烧实际上是作超声速流动的可燃混合气体的燃烧，本质上依然是一种扩散火焰，同样基于分子扩散的热传导机制。虽然湍流、漩涡、对流等现象可以加速燃烧进程，但是它依赖的基本燃烧机制是不变的。

(2) 论文系统描述了吸气式高超声速推进技术的 3 个临界条件。第一临界条件阐述了超声速气体流动中燃烧局部的亚声速或超声速流动状态的判定方法和上行激波产生机制；第二临界条件给出了当量比燃烧情况下高超声速冲压发动机的最小稳定运行马赫数。第三临界条件定义了斜爆轰的临界起爆状态，给出了对应 CJ 斜爆轰角的楔面角度，称为斜爆轰起爆角。

(3) 爆轰是一类极端燃烧现象，具有增压燃烧特征。即，爆轰后的压力相对燃烧前是增压的。爆轰的前导波相当于现代涡扇喷气发动机的压缩机，能够获得大约 15 倍左右的增压比，还能够借助激波后燃烧反应能的反馈，实现自持传播，并持续地维持可燃混合气的自燃状态。所以，爆轰过程本身就实现了热机能量转换的基本过程。另外，爆轰反应面宽度只有毫米量级，可以高超声速传播，应该是名副其实的“超声速燃烧”。

(4) 从科学技术发展观来看，航空飞行器从亚声速、超声速到高超声速的发展应该是必然的。高超声速飞行器的研发尽管步履艰难，获得的进展还是鼓舞人心的。但是，高超声速飞行马赫数的“量变”，带来了气体动力学核心物理现象的“质变”，即反应气体流动。所以，高超声速飞行技术是航空航天领域的一场革命，需要一批革命性学科发现和技术创造的支撑才能实现。

致谢 作者衷心感谢中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室激波与爆轰物理课题组的全体同事，他们的勤奋和智慧推动了高超声速推进技术的研究工作。国家自然科学基金(11727901, 11532014, 12072353)资助项目。

参考文献

- 顾诵芬, 史超礼. 1988. 世界航空发展史. 河南: 河南科学技术出版社.
- 姜宗林. 2009. 关于吸气式高超声速推进技术研究的思考. *力学进展*, **39(4)**: 398-406.
- 姜宗林等. 2020. 气体爆轰物理及其统一框架理论. 北京: 科学出版社.
- 刘大响, 程荣辉. 2002. 世界航空动力技术的现状及发展动向. *北京航空航天大学学报*, **28(5)**: 490-496.
- Anderson J D. 1989. *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*. New York: McGraw-Hill Book Company.
- Billig F S. 1993. Research on supersonic combustion. *Journal of Propulsion & Power*, **9(4)**: 499-514.
- Choi J Y, Ma F, Yang V. 2005. Combustion oscillations in a scramjet engine combustor with transverse fuel injection. *Proc Combust Inst.* 30: 2851-2858.
- Heiser W H, Pratt D T. 1994. *Hypersonic Air-breathing Propulsion*. Reston. AIAA Ins.
- Jiang Z, Yu H. 2017. Theories and technologies for duplicating hypersonic flight conditions for ground testing. *National Science Review*, **4(3)**: 290-296.
- Jiang Z, Liu Y, Wang C, Luo C. 2019. Shock waves generated from the combustion in supersonic flows//32nd International Symposium on Shock Waves. Singapore, July 14-19.
- Jiang Z, Li J, Hu Z, Liu Y, Yu H. 2020. On theory and methods for advanced detonation-driven hypervelocity shock tunnels. *National Science Review*, **7(7)**: 1198-1207.
- Jiang Z, Zhang Z, Liu Y, Wang C, Luo C. 2021. The criteria for hypersonic airbreathing propulsion and its experimental verification. *Chinese Journal of Aeronautics*, **34(3)**: 94-104.
- Lin K C, Ma F, Yang V. 2010. Acoustic characterization of an ethylene-fueled scramjet combustor with a cavity flameholder. *J Propul Power*, **6 (26)**: 1161-1169.
- Oppenheim A K. 2006. *Dynamics of Combustion Systems*. New York: Springer.
- Peedles C. 2007. Road to Mach 10: Lessons Learned from the X-43A Flight Research Program. Reston. AIAA Ins.
- Stillwell W H. 1965. X-15 Research Results: With a Selected Bibliography. Washington DC: National Aeronautics and Space Administration.
- Teng H, Jiang Z. 2012. On the transition pattern of the oblique detonation structure. *Journal of Fluid Mechanics*, **713**: 659-669.
- Teng H, Ng H D, Li K, Luo C, Jiang Z. 2015. Evolution of cellular structures on oblique detonation surfaces. *Combustion and Flame*, **162**: 470-477.
- Viguier C, Silva L, Desbordes D, et al. 1996. Onset of oblique detonation waves: Comparison between experimental and numerical results for hydrogen-air mixtures. *Symposium (International) on Combustion*, **26(2)**: 3023-3031.
- Wang C, Han Z, Situ M. 2006. Investigation of high speed combustible gas ignited by a hot gas jet produced in the shock tube. *Shock Waves*, **15(2)**: 129-135.
- Yang P, Teng H, Jiang Z, Ng H. 2018. Effects of inflow Mach number on oblique detonation initiation with a two-step induction-reaction kinetic model. *Combustion and Flame*, **193**: 246-256.
- Yuan S X. 1999. On supersonic combustion. *Science China Mathematics*, **42(2)**: 171-179.
- Zucrow M J, Hoffman J D. 1976. *Gas Dynamics*. John Wiley and Sons. Ins.

(责任编辑: 倪明玖)

On supersonic combustion and hypersonic propulsion

JIANG Zonglin *

State Key Laboratory of High-Temperature Gas Dynamics,
Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

Abstract The advanced engine has been the core technology of the aviation industry for several decades. The air-breathing hypersonic propulsion is the top problem for future aerospace flight. The engine's performance depends on its energy conversion method and combustion mode, and the relevant theory is of fundamental and revealing significance. In this paper, the supersonic combustion is discussed first since it is the theoretical basis for the research and development of scramjet engines. Then, by reviewing related research progresses, three criteria of the air-breathing hypersonic ramjet propulsion are established. The first one can be used to determine the local subsonic or supersonic flow states of combustion products in supersonic reacting gas flows, revealing the mechanism of the upstream-traveling shock wave. The second one defines the critical Mach number for hypersonic ramjet operation for all the combustion modes, and is a necessary condition that needs to be considered in the engine design under the equivalent ratio combustion. The last one gives a critical wedge angle corresponding to the CJ oblique detonation, and its physical basis is the critical initiation state of detonation. Finally, the experimental research progress on the stationary oblique detonation ramjet (Sodramjet) engine is summarized, and its feasibility as a hypersonic engine for future aerospace flight is demonstrated.

Keywords scramjet, criteria, supersonic combustion, oblique detonation, sodramjet.



姜宗林, 中国科学院力学研究所研究员, 所学术委员会常务副主任. 毕业于北京大学力学系, 获博士学位. 一直从事激波计算方法、激波与爆轰物理、高温与高超声速气体动力学领域的研究工作, 在激波捕捉频散控制耗散格式、爆轰统一框架理论、爆轰驱动高焓激波风洞和斜爆轰冲压发动机的理论与技术方面都取得重要进展, 曾获美国航空航天 (AIAA) 地面试验奖、国家技术发明、中科院杰出科技成就奖、中国力学科技进步奖.

Received: 22 February 2021; accepted: 22 March 2021; online: 25 March 2021

* E-mail: zljiang@imech.ac.cn

© 2021 *Advances in Mechanics*.